

**TECHNIKA LOTNICZA I JEJ EKSPLOATACJA**

## 1. Płatowiec:

- 1) typ, nr fabryczny – Tu-154M, 90A837, producent – Куйбышевский Авиационный Завод, ZSRR;
- 2) data produkcji – 29.06.1990 r., resurs techniczny – 30 000 godz./15 000 lądowań/25 lat 6 miesięcy;
- 3) nalot całkowity – 5142 godz. 12 min, liczba lądowań – 3907;
- 4) przeprowadzone remonty:
  - a) I remont główny wykonany w „Внуковский Авиаремонтный Завод № 400 ГА” („ВАРЗ-400”), Moskwa, Rosja, zakończony dnia – 20.11.1996 r.;
  - b) II remont główny wykonany w „Внуковский Авиаремонтный Завод № 400 ГА” („ВАРЗ-400”), zakończony dnia – 20.05.2003 r.;
  - c) III remont główny wykonany w ОАО „Авиакор-Авиационный Завод” w Samarze, Rosja, zakończony dnia – 21.12.2009 r.;
- 5) ustalony resurs po ostatnim remoncie:
  - a) resurs całkowity – 30 000 godz./15 000 lądowań/25 lat 6 miesięcy;
  - b) resurs międzyremontowy – 7500 godz./4500 lądowań/6 lat;
- 6) nalot po ostatnim remoncie – 140 godz. 43 min, liczba lądowań – 77;
- 7) przeprowadzona ostatnia obsługa okresowa lub specjalna – przegląd 1K<sup>1</sup>, wykonany przez personel techniczny 1 eskadry lotniczej 36 splt, zakończony dnia 23.03.2010 r., nalot po ostatniej obsłudze – 26 godz. 36 min, liczba lądowań – 16;
- 8) nalot w dniu, w którym zaistniało zdarzenie lotnicze – 1 godz. 14 min, liczba lądowań – samolot uległ katastrofie;
- 9) ilość paliwa przed lotem – 18 672 kg (ustalono na podstawie wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14), po locie – w momencie katastrofy w zbiornikach pozostało około 10 600 kg (ustalono na podstawie zapisu rejestratora parametrów lotu, korespondencji radiowej oraz obliczeń zużycia paliwa podczas lotu);
- 10) ilość cieczy w instalacji hydraulicznej przed lotem – zgodnie z WT, po locie – w wyniku katastrofy wszystkie instalacje hydrauliczne zostały rozszczelnione;
- 11) ciśnienie powietrza w instalacji pneumatycznej przed lotem – nie dotyczy, po locie – nie dotyczy<sup>2</sup>.

<sup>1</sup> Obsługa wykonywana zgodnie z RO-86 – dokładne wyjaśnienie w ust. 3 pkt 2)

<sup>2</sup> Na samolocie nie było takiej instalacji

## 2. Zespół napędowy:

### 1) silnik nr 1 (lewy):

- a) typ, nr fabryczny – D-30KU-154 seria 2, 59319012423, producent – ZSRR,  
data produkcji – 31.03.1990 r.,  
resurs techniczny nadany w czasie produkcji – 18 000 godz.,
- b) całkowity czas pracy silnika – 4262 godz. 46 min,  
czas pracy dopalacza – nie dotyczy<sup>3</sup>,  
liczba uruchomień silnika – 3289, liczba cykli – 2492,6;
- c) przeprowadzone remonty:
  - I remont wykonany w OAO „НПО Сатурн” (OAO „NPO Saturn”, Zakład 030),  
zakończony 14.05.1996 r.,
  - II remont wykonany w OAO „BAP3-400”, Moskwa, zakończony dnia – 15.02.2003 r.,
  - III remont (usprawnienie sprężarki niskiego i sprężarki wysokiego ciśnienia)  
wykonany w „BAP3-400”, Moskwa, zakończony dnia – 17.06.2006 r.;
  - IV remont wykonany w OAO „NPO Saturn”, zakończony dnia – 28.08.2009 r.;ustalone resursy po ostatnim remoncie:  
resurs techniczny – 24 000 godz./11 100 cykli,  
resurs międzyremontowy – 5000 godz./2310 cykli/6 lat, z niżej wymienionymi ograniczeniami:
  - na zakresie startowym 125 godz.;
  - na zakresie nominalnym 1000 godz.;
  - 3500 włączeń rewersu;
  - 3750 uruchomień;czas pracy silnika po ostatnim remoncie – 147 godz. 04 min,  
czas pracy dopalacza – nie dotyczy,  
liczba uruchomień silnika – 99, liczba cykli – 70,6;
- d) przeprowadzona ostatnia obsługa okresowa lub specjalna – przegląd 1K, wykonany przez personel techniczny 1 eskadry lotniczej 36 splt, dnia – 23.03.2010 r.,  
czas pracy silnika po ostatniej obsłudze – 29 godz. 02 min,  
czas pracy dopalacza – nie dotyczy,  
liczba uruchomień – 23, liczba cykli – 15,2;
- e) ilość oleju przed lotem – 26 l (zgodna z WT),  
po locie – w wyniku katastrofy instalacja rozszczelniona, stwierdzono pozostałość oleju;
- f) parametry pracy silnika z ostatniego oblotu (próby):

---

<sup>3</sup> Silnik nie ma dopalacza

Data			22.03.2010 r.		
Ciśnienie		mmHg	756		
Temperatura		°C	+6		
Zakres			STARTOWY		
Obroty włączenia wg ITE-2T	I grupa sprężarki	%	95,0		
	II grupa sprężarki	%	85,0		
Ciśnienie	oleju	kg/cm <sup>2</sup>	4,5		
	paliwa	kg/cm <sup>2</sup>	50		
Temperatura	gazów za turbiną	°C	560		
	oleju	°C	30		
Akceleracja		s	8		
Wibracja	Skrzynka napędów	mm/s	10		
	Tylna podpora	mm/s	13		
Temp. ograniczenia wg WPRT-44		°C	515		
Obroty (częstotliwość) włączenia wg ITE-2T	KPW	wzrost	%	77,0	
		spadek	%	76,0	
	WNA	-33	wzrost	%	73,5
			spadek	%	71,5
		0	wzrost	%	91,0
			spadek	%	88,5
	Wyłączenie StW-3T		%	43	

2) silnik nr 2 (środkowy):

a) typ, nr fabryczny – D-30KU-154 seria 2, 59249012426, producent – ZSRR,

data produkcji – 24.11.1990 r.,

resurs techniczny nadany w czasie produkcji – 18 000 godz.,

b) całkowity czas pracy silnika – 7067 godz. 25 min,

czas pracy dopalacza – nie dotyczy,

liczba uruchomień – 4924, liczba cykli – 3761,6;

c) przeprowadzone remonty:

- I remont wykonany w OAO „NPO Saturn”, zakończony dnia – 03.10.1996 r.,

- II remont wykonany w OAO „BAP3-400”, zakończony dnia – 22.02.2003 r.,

- III remont wykonany w OAO „NPO Saturn”, zakończony dnia – 26.08.2009 r.,

ustalone resursy po ostatnim remoncie:

resurs techniczny – 24 000 godz./11 100 cykli,

resurs międzyremontowy – 5000 godz./2310 cykli/6 lat, z niżej wymienionymi

ograniczeniami:

- na zakresie startowym 125 godz.;
- na zakresie nominalnym 1000 godz.;
- 3750 uruchomień.

czas pracy silnika po ostatnim remoncie – 147 godz. 04 min,

czas pracy dopalacza – nie dotyczy,

liczba uruchomień silnika – 100, liczba cykli – 70,6;

- d) przeprowadzona ostatnia obsługa okresowa lub specjalna – przegląd 1K, wykonany przez personel techniczny 1 eskadry lotniczej 36 splt, dnia – 23.03.2010 r.

czas pracy silnika po ostatniej obsłudze – 29 godz. 02 min,

czas pracy dopalacza – nie dotyczy,

liczba uruchomień silnika – 23, liczba cykli – 15,2;

- e) ilość oleju przed lotem – 22 l (zgodna z WT),

po locie – w wyniku katastrofy instalacja rozszczelniona, stwierdzono pozostałość oleju;

- f) parametry pracy silnika z ostatniego oblotu (próby):

Data			22.03.2010 r.		
Ciśnienie		mmHg	756		
Temperatura		°C	+6		
Zakres			START		
Obroty wg ITE-2T	I stopień sprężarki	%	94,2		
	II stopień sprężarki	%	85,0		
Ciśnienie	oleju	kg/cm <sup>2</sup>	4,2		
	paliwa	kg/cm <sup>2</sup>	50		
Temperatura	gazów za turbiną	°C	565		
	oleju	°C	38		
Akceleracja		s	8		
Wibracja	Przednia podpora	mm/s	18		
	Tylna podpora	mm/s	10		
Temp. ograniczenia wg WPRT-44		°C	520		
Obroty (częstotliwość) włączenia wg ITE-2T	KPW	wzrost	%	78,0	
		spadek	%	77,0	
	WNA	-33	wzrost	%	74,0
			spadek	%	72,0
		0	wzrost	%	91,0
			spadek	%	88,5
	Wyłączenie StW-3T		%	44	



3) silnik nr 3 (prawy):

- a) typ, nr fabryczny – D-30KU-154 seria 2, 59219012414, producent – ZSRR,  
data produkcji – 21.03.1990 r.,  
resurs techniczny nadany w czasie produkcji – 18 000 godz.,
- b) całkowity czas pracy silnika – 3991 godz. 16 min,  
czas pracy dopalacza – nie dotyczy,  
liczba uruchomień silnika – 3231, liczba cykli – 2470,6;
- c) przeprowadzone remonty:
- I remont wykonany w OAO „NPO Saturn”, zakończony dnia – 02.10.1996 r.,
  - II remont wykonany w „BAP3-400”, zakończony dnia – 18.02.2003 r.,
  - III remont (usprawnienie po zablokowaniu wirnika sprężarki wysokiego ciśnienia) wykonany w „OAO „NPO Saturn”, zakończony dnia – 20.02.2007 r.,
  - IV remont wykonany w OAO „NPO Saturn”, zakończony 25.08.2009 r.
- ustalone resursy po ostatnim remoncie:  
resurs techniczny – 24 000 godz./11 100 cykli,  
resurs międzyremontowy – 5000 godz./2310 cykli/6 lat, z niżej wymienionymi ograniczeniami:
- na zakresie startowym 125 godz.,
  - na zakresie nominalnym 1000 godz.,
  - 3500 włączeń rewesu,
  - 3750 uruchomień;
- czas pracy silnika po ostatnim remoncie – 147 godz. 04 min,  
czas pracy dopalacza – nie dotyczy,  
liczba uruchomień silnika – 98, liczba cykli – 70,6;
- d) przeprowadzona ostatnia obsługa okresowa lub specjalna – przegląd 1K, wykonany przez personel techniczny 1 eskadry lotniczej 36 splt, dnia – 23.03.2010 r.,  
czas pracy silnika po ostatniej obsłudze – 29 godz. 02 min,  
czas pracy dopalacza – nie dotyczy,  
liczba uruchomień silnika – 23, liczba cykli – 15,2;
- e) ilość oleju przed lotem – 25 l (zgodna z WT),  
po locie – w wyniku katastrofy instalacja rozszczelniona, stwierdzono pozostałość oleju;
- f) parametry pracy silnika z ostatniego oblotu (próby):

Data			22.03.2010 r.		
Ciśnienie		mmHg	756		
Temperatura		°C	+6		
Zakres			START		
Obroty wg ITE-2T	I stopień sprężarki	%	94,5		
	II stopień sprężarki	%	84,5		
Ciśnienie	oleju	kg/cm <sup>2</sup>	4,3		
	paliwa	kg/cm <sup>2</sup>	50		
Temperatura	gazów za turbiną	°C	570		
	oleju	°C	35		
Akceleracja		s	7		
Wibracja	Przednia podpora	mm/s	8		
	Tylna podpora	mm/s	10		
Temp. ograniczenia wg WPRT-44		°C	515		
Obroty (częstotliwość) włączenia wg ITE-2T	KPW	wzrost	%	78,0	
		spadek	%	77,0	
	WNA	-33	wzrost	%	74,0
			spadek	%	71,5
		0	wzrost	%	90,5
			spadek	%	88,0
	Wyłączenie StW-3T		%	44	

**Na podstawie informacji zawartych w powyższych punktach podkomisja techniczna stwierdziła, że samolot Tu-154M nr 101 miał wykonane wymagane remonty i obsługi oraz resursy techniczny i międzyremontowy.**

3. Dodatkowe informacje o statku powietrznym:

- 1) W dokumentacji samolotu występują różne oznaczenia identyfikujące samolot: Tu-154M nr fabryczny 00837 lub 837, lub 90A837, lub 90A837(101) oraz nr boczny 101. W dalszym opisie przyjęto: Tu-154M nr 101.
- 2) Samolot był obsługiwany zgodnie z „Ту-154М. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 1. Оперативные формы технического обслуживания, № 76-И/90603-Ф-001-0. Дополнительно на самолет № 837” oraz „Ту-154М. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 2. Периодические формы технического обслуживания, № 76-И/90603-Ф-001-0. Действительно на самолет № 837”, dalej nazywane „RO-86” – skrót od „Регламент Обслуживания” – wydanie 1986,

stanowiący odpowiednik Jednolitych zestawów obsługi technicznych, jakie obowiązują dla większości innych typów statków powietrznych użytkowanych w lotnictwie SZ RP.

3) Samolot został wpisany do prowadzonego przez MON rejestru wojskowych statków powietrznych dnia 24.01.2005 r. w pozycji rejestru Sz-428 i otrzymał nr rejestracyjny 101.

4) Po ostatnim remoncie samolot został przekazany użytkownikowi w wersji SALON, przystosowanej do przewozu 90 pasażerów. Wraz z samolotem przekazano dokument o nazwie „Самолет Ту-154М. Руководство по загрузке и центровке. Дополнение к руководству по загрузке и центровке самолетов Ту-154М борт. (зав.) № № **101 (90A837)** и 102 (90A862) Спецотряда Польской республики **в вариантах компоновок »Салон« на 90 и 89 пассажирских мест»** zarejestrowany w 36 splt w RWD nr 88/10.

W dniu katastrofy kabina pasażerska samolotu była przystosowana do przewozu 100 pasażerów, czego powyższy dokument nie uwzględniał.

5) Na samolocie zabudowane były pironaboje typu PP-3: 12 szt. w głowicach APC-1670 gaśnic ppoż. typu 2-8-1 systemu gaszenia pożaru w silnikach oraz 3 szt. w głowicach GZSM gaśnic OSU-5P-01 instalacji gazu neutralnego systemu awaryjnego lądowania bez podwozia.

6) Dane zamieszczone w punktach 1. Płatowiec i 2. Zespół napędowy, dotyczące zużycia rezerwu płatowca i zespołu napędowego, skorygowano, uwzględniając różnice wynikające z nieprowadzenia na bieżąco dokumentacji obsługowej samolotu oraz z błędów w obliczeniu nalołów i lądowań. Stwierdzone różnice nie powodowały przekroczeń eksploatacyjnych i nie miały wpływu na terminy wykonywania remontów i prac obsługowych.

Szczegółowe informacje dotyczące samolotu w zakresie przeprowadzonych remontów i modernizacji, nadawanych rezerwów oraz wykonywanych biuletynów technicznych w okresie od daty produkcji do dnia katastrofy znajdują się w załączniku nr 4.1 – „Przebieg eksploatacji samolotu”.

#### 4. Dane personelu obsługi statku powietrznego

Poniższe dane dotyczą personelu służby inżynieryjno-lotniczej przygotowującego samolot Tu-154M nr 101 do lotu w dniu 10 kwietnia 2010 r.:

1) w specjalności płatowiec i silnik:

a) starszy technik klucza płatowca i silnika sprawujący nadzór nad wykonywanymi czynnościami – starszy technik klucza PiS,

wykształcenie specjalistyczne – Techniczna Szkoła Wojsk Lotniczych, Zamość, 1995 r.,  
staż pracy przy obsłudze samolotu Tu-154M – 15 lat;

b) technik samolotu wykonujący czynności obsługowe – technik samolotu PiS nr 1,

wykształcenie specjalistyczne – Szkoła Podoficerska Sił Powietrznych, Dęblin, 2006 r.,  
staż pracy przy obsłudze samolotu Tu-154M – 3 lata;

2) w specjalności osprzęt lotniczy:

a) starszy technik klucza osprzętu sprawujący nadzór nad wykonywanymi czynnościami –  
starszy technik klucza O,

wykształcenie specjalistyczne – Techniczna Szkoła Wojsk Lotniczych, Zamość, 1990 r.  
staż pracy przy obsłudze samolotu Tu-154M – 14 lat;

b) technik samolotu wykonujący czynności obsługowe – technik samolotu O nr 1,

wykształcenie specjalistyczne – Techniczna Szkoła Wojsk Lotniczych, Zamość, 1994 r.  
staż pracy przy obsłudze samolotu Tu-154M – 11 lat;

3) w specjalności urządzenia radioelektroniczne:

a) starszy technik klucza urządzeń radioelektronicznych sprawujący nadzór nad  
wykonywanymi czynnościami – starszy technik samolotu URE nr 1,

wykształcenie specjalistyczne – Techniczna Szkoła Wojsk Lotniczych, Zamość, 1993 r.  
staż pracy przy obsłudze samolotu Tu-154M – 4 lata;

b) starszy podoficer obsługi samolotu wykonujący czynności obsługowe – starszy  
podoficer obsługi samolotu URE nr 1,

wykształcenie specjalistyczne – Szkoła Podoficerska Sił Powietrznych, Dęblin, 2006 r.,  
staż pracy przy obsłudze samolotu Tu-154M – 2 lata;

W przygotowaniu samolotu do lotu uczestniczył także członek załogi samolotu – starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M (dane dotyczące jego wykształcenia znajdują się w załączniku nr 1 – „Wyszkolenie załogi i przebieg zdarzenia lotniczego”).

W celu zweryfikowania kwalifikacji osób, wykonawców obsługi technicznej samolotów Tu-154M, sprawdzono szczegółowo dokumentację szkoleniową części personelu technicznego (jeden zestaw dokumentacji z każdej specjalności), który wykonywał obsługę techniczną samolotów Tu-154M w 36 splt. Stwierdzono:

- Personel techniczny 36 splt uprawniony do wykonywania obsługi samolotów Tu-154M liczył na dzień 10.04.2010 r. 28 osób, z których 27 ma odpowiednie wykształcenie specjalistyczne zdobyte w szkołach technicznych lub innych uczelniach wojskowych kształcących personel inżynieryjno-lotniczy. Jeden mechanik, zatrudniony na etacie pracownika wojska, nie ukończył technicznej szkoły wojskowej, został jednak dopuszczony do samodzielnego wykonywania obsługi technicznej po przeszkoleniu i zdaniu egzaminów.
- Każdy z członków personelu SIL otrzymał – rozkazem dowódcy 36 splt – uprawnienia do wykonywania obsługi technicznej samolotu Tu-154M w danej specjalności, po teoretycznym i praktycznym przeszkoleniu oraz zdaniu egzaminów komisyjnych.

- Staż pracy personelu SIL przy obsłudze technicznej samolotu Tu-154M:
  - od 1 roku do 5 lat ► 15 osób,
  - od 6 lat do 10 lat ► 3 osoby,
  - od 11 lat do 15 lat ► 10 osób.
- Proces szkolenia personelu technicznego 36 splt realizowano na podstawie instrukcji zatytułowanej „Zasady szkolenia personelu technicznego w jednostkach lotniczych oraz dopuszczania specjalistów służby inżynieryjno-lotniczej do pracy na sprzęcie lotniczym”, sygn. Lot. 1779/77. Wymieniony powyżej personel techniczny odbył specjalistyczne przeszkolenia (w swojej specjalności) na podstawie „Programu przeszkolenia technicznego personelu SIL w specjalności płatowiec i silnik, osprzęt, URE na samolot Tu-154M”, Warszawa 2004, opracowanego przez szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt oraz zatwierdzonego przez Zastępcę Szefa Logistyki WLOP – Szefa Techniki Lotniczej.
- Poszczególne, dla danych specjalności, części „Programu przeszkolenia...” realizowano niezgodnie z określonym w nim zakresem (tematyka, czas przeznaczony na szkolenie teoretyczne i praktyczne, stosowanie pomocy szkoleniowych).
- „Program przeszkolenia...” od daty jego zatwierdzenia i wdrożenia, nie został nigdy uaktualniony pod kątem dostosowania jego zawartości merytorycznej do potrzeb wynikających z doświadczeń eksploatacyjnych czy też zmieniającej się konfiguracji/statusu samolotu w wyniku wprowadzanych modernizacji. Ponadto „Program przeszkolenia...” nie spełnia niektórych wymogów określonych w „Zasadach szkolenia personelu technicznego w jednostkach lotniczych...” (np. wymogu przeprowadzenia szkolenia praktycznego w jednostce macierzystej w wymiarze 168 godz.).
- Zarówno „Zasady szkolenia...”, jak i „Program przeszkolenia...” nakazują, dla grup poniżej siedmiu osób, stosowanie „samokształcenia” jako jedynej, podstawowej metody szkolenia personelu technicznego.
- Przy zastosowaniu „samokształcenia” w 36 splt osoba szkolona – a faktycznie szkoląca się samodzielnie – powinna korzystać z pomocy naukowych wydanych w języku rosyjskim (instrukcje eksploatacji samolotu, albumy schematów elektrycznych, opisy techniczne i instrukcje eksploatacji urządzeń i agregatów). Dokumentacja ta nie została przetłumaczona na język polski pomimo wielokrotnego zgłaszania przez dowódców 36 splt takich potrzeb swoim przełożonym (podkomisji technicznej przedstawiono telegramy w tej sprawie). Nie prowadzono także kursów języka rosyjskiego ani kontroli znajomości tego języka wśród personelu technicznego, chociaż przełożeni wiedzieli o poważnych brakach w tym zakresie. Tak więc „samokształcenie”, przy braku znajomości języka rosyjskiego, nie gwarantowało odpowiedniego poziomu wyszkolenia personelu SIL.

Szczegółowe informacje dotyczące wyszkolenia personelu technicznego 36 splt obsługującego samoloty Tu-154M zamieszczono w załączniku nr 4.2 – „Wyszkolenie personelu technicznego”.

**Podkomisja techniczna stwierdziła, że personel techniczny 36 splt, który wykonywał obsługi na samolocie Tu-154M nr 101, miał wymagane uprawnienia (dopuszczenia) wydane na podstawie obowiązujących w dniu katastrofy w lotnictwie Sił Zbrojnych RP przepisów. Stwierdzone liczne niedociągnięcia w realizacji procesu szkolenia, które zostały opisane w załączniku nr 4.2, wynikały z braku profesjonalnie przygotowanej kadry instruktorskiej do prowadzenia szkolenia. Za szkolenie odpowiedzialność ponosił kierowniczy personel służby inżynieryjno-lotniczej pułku, którego podstawowym zadaniem było nadzorowanie procesu przygotowywania statków powietrznych do lotów, wykonywania obsług bieżących, okresowych i specjalnych oraz analizowanie niesprawności. Zapewnienie odpowiedniego standardu szkolenia w takich warunkach było niemożliwe.**

#### 5. Przygotowanie statku powietrznego do lotu

Do lotu w dniu 10 kwietnia 2010 r. samolot został przygotowany zgodnie z następującymi dokumentami:

- 1) „Instrukcja służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, sygn. WLOP 21/90, Poznań 1991;
- 2) „Instrukcja organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, sygn. WLOP 408/2009, Warszawa 2009;
- 3) „RO-86”<sup>4</sup>.

Zgodnie z § 11, ust. 20 „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD” osobą nadzorującą całokształt przedsięwzięć związanych z obsługą i bezpośrednim przygotowaniem statku powietrznego do wykonania lotu o statusie HEAD był w tym dniu członek Komisji Oblotów Samolotów i Śmigłowców, starszy inżynier urządzeń radioelektronicznych Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt. „Instrukcja organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD” nie precyzuje, na czym nadzór ma polegać i co należy do obowiązków osoby nadzorującej.

Bezpośrednio przed lotem obsługi bieżące  $A_2 + P_S$  na samolocie Tu-154M nr 101 wykonał personel służby inżynieryjno-lotniczej 1 eskadry lotniczej 36 splt wymieniony w punkcie 4. W czynnościach przygotowania samolotu do lotu brał udział również członek załogi, starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M (zgodnie z § 11, ust. 20 „Instrukcji organizacji lotów

---

<sup>4</sup> W 36 splt zamiast obowiązujących wg „RO-86” obsług „по встрече (BC)”, „по обеспечению стоянки (OC)” oraz „по обеспечению вылета (OB)” wykonywano obsługi  $P_S$  oraz  $P_P$  będące kombinacją ww. obsług.

statków powietrznych o statusie HEAD”). Jego obowiązkiem było „wykonanie uruchomienia zespołu napędowego i kontroli parametrów jego pracy”. Ponadto zgodnie z opracowanym dla jego stanowiska zakresem obowiązków powinien razem z naziemnym personelem technicznym wykonać obsługę przedlotową. Zdaniem podkomisji technicznej zakres obowiązków nieprecyzyjnie określa zadania starszego technika obsługi pokładowej.

Z oświadczenia starszego technika klucza PiS wynika, że samolot Tu-154M nr 101 został przyjęty przez niego od dyżurnego hangaru o godz. 02.00<sup>5</sup>. Potwierdzenie przyjęcia samolotu o tej godzinie przez starszego technika klucza PiS znajduje się w „Księżce dyżurnego hangaru samolotów (śmigłowców)”, zarejestrowanej w RWD nr 93/111, na str. 143. Po przyjęciu samolotu starszy technik klucza PiS nadzorował wykonywanie czynności w zakresie obsług bieżących na płatowcu i silnikach samolotu przez technika samolotu PiS nr 1, który potwierdził wykonanie czynności obsługowych w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”.

Starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M przyjął samolot o godz. 02.20. Przyjęcie samolotu zostało potwierdzone w „Księżce obsługi statku powietrznego”.

Specjaliści osprzętu i urządzeń radioelektronicznych w pierwszej kolejności rozpoczęli wykonywanie obsług na samolotach Jak-40 nr 045 oraz Jak-40 nr 044.

Specjaliści osprzętu rozpoczęli wykonywanie obsługi na samolocie Tu-154M nr 101 około godz. 02.00, urządzeń radioelektronicznych natomiast około godz. 02.30. W obydwu specjalnościach zakończono wykonywanie prac około godz. 03.00, potwierdzając to wpisem do „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”.

W specjalności osprzęt obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/O/13 (adnotacja w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”).

Technik samolotu O nr 1 potwierdził wykonanie czynności obsługowych w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”. Nie zachował się fragment „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zawierający podpisy starszego technika klucza O w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 20/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Nadzór”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy” (we wszystkich rubrykach w kolumnach „Nadzór” „Nazwisko” zachowały się jedynie początkowe litery jego nazwiska).

Starszy podoficer obsługi samolotu URE nr 1 potwierdził wykonanie czynności obsługowych w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”.

Nie zachował się fragment „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zawierający podpis starszego technika samolotu URE nr 1 w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w części VI „Potwierdzenie

---

<sup>5</sup> wszystkie czasy występujące w tym załączniku są zgodne z UTC.

wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Nadzór”, „Podpis”, w rubryce „Radio” (w rubryce w kolumnach „Nadzór” „Nazwisko” zachował się jedynie zapis jego nazwiska).

Około godz. 03.00 samolot Tu-154M nr 101 wyprowadzono z hangaru w celu wykonania próby silników. O godz. 03.05 starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M rozpoczął próby silników. Po uruchomieniu silnika nr 1 (lewego), a następnie silnika nr 2 (środkowego) przerwano proces uruchamiania na komendę technika samolotu PiS nr 1, który zauważył wyciek cieczy spod osłony silnika nr 2. Wykonana przez niego, wspólnie ze starszym technikiem klucza PiS (co potwierdzają ich oświadczenia), analiza wykazała jednoznacznie, że wyciekającą cieczą była woda pozostała po myciu części ogonowej samolotu poprzedniego dnia. Przeprowadzono ponownie próbę silników, którą zakończono około godz. 03.24. W „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M dokonał wpisu: „Uruchomiono silniki główne na mały gaz. Proces uruchamiania oraz parametry małego gazu zgodne z WT. Czas pracy silników na ziemi 5 minut. Wybiegi SWC: 1) – 34 sek, 2) – 36 sek, 3) – 33 sek.” oraz potwierdził podpisem wykonanie próby.

Z oświadczenia starszego technika klucza PiS wynika, że nie zachodziła potrzeba uzupełnienia instalacji płatowcowych i silnikowych: „...podczas wykonywania obsług  $A_2 + P_s$  na samolocie Tu-154M nr 101 nie były uzupełniane instalacje płatowcowe i silnikowe żadnymi cieczami roboczymi oraz nie była uzupełniana instalacja paliwowa samolotu”.

Około godz. 03.30 starszy technik klucza PiS potwierdził w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” wykonanie wszystkich prac w specjalności płatowiec i silnik. Ustalono to na podstawie oświadczenia, ponieważ ten fragment „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” uległ uszkodzeniu w katastrofie samolotu.

Nie zachował się fragment „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, z podpisem starszego technika klucza PiS potwierdzającym zakończenie prac obsługowych we wszystkich specjalnościach.

Samolot dopuścił do lotu starszy technik klucza PiS o godz. 03.40 (zgodnie z jego oświadczeniem), dokonując stosownego wpisu w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”.

W „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 20/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Przyjęcie statku powietrznego przez pilota”, w rubryce „Nazwisko” wpisano nazwiska dowódcy statku powietrznego dokonał prawdopodobnie starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M, natomiast **brakuje podpisu dowódcy statku powietrznego.**



O godz. 03.30 (zgodnie z oświadczeniem funkcjonariusza BOR) samolot został sprawdzony pod względem pirotechnicznym przez Biuro Ochrony Rządu. W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” znajduje się wpis funkcjonariusza BOR: „Kontrola pirotechniczna. Materiałów niebezpiecznych nie stwierdzono” oraz podpis.

O godz. 04.30 do luków samolotu został załadowany bagaż, a na jego pokład catering.

Przed godz. 05.00 w samolocie zajęli miejsca ostatni pasażerowie, a po przybyciu Prezydenta RP meldunek o gotowości załogi i sprawności samolotu do wylotu złożył Dowódca Sił Powietrznych.

Po zajęciu miejsca w samolocie przez Prezydenta RP o godz. 05.14 załoga zaczęła uruchamiać silniki, o godz. 05.16 sprawdziła sterowanie (wg oświadczeń personelu technicznego nie zgłosiła uwag do jego funkcjonowania) i o godz. 05.17 rozpoczęła kołowanie na drogę startową. Załoga nie zgłosiła żadnych nieprawidłowości w trakcie kołowania. Start samolotu nastąpił o godz. 05.27.

Więcej informacji dotyczących czynności wykonywanych na samolocie w ramach przygotowania samolotu Tu-154M nr 101 do lotu w dniu 10 kwietnia 2010 r. od wykonania oblotu komisijnego do startu samolotu zamieszczono w załączniku nr 4.3 – „Przygotowanie samolotu do lotu”.

**Podkomisja techniczna stwierdziła, że w dniu 10 kwietnia 2010 r., w trakcie bezpośredniego przygotowania samolotu Tu-154M nr 101 do lotu, podczas którego doszło do katastrofy, personel techniczny 36 splt prawidłowo wykonał wszystkie wymagane czynności.**

6. Przestrzeganie przepisów SIL, zaleceń powypadkowych i pokontrolnych, realizacja zaleceń profilaktycznych

W celu ustalenia związku pomiędzy przestrzeganiem przepisów, zaleceń powypadkowych i pokontrolnych oraz realizacją zaleceń profilaktycznych a zdarzeniem lotniczym podkomisja techniczna wykonała następujące czynności:

- 1) dokonano porównania stanu faktycznego ze stanem prawnym zawartym w następujących dokumentach normatywnych:
  - a) „Regulamin lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej” (RL-2006), Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006, DSP (ze zmianami wprowadzonymi decyzją Nr 555/MON z dnia 11.12.2008 r.);
  - b) „Instrukcja organizacji lotów w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej” (IOL-2008), DSP, Warszawa 2008, stanowiąca załącznik do decyzji Nr 539/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 23 listopada 2007 r.;

- c) „Instrukcja służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej. Cz. I”, sygn. WLOP 21/90, Poznań 1991;
  - d) „RO-86”;
  - e) „Instrukcja organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, sygn. WLOP 408/2009, Warszawa 2009;
  - f) „Instrukcja bezpieczeństwa lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej”, sygn. WLOP 346/2004, Warszawa 2004;
  - g) „Zasady szkolenia personelu technicznego w jednostkach lotniczych oraz dopuszczania specjalistów służby inżynieryjno-lotniczej do pracy na sprzęcie lotniczym”, sygn. Lot. 1779/77, Poznań 1977;
  - h) „Zasady szkolenia i kontroli technicznego personelu latającego oraz dopuszczenia specjalistów służby inżynieryjno-lotniczej do wykonywania lotów w składzie załogi na statkach powietrznych”, DWLot., Poznań 1979.  
Stwierdzono szereg nieprawidłowości, które wymieniono i opisano w punkcie „7. Niedociągnięcia w pracy służby inżynieryjno-lotniczej”;
- 2) dokonano oceny jakości obowiązujących dokumentów normatywnych pod względem spójności zawartych w nich przepisów oraz ich aktualności i stwierdzono:
- a) „Instrukcja służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej. Cz. I” – instrukcja wydana w 1991 roku nie była od 2000 roku aktualizowana, przez co stała się niespójna z treścią nadrzędnych dokumentów normatywnych (RL-2006, IOL-2008). Ponadto zmiany, jakie zostały dokonane w strukturach jednostek lotnictwa SZ RP i organizacji szkolenia lotniczego, nie zostały uwzględnione w instrukcji, przez co stała się ona w dużym stopniu nieaktualna;
  - b) „RO-86” – pozyskany razem z zakupionym samolotem Tu-154M nr 101, nie został formalnie wprowadzony do stosowania w lotnictwie Sił Zbrojnych RP (brak decyzji, zarządzenia, rozkazu lub innego polecenia). Podkomisji technicznej nie przedstawiono żadnego dokumentu potwierdzającego wdrożenie do użytkowania w 36 splt ww. „RO-86”. Do 36 splt w 2004 r. został zakupiony komplet „RO-02-M”, jednakże podkomisja techniczna nie uzyskała informacji, dlaczego nie został on przyjęty do stosowania. Według opinii personelu 36 splt prawdopodobnie czynnikiem decydującym o jego nie wprowadzeniu była konieczność zwiększenia częstotliwości wykonywanych prac okresowych w certyfikowanym rosyjskim zakładzie remontowym (z jednej obsługi wykonywanej w roku na co najmniej 4 obsługi w ciągu roku), co jest typowe dla lotnictwa komercyjnego (wielokrotnie wyższe naloty miesięczne, kwartalne i roczne). Skutkiem przyjęcia „RO-02-M” byłaby znacznie ograniczona dostępność samolotu do

- realizacji zadań lotniczych. Jedynym znanym podkomisji technicznej dokumentem polecającym wprowadzić oryginalne instrukcje rosyjskie samolotu Tu-154M jako **czasowo** obowiązujące jest telegram Zastępcy Szefa Logistyki WLOP – Szefa Techniki Lotniczej – Głównego Inżyniera Wojsk Lotniczych nr 439 z dnia 15.02.2000 r. Personel SIL 36 splt samodzielnie wprowadzał zmiany w „RO-86” wynikające z treści pozyskiwanych biuletynów technicznych wdrażających zmiany w obsłudze technicznej;
- c) „Zasady szkolenia personelu technicznego w jednostkach lotniczych oraz dopuszczania specjalistów służby inżynieryjno-lotniczej do pracy na sprzęcie lotniczym” – pomimo zmian w strukturach jednostek lotnictwa SZ RP, organizacji szkolenia lotniczego oraz dokumentach normatywnych, zasady szkolenia personelu technicznego nie zostały zaktualizowane;
  - d) „Zasady szkolenia i kontroli technicznego personelu latającego oraz dopuszczenia specjalistów służby inżynieryjno-lotniczej do wykonywania lotów w składzie załogi na statkach powietrznych”, DWLot., Poznań 1979 – pomimo wielu zmian, jakie zaszły w lotnictwie SZ RP od czasu opracowania tego dokumentu, nie zawiera on żadnych zmian i jest już w dużym stopniu nieaktualny, a w niektórych punktach nawet sprzeczny z nowszymi dokumentami normatywnymi;
- 3) przeprowadzono analizę zapisów w dokumentacji pokładowej samolotu Tu-154M nr 101 od daty produkcji do dnia katastrofy – stwierdzone uwagi do sposobu prowadzenia dokumentacji umieszczono w punkcie „7. Niedociągnięcia w pracy służby inżynieryjno-lotniczej”;
  - 4) ustalono oraz poddano analizie czynności, jakie wykonywano na samolocie Tu-154M nr 101 od ostatniego oblotu komisyjnego do dnia katastrofy – stwierdzone nieprawidłowości umieszczono w punkcie „7. Niedociągnięcia w pracy służby inżynieryjno-lotniczej”;
  - 5) sprawdzono dokumentację szkoleniową części personelu technicznego obsługującego samolot Tu-154M nr 101 – uwagi zamieszczono w punkcie „4. Dane personelu obsługi statku powietrznego”;
  - 6) zapoznano się ze sposobem usuwania niesprawności, jakie występowały na samolocie Tu-154M nr 101 – stwierdzone nieprawidłowości umieszczono w punkcie „7. Niedociągnięcia w pracy służby inżynieryjno-lotniczej”;
  - 7) zapoznano się z dokumentacją badania wypadków lotniczych i poważnych incydentów lotniczych, zaistniałych w 36 splt od 2003 r., oraz realizacją opracowanych po tych zdarzeniach zaleceń profilaktycznych w zakresie techniki lotniczej – uwag nie stwierdzono;

8) sprawdzono realizację zaleceń pokontrolnych w zakresie dotyczącym techniki lotniczej oraz personelu służby inżynieryjno-lotniczej 36 splt – uwag nie stwierdzono.

**W wyniku przeprowadzonej przez podkomisję techniczną kontroli przestrzegania przepisów SIL stwierdzono nieprawidłowości polegające na braku aktualności oraz wzajemnej spójności dokumentów normatywnych, co miało wpływ na stwierdzone niedociągnięcia, opisane w pkt 7.**

7. Niedociągnięcia w pracy służby inżynieryjno-lotniczej:

1) brak wydania przez uprawnionych przełożonych personelu 36 splt dokumentu (decyzja, zarządzenie, rozkaz lub inny), na podstawie którego wprowadzono dokumentację eksploatacyjną samolotu Tu-154M do użytkowania w lotnictwie Sił Zbrojnych RP. Jedynym znanym dokumentem polecającym wprowadzić oryginalne instrukcje rosyjskie samolotu Tu-154M jako czasowo obowiązujące jest telegram Zastępcy Szefa Logistyki WLOP – Szefa Techniki Lotniczej – Głównego Inżyniera Wojsk Lotniczych nr 439 z dnia 15 lutego 2000 r.;

2) brak w lotnictwie SZ RP podstaw prawnych do wydania dokumentów o nazwie: „Świadectwo sprawności technicznej – Certificate of Airworthiness”, „Świadectwo zdatności w zakresie hałasu – Noise Certificate”, „Świadectwo o dopuszczeniu statku powietrznego do lotów w warunkach RVSM – Certificate of Admission to Flights in RVSM Conditions” dla samolotów Tu-154M nr 101 oraz 102.

Ze względu na konieczność realizacji niektórych lotów zleczanych przez przełożonych 36 splt personel jednostki opracował wzorce dokumentów wymaganych przez przepisy lotnicze obowiązujące w lotnictwie cywilnym o nazwie „Świadectwo sprawności technicznej – Certificate of Airworthiness”, „Świadectwo zdatności w zakresie hałasu – Noise Certificate”, „Świadectwo o dopuszczeniu statku powietrznego do lotów w warunkach RVSM – Certificate of Admission to Flights in RVSM Conditions” dla samolotów Tu-154M nr 101 oraz 102 i przedstawiał je do zatwierdzania przełożonym. Ww. dokumenty mogły jedynie potwierdzać gotowość techniczną samolotu do spełnienia wymagań nakładanych przez przepisy cywilne w tym zakresie. Jednakże personel 36 splt nie przedstawił realizacji innych czynności nakładanych odpowiednimi przepisami takich jak np.: szkolenie personelu w zakresie wykonywania lotów w warunkach RVSM, wykonywanie w locie okresowych sprawdzeń poprawności wskazań przyrządów pokładowych i innych;

3) 36 splt nie miał dokumentacji wzorcowej samolotu Tu-154M.

Jest to niezgodne z ustaleniami zawartymi w „Instrukcji służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90 pkt 55-57 o treści: „55. W każdej jednostce (...) prowadzi się wzorcowy egzemplarz dokumentacji, do

którego wnosi się wszystkie zmiany i uzupełnienia dotyczące eksploatacji sprzętu lotniczego. 56. Odpowiedzialność za systematyczne i prawidłowe prowadzenie dokumentacji wzorcowej oraz za opanowanie przez personel SIL wprowadzonych zmian i uzupełnień ponosi zastępca dowódcy jednostki ds. inżynieryjno-lotniczych (równorzędny) i inżynierowie specjalności, (...) Wymienione osoby funkcyjne powinny nie rzadziej niż raz na trzy miesiące sprawdzać stan i prowadzenie dokumentacji wzorcowej. 57. Zmiany w roboczych egzemplarzach dokumentacji wnosi się na podstawie egzemplarzy wzorcowych”.

Na pokładzie samolotu znajdował się jedyny, oryginalny, uaktualniony komplet dokumentacji eksploatacyjnej, który w wyniku katastrofy uległ zniszczeniu.

Należy nadmienić, że 36 splt kilkakrotnie zwracał się do przełożonych o zakup kompletu dokumentacji, np. Szef Logistyki 36 splt telegramem nr 1089/08/FAX z dnia 23.04.2008 r. wystąpił do Szefa Techniki Lotniczej IWsp SZ o zakup kompletu dokumentacji obsługowej na samoloty Tu-154M podczas planowanych remontów z uwagą, aby była przetłumaczona na język polski. Dokumentacja do dnia katastrofy nie została zakupiona;

- 4) podczas lotu, w którym doszło do katastrofy, na pokładzie samolotu Tu-154M nr 101 oprócz aktualnych, wydanych w języku rosyjskim instrukcji użytkowania samolotu w locie („Tu-154M. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая” oraz „Tu-154M. Руководство по летной эксплуатации. Книга вторая”), znajdowała się także opracowana wcześniej przez PLL LOT w języku polskim, nieaktualizowana od 1994 r. „Instrukcja użytkowania w locie samolotu Tu-154M” (zaewidencjonowana pod numerem 2669/3 w JW 2139). Przepisy zezwalają na korzystanie wyłącznie z dokumentacji aktualnej;
- 5) wykonanie 31 lotów (z tego 14 lotów o statusie HEAD) w okresie od 28.02.2010 r. do dnia katastrofy na samolocie Tu-154M nr 101 z wyłączoną radiostacją ratowniczo-ratunkową ARM-406P. Pozostawało to w związku z incydem lotniczym, który miał miejsce podczas lotu po trasie KRAKÓW – WARSZAWA w dniu 28.02.2010 r. Szczegółowy opis w załączniku nr 4.4 – „Nieprawidłowości w funkcjonowaniu samolotu”;
- 6) dopuszczenie do eksploatacji silnika nr 3 (prawego) z niesprawnym wskaźnikiem poziomu oleju zabudowanym w kabinie. Od dnia 28.02.2010 r. do 19.03.2010 r., kiedy usunięto usterkę, samolot Tu-154M nr 101 wykonał 14 lotów (z tego 5 lotów o statusie HEAD) z uszkodzonym wskaźnikiem ilości oleju IU7-1 trzeciego silnika D-30KU-154 serii 2. Szczegółowy opis w załączniku nr 4.4 – „Nieprawidłowości w funkcjonowaniu samolotu”;
- 7) wykonanie, niezgodnie z wytycznymi „Tu-154. Руководство по капитальному ремонту”, naprawy osłony radaru samolotu Tu-154M nr 101 uszkodzonej w trakcie zderzenia z ptakiem w dniu 8 kwietnia 2010 roku, około godz. 21.35 podczas lotu dyspozycyjnego na

trasie PRAGA – WARSZAWA. Samolot bez następstw wylądował na lotnisku w Warszawie.

Naprawa została wykonana przez personel nieuprawniony i nieprzeszkolony w zakresie metod i technik napraw elementów i zespołów lotniczych z materiałów kompozytowych.

Naprawa **nie miała wpływu** na zaistnienie katastrofy.

Szczegóły zamieszczono w załączniku nr 4.4 – „Nieprawidłowości w funkcjonowaniu samolotu”;

- 8) dokumentacja eksploatacyjna statku powietrznego prowadzona była mało czytelnie, zawierała liczne poprawki naniesione w niejednorodny sposób, niezgodnie z „Instrukcją służby inżynierijno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, z „Załącznikiem 1. Zasady prowadzenia ksiąg pokładowych (metryk) sprzętu lotniczego”. Przykładowe nieprawidłowości wyszczególniono poniżej:
- a) usuwanie błędnych wpisów korektorem, a następnie nanoszenie w tym samym miejscu nowej treści;
  - b) zaklejanie błędnych wpisów i dokonywanie nowego wpisu na przyklejonej kartce;
  - c) odręczne poprawianie (przerabianie) błędnie wpisanych cyfr;
  - d) brak dat zabudowy agregatów (części) w samolocie;
  - e) brak podsumowania treści rozdziału oraz potwierdzania pieczęcią i podpisem osoby uprawnionej, przed przekazaniem samolotu do remontu;
  - f) brak odnotowania daty przebazowania samolotu do remontu głównego w 2002 r. (wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2000 r., w rozdziale „10. Учет работы”, na str. 365;
  - g) nieprawidłowe obliczenia nalołów oraz lądowań wykazanych we wszystkich trzech dokumentach pod tytułem: „Формуляр самолета ТУ-154М № 90А837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., 2002 r. i 2009 r.;
  - h) brak systematycznego uzupełniania dokumentacji eksploatacyjnej samolotu w zakresie wpisów dotyczących ewidencji nalołów i resursów (wpisy dotyczące płatowca uzupełnione były na dzień 07.04.2010 r., a silników D-30KU-154 serii 2 na dzień 29.03.2010 r.);
  - i) brak odnotowania w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90А837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13 wykonanych przez personel 36 splt wszystkich aktualizacji baz danych urządzeń nawigacyjnych;
  - j) brak ujednolicenia treści wpisów dokonywanych przez personel służby inżynierijno-lotniczej poszczególnych specjalności w dokumentacji statku powietrznego (brak dokumentów normatywnych, brak opracowanych wzorców wypełniania dokumentacji);

- k) personel służby inżynieryjno-lotniczej specjalności płatowiec i silnik nie odnotowywał niesprawności samolotu w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы”; ewidencja taka prowadzona była w specjalnościach osprzęt i urządzenia radioelektroniczne;
  - l) brak wpisów w dokumentacji samolotu o wykonaniu niektórych czynności (np.: zabudowa rejestratora eksploatacyjnego ATM-QAR w 1991 r., modernizacja systemu FMS-UNS-1A w 1996 r., wykonanie przeglądu samolotu w 2010 r.);
  - m) brak odnotowywania godziny zakończenia prac na samolocie (np.: w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14; w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” na str.: 15, 16, 18, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubryce „Godz.”);
  - n) brak odnotowywania mycia płatowca samolotu (lub jego części) oraz odladzania płatowca samolotu (typu płynu, ilości i jego stężenia i czasu rozpoczęcia procesu zabezpieczania / odladzania) w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”;
  - o) brak wpisów dowódców załóg w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Przyjęcie statku powietrznego przez pilota”, w rubrykach „Nazwisko” oraz „Podpis”, w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”;
  - p) niesystematyczne odnotowywanie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” w rozdziale „9. Движение самолета в эксплуатации”, w podrozdziale „9.2. Сведения об экипаже” rozkazów o przydzieleniu samolotu do obsługi kolejnym technikom obsługi naziemnej;
  - q) brak wpisów o wykryciu oraz usunięciu niektórych niesprawności w dokumentacji eksploatacyjnej samolotu oraz w SI SAMANTA;
- 9) w 36 splt nie było dokumentu o nazwie „Заключение о возможности и условиях дальнейшей эксплуатации самолета Ту-154М борт. № 101 (зав. № 90А837)” z dnia 14.11.2006 r. Personel techniczny tej jednostki nawet nie wiedział o istnieniu takiego dokumentu.

Podkomisja techniczna ustaliła, że w dniu 09.08.2006 r. w trakcie holowania samolotu Tu-154M nr 101 na miejsce wykonywania prób (na lotnisku WARSZAWA-OKĘCIE), nastąpiło uszkodzenie przedniego podwozia oraz kadłuba. Naprawę przeprowadzono w zakładzie ВАРЗ-400 w Moskwie, po której OAO „Туполев” wydał przytoczony powyżej dokument. Wykonywanie czynności zawartych w tym dokumencie było jednym z warunków dalszej eksploatacji samolotu po ostatnim remoncie. Zalecenia nie zostały wprowadzone do eksploatacji samolotu Tu-154M nr 101;

10) z powodu braku przyrządu P12-Mk (co najmniej od stycznia 2005 r.) w trakcie realizacji prac okresowych przez personel 36 splt specjalności urządzenia radioelektroniczne nie wykonywano pkt 02.023.17 (KT 023.10.00.I „Sprawdzić parametry radiostacji MIKRON przyrządem P12-Mk”). W tej sytuacji ograniczono się do sprawdzania radiostacji KF „Микрон” МК1-3В-01 poprzez nawiązanie łączności na przykład z kontrolerem Wojskowego Portu Lotniczego lotniska KRAKÓW. Ponadto według informacji uzyskanych w 36 splt sprawdzenie zastępcze radiostacji KF „Микрон” МК1-3В-01 było realizowane poprzez nawiązanie łączności podczas oblotów komisyjnych lub lotów szkolnych. Sprawdzenia wymagane przez „RO-86” (z wykorzystaniem przyrządu P12-Mk) realizowano w trakcie prac okresowych wykonywanych w „BAP3-400” w Rosji.

Należy nadmienić, że personel jednostki wielokrotnie zabiegał o zakup przyrządu. Ostatnie zamówienia złożone były w sprawozdaniach/zapotrzebowaniach 2007/2008 oraz 2008/2009. Do dnia katastrofy przyrząd nie został zakupiony;

11) niezgodna z dokumentacją samolotu zmiana konfiguracji przedziału pasażerskiego. Przebudowę trzeciego salonu z 8 na 18 miejsc wykonano w dniu 06.04.2010 r. przed wykonaniem lotu komisyjnego, co potwierdza wpis dokonany w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” przez technika samolotu o treści: „Na polecenie Szefa Techniki Lotniczej JW 2139 przebudowano trzeci salon na 18 miejsc”.

Po realizacji tych czynności samolot był przygotowany do przewozu 100 pasażerów, co jest niezgodne z:

- a) „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая”, rozdział „2. Общие эксплуатационные ограничения”, podrozdział „2.4. Максимальное количество людей на борту”, str. 2.9 (Июль 25/90), danymi zwartymi w tabeli 2.4.1;
- b) „Самолет Ту-154М. Руководство по загрузке и центровке. Дополнение к руководству по загрузке и центровке самолетов Ту-154М борт. (зав.) № № 101 (90A837) и 102 (90A862) Спецотряда Польской республики в вариантах компоновок „Салон” на 90 и 89 пассажирских мест” zarejestrowanej w 36 splt w RWD nr 88/10;
- c) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w którym znajduje się informacja na str. 22 oraz na str. 772 o przystosowaniu samolotu w wersji SALON do przewozu 90 pasażerów;
- d) „Протоколом здавчо-одбиорчим” z dnia 21.12.2009 r.

W takiej konfiguracji samolot wykonywał loty w dniach 7, 8 i 10 kwietnia 2010 r.;



- 12) brak zapoznawania się z wynikami deszyfracji zamieszczonymi w „Dzienniku rejestracji danych z odczytu i analizy materiałów obiektywnej kontroli lotów Tu-154” zarejestrowanym w RWD nr 366/13 przez „STL eskadry”:
- a) lotu w dniu 23.09.2008 r.;
  - b) lotu w dniu 31.10.2008 r.;
  - c) lotu w dniu 16.12.2008 r.;
  - d) lotu w dniu 28.04.2009 r. – zarejestrowano sygnały przekroczeń technicznych;
  - e) 6 kolejnych lotów od 05.12.2009 r. do 08.12.2009 r. – zarejestrowano sygnały przekroczeń parametrów lotnych podczas lotu w dniu 08.12.2009 r.;
  - f) 7 lotów od 29.03.2010 r. do 06.04.2010 r. – zarejestrowano sygnał przekroczeń technicznych podczas lotu w dniu 01.04.2010 r.;
  - g) lotu w dniu 07.04.2010 r.;
  - h) 2 lotów w dniu 08.04.2010 r.

Brak wykorzystywania danych OKL jest niezgodny z „Instrukcją organizacji lotów w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (IOL-2008)”, DSP, Warszawa 2008, stanowiącą załącznik do decyzji Nr 539/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 23 listopada 2007 r., która nakazuje w rozdziale 2, w § 17 „Podsumowanie bieżące”, w ust. 4: „Podczas podsumowania zadań lotniczych należy wykorzystywać materiały obiektywnej kontroli lotu (OKL) w zakresie niezbędnym, ustalonym przez dowódcę statku powietrznego, grupy lub organizatora lotów” oraz w ust. 6: „Pełną analizę materiałów OKL w bieżącym podsumowaniu lotów należy przeprowadzać, gdy:

- 1) zaistniało zdarzenie lotnicze;
  - 2) wystąpiły błędy pilotażowo-nawigacyjne zagrażające bezpieczeństwu lotu;
  - 3) nastąpiło przekroczenie ograniczeń eksploatacyjnych;
  - 4) wystąpiła niewłaściwa praca SP”;
- 13) brak uruchomienia zespołu napędowego samolotu i kontroli parametrów jego pracy przed lotami w dniach 07.04.2010 r. i 08.04.2010 r. (przed wylotem z lotniska w PRADZE) oraz brak odnotowania uruchomienia zespołu napędowego (pomimo wykonania tej czynności, co zostało ustalone na podstawie zapisu eksploatacyjnego rejestratora parametrów lotu ATM-QAR/R128ENC) przed lotem w dniu 08.04.2010 r. (przed wylotem z lotniska WARSZAWA-OKĘCIE).

Jest to niezgodne z „Instrukcją organizacji lotów o statusie HEAD”, sygn. WLOP 408/2009, Warszawa 2009, rozdziałem V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, § 11 „Zasady ogólne”, ust. 20 oraz 23:

„20. Bezpośrednie przygotowanie statku powietrznego o statusie HEAD do lotu z MSD realizuje naziemny personel techniczny wraz z wyznaczonym członkiem załogi. **W trakcie bezpośredniego przygotowania statku powietrznego do lotu wyznaczony członek załogi zobowiązany jest do uruchomienia zespołu napędowego i kontroli parametrów jego pracy...**”.

„23. Podczas wykonywania lotów statku powietrznego o statusie HEAD realizowanych z lotnisk poza MSD, obsługi techniczne statku powietrznego wykonywane są przez załogę statku powietrznego. Rozpoczęcie przygotowania naziemnego statku powietrznego powinno się odbyć z takim wyliczeniem, aby czas przewidziany na przygotowanie do lotu pozwolił na wykonanie przez załogę wszystkich koniecznych czynności obsługowych określonych w instrukcjach danego typu statku powietrznego oraz innych dodatkowych czynności związanych z charakterem wykonywanego zadania. **W trakcie bezpośredniego przygotowania statku powietrznego do lotu załoga jest zobowiązana do uruchomienia zespołu napędowego celem kontroli parametrów jego pracy.** Ostateczną decyzję o dopuszczeniu statku powietrznego do lotu podejmuje dowódca statku powietrznego”;

- 14) brak adnotacji o wykonaniu obsługi bieżących A<sub>1</sub> oraz P<sub>P</sub> przez załogę samolotu w dniu 08.04.2010 r. w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” po przylocie na lotnisko PRAGA.

Jest to niezgodne z:

- a) „Regulaminem lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006 (na dole strony Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP370/2006-6-19, str. 6/6) rozdziałem VI, z § 19 „Ogólne zasady wykonywania lotów”, ust. 34: „Zabrania się dopuszczania do lotu statków powietrznych, na których nie wykonano obowiązujących obsług technicznych”;
- b) „Instrukcją służby inżynierijno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, pkt 150: „Zabrania się zmniejszania zakresu obsług lub wydłużania okresu między obsługami ustalonych w JZOT bez zgody głównego inżyniera lotnictwa”.

Ponadto zgodnie z „Regulaminem lotów...”, rozdziałem IV, z § 12 „Personel lotniczy”, ust. 30 (na dole strony Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP370/2006-4-12, str. 4/6):

„Dowódca statku powietrznego zobowiązany jest: (...)

- 6) dopilnować, aby członkowie załogi wykonywali czynności na pokładzie statku powietrznego zgodnie z zakresem ich obowiązków; (...);

i treścią na następnej stronie (opisanej na dole strony Wydanie 2007-01-01, Zmiana 0. WLOP370/2006-4-12, str. 5/6):

„...12) odtwarzać, nadzorować lub zlecać nadzorowanie odtwarzania gotowości do startu statku powietrznego na lotnisku (lądowisku, innym miejscu startów i lądowań), na którym brak wyspecjalizowanego personelu w zakresie obsługi danego typu statku powietrznego: (...)”

oraz ust. 31:

„Pozostali członkowie załogi – w zależności od specjalności i funkcji pełnionej na pokładzie – wykonują obowiązki sprecyzowane w instrukcji eksploataowania danego typu statku powietrznego oraz w innych instrukcjach i dokumentach o tym stanowiących”;

- 15) w dniu katastrofy na pokładzie samolotu znajdowała się apteczka techniczna ukompletowana zgodnie z dokumentem o nazwie „Apteczka techniczna Tu-154M na wylot do USA i KANADY w dniach 12-16.04.2010 r.”. Wykazy agregatów wyspecyfikowanych w przytoczonym powyżej dokumencie nie były zatwierdzone przez upoważnioną do tego osobę;
- 16) brak udokumentowanej znajomości języka rosyjskiego personelu SIL 36 spłt obsługującego samoloty Tu-154M budzi uzasadnione obawy co do jakości wykonywanych prac obsługowych, ponieważ dokumentacja eksploatacyjna samolotów Tu-154M jest wydana jedynie w języku rosyjskim. Należy nadmienić, że 36 spłt wielokrotnie występował o przetłumaczenie dokumentacji samolotu Tu-154M na język polski, jednakże do dnia katastrofy nie zostało to zrealizowane. Wymogu znajomości języka rosyjskiego nie zawarto również w kartach opisu stanowisk personelu obsługującego samoloty Tu-154M;
- 17) brak przeszkolenia wszystkich pracowników „warsztatu mechanicznego” w zakresie metod i technik napraw elementów i zespołów lotniczych wykonanych z materiałów kompozytowych;
- 18) stwierdzono przypadki niezakwalifikowania niesprawności zaistniałych w locie jako incydenty lotnicze.

Jest to niezgodne z zamieszczoną na str. 9 w „Instrukcji bezpieczeństwa lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej”, DSP, sygn. WLOP 346/2004, definicją incydentu lotniczego:

„Incydent lotniczy – zdarzenie związane z eksploatacją statku powietrznego inne niż wypadek lotniczy, które ma lub mogłoby mieć niekorzystny wpływ na bezpieczeństwo lotów, zaistniałe od chwili, gdy jakakolwiek osoba weszła na jego pokład z zamiarem wykonania lotu, do chwili opuszczenia pokładu statku powietrznego przez wszystkie osoby znajdujące się na nim”;

- 19) brak odnotowania przez dowódcę statku powietrznego zderzenia z ptakiem w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” w dniu 08.04.2010 r.

Wpis o zdarzeniu powinien być dokonany przez załogę zgodnie z:

- a) „Regulaminem lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006 (na dole strony Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP370/2006-4-12, str. 4/6) rozdziałem IV, z § 12 „Personel lotniczy”, ust. 30: „Dowódca statku powietrznego zobowiązany jest niezwłocznie po zakończeniu lotu wpisać do książki obsługi statku powietrznego wszystkie stwierdzone objawy niewłaściwego funkcjonowania statku powietrznego”;
  - b) „Instrukcją służby inżynierijno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, z pkt 388: „Gotowość statku powietrznego do lotu oprócz personelu SIL stwierdza również personel latający. Przyjęcie SP (statku powietrznego) do lotu potwierdza przed każdym lotem dowódca załogi (pilot) podpisem w książce obsługi po wykonaniu wszystkich czynności kontrolnych i sprawdzających, nakazanych w instrukcji techniki pilotowania danego SP. Wszystkie niesprawności zaistniałe na SP w czasie lotu pilot zobowiązany jest odnotować w książce obsługi bezpośrednio po zakończeniu lotu”;
  - c) „Instrukcją organizacji lotów w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (IOL-2008)”, DSP, Warszawa 2008, stanowiącą załącznik do decyzji Nr 539/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 23 listopada 2007 r., z rozdziałem 2, § 17 „Podsumowanie bieżące”, z ust. 11: „Uwagi dotyczące sprawności eksploatowanego SP pilot wpisuje w »Książce obsługi statku powietrznego« (lub innym odpowiednim dokumencie) bezpośrednio po wykonanym locie”;
- 20) nieterminowe wydanie rozkazu Dowódcy Sił Powietrznych wyznaczającego Komisję Oblotów Samolotów i Śmigłowców na 2010 r. Do dnia 15.01.2010 r. Komisja realizowała czynności weryfikacyjne oraz obloty komisyjne na podstawie rozkazu Dowódcy Sił Powietrznych nr Z 3 z dnia 16.01.2009 r., a dalszą jej działalność w 2010 r. normował rozkaz Dowódcy Sił Powietrznych nr Z 2 z dnia 15.01.2010 r. Jest to niezgodne z „Instrukcją organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, sygn. WLOP 408/2009, Warszawa 2009, rozdziałem V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, § 11 „Zasady ogólne”, ust. 4: „Dowódca Sił Powietrznych **corocznie** powołuje rozkazem komisję, która w ramach wykonywanych czynności weryfikacyjnych sprawdza stan techniczny statków powietrznych oraz wykonuje czynności kontrolne podczas ich lotu weryfikacyjnego”;
- 21) przeprowadzona w dniu 18.12.2009 r. kontrola umiejętności i wykonywania lotów w charakterze technika pokładowego z uwzględnieniem sytuacji szczególnych w locie na samolocie Tu-154M starszego technika obsługi pokładowej Tu-154M została

przeprowadzona przez dowódcę statku powietrznego. Jest to zgodne z zapisem „RL-2006”, § 12, ust. 25. Ze względu na umiejscowienie stanowisk poszczególnych członków załogi samolotu Tu-154M (starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M znajduje się za plecami dowódcy statku powietrznego) przeprowadzenie takiej kontroli jest jednak trudne do wykonania.

Żadna z wymienionych powyżej nieprawidłowości **nie przyczyniła się bezpośrednio do katastrofy**, jednakże ich analiza wskazuje na brak skutecznego systemu nadzoru i kontroli nad procesem eksploatacji statków powietrznych w lotnictwie Sił Zbrojnych RP, co doprowadziło do znaczącego obniżenia jakości pracy w tym obszarze. Przykładem tego może być dopuszczanie do lotu samolotu z nieusuniętymi usterkami, samowolna zmiana konfiguracji przedziału pasażerskiego, przeprowadzenie naprawy uszkodzonej osłony radaru niezgodnie z technologią, niewykonywanie niektórych nakazanych przepisami czynności czy też niestaranne wypełnianie dokumentacji obsługowej. Najistotniejsze, zdaniem podkomisji technicznej, przyczyny wymieniono poniżej:

- a) nieadekwatne do potrzeb struktury służby inżynieryjno-lotniczej 36 splt, w szczególności obsada etatowa Sekcji Techniki Lotniczej

W 36 splt eksploatowanych jest 6 typów statków powietrznych, w tym dwie wersje samolotów M-28 oraz trzy wersje śmigłowców W-3. Eksploatacja każdego z tych statków powietrznych wymaga znajomości oddzielnego, niekiedy całkowicie różniącego się, kompletu dokumentacji. Etat Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt to oprócz szefa sekcji trzech inżynierów poszczególnych specjalności (płatowiec i silnik, osprzęt, urządzenia radioelektroniczne) i jeden oficer o specjalności zaopatrzenie lotniczo-techniczne. W ocenie podkomisji technicznej właściwe monitorowanie eksploatacji wszystkich statków powietrznych (w tym analizowanie materiałów obiektywnej kontroli lotów i opracowywanie przedsięwzięć profilaktycznych), realizacja czynności w ramach Komisji Oblotów Samolotów i Śmigłowców przed wylotami o statusie HEAD, szkolenie personelu technicznego i latającego, a także planowanie i nadzór nad realizacją innych czynności nakazanych dokumentami normatywnymi (np. obsługiwane roczne, dni techniki) było w tym składzie etatowym Sekcji Techniki Lotniczej niemożliwe do realizacji.

- b) brak aktualnych, czytelnych przepisów normujących zasady pracy służby inżynieryjno-lotniczej w lotnictwie Sił Zbrojnych RP

Po wycofaniu z użytku służbowego rozkazem dowódcy Sił Powietrznych nr 6 z dnia 10 stycznia 2008 r. dwóch podstawowych dokumentów, tj.: „Tymczasowej instrukcji służby inżynieryjno-lotniczej. Część II. Ramowy zakres obowiązków i uprawnień osób

funkcyjnych służby inżynieryjno-lotniczej jednostek lotnictwa Sił Zbrojnych PRL”, sygn. Lot. 1877/78 oraz „Tymczasowej instrukcji służby inżynieryjno-lotniczej. Część III. Zasady planowania działalności, ewidencji i sprawozdawczości z zakresu obsługi technicznej sprzętu lotniczego w jednostkach lotnictwa Sił Zbrojnych PRL”, sygn. Lot. 1878/78, do chwili obecnej nie opracowano nowych dokumentów. Wydana w 1991 roku „Instrukcja służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, sygn. WLOP 21/90 nie uwzględnia zmian, jakie dokonały się w ciągu ostatnich dwudziestu lat i jest już w dużym stopniu nieaktualna. Zmusza to personel służby inżynieryjno-lotniczej jednostek lotniczych do „dostosowywania” niektórych przepisów do istniejącej rzeczywistości.

- c) brak w 36 splt katalogu niesprawności (odpowiednika MEL – Minimum Equipment List) dla samolotu Tu-154M, z którymi można wykonywać zadanie lotnicze, w tym również z HEAD na pokładzie.
- d) niewystarczająca liczba odpowiednio wyszkolonego personelu służby inżynieryjno-lotniczej 36 splt

Ustawiczna w ostatnich latach restrukturyzacja Sił Zbrojnych i związane z nią częste zmiany etatowe spowodowały odejście dużej liczby doświadczonego personelu służby inżynieryjno-lotniczej. Braki te nie mogły być uzupełniane przez dobrze wyszkolonych następców, ponieważ rozwiązano ośrodki szkoleniowe dla średniego i niższego personelu technicznego w Oleśnicy i Zamościu. Utworzona szkoła podoficerska w Dęblinie szkoliła absolwentów bardziej w kierunku ogólnowojskowym niż specjalistycznym. Sytuację pogorszyło wstrzymanie kształcenia kierowniczego personelu służby inżynieryjno-lotniczej przez Wojskową Akademię Techniczną. Całość zmian skutkowałą brakiem uzupełniania odchodzącego personelu. Obsada etatowa nie ujmowała właściwego rozwoju personelu technicznego – ścieżki awansowej umożliwiającej praktykę na kolejnych stanowiskach służby. Poważnym mankamentem etatowym był brak zróżnicowania stanowisk technicznych przewidzianych głównie dla oficerów SIL poszczególnych specjalności. Po wprowadzeniu zmian etatowych w 2004 r. najniższe stanowisko oficerskie w SIL było zaszeregowane do stopnia etatowego kapitana, co praktycznie uniemożliwiało dopływ nowej kadry. Należy nadmienić, że samoloty Tu-154M są na tyle skomplikowane technicznie, że właściwe opanowanie ich obsługi wymagało i wciąż wymaga co najmniej kilku lat bezpośredniej pracy.

- 8. Nieprawidłowości w funkcjonowaniu statku powietrznego i jego użytkowaniu przez pilota (załogę) w locie poprzedzającym ten, podczas którego zaistniało zdarzenie lotnicze

Korzystając z materiałów obiektywnej kontroli lotów, dokumentacji samolotu oraz oświadczeń członków załogi, przeprowadzono analizę lotu samolotu Tu-154M nr 101 po trasie

PRAGA – WARSZAWA w dniu 08.04.2010 r. (lot poprzedzający ten, w którym doszło do katastrofy) pod kątem nieprawidłowości w funkcjonowaniu samolotu lub jego użytkowaniu przez załogę.

Jako podstawę wykonania analizy przyjęto ograniczenia statku powietrznego zawarte w: „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая” oraz „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга вторая”. Za pomocą reguł AFPA (Automatic Flight Parameters Analysis) wykonano automatyczną analizę parametrów lotu samolotu pod względem przekroczeń eksploatacyjnych oraz przekroczeń warunków technicznych.

Wyniki analizy AFPA przeprowadzone na podstawie danych z lotu są następujące:

- kołowanie przed startem z wypuszczoną mechanizacją skrzydła (wysunięte sloty oraz kłapy zaskrzydłowe w położeniu 28°);
- chowanie kłap zaskrzydłowych po starcie z 28° poniżej prędkości 330 km/h;
- schowanie kłap zaskrzydłowych przy prędkości mniejszej niż 410 km/h;
- sygnalizacja NIESPRAWNOŚĆ GENERATORA NR 2, SPADEK CIŚNIENIA OLEJU oraz NIESPRAWNY SILNIK NR 2 w czasie lądowania.

Wszystkie wymienione powyżej przekroczenia nie były spowodowane niewłaściwym funkcjonowaniem statku powietrznego, lecz wynikały z niewłaściwego użytkowania samolotu przez załogę. Sygnalizacja NIESPRAWNOŚĆ GENERATORA NR 2, SPADEK CIŚNIENIA OLEJU oraz NIESPRAWNY SILNIK NR 2 w czasie lądowania była następstwem wyłączenia silnika nr 2 (środkowego) przez załogę, czego nie przewidują procedury.

Podczas analizy nie stwierdzono sygnalizacji stanów awaryjnych systemów oraz niesprawności przyrządów. Przebieg wszystkich parametrów nie wskazuje na niewłaściwe funkcjonowanie agregatów, systemów oraz urządzeń na samolocie podczas całego lotu z PRAGI do WARSZAWY.

**Wymienione powyżej odstępstwa od zasad użytkowania samolotu nie spowodowały pogorszenia jego stanu technicznego i nie miały wpływu na katastrofę.**

Stwierdzono także, że po starcie z lotniska w PRADZE, na wysokości około 4000 ft nastąpiło zderzenie samolotu z ptakiem. Po skontrolowaniu parametrów pracy silników i właściwości lotnych samolotu dowódca statku powietrznego zdecydował o kontynuowaniu lotu. Lądowanie na lotnisku WARSZAWA-OKĘCIE odbyło się według procedur standardowych bez następstw. Faktu zderzenia z ptakiem dowódca statku powietrznego nie odnotował w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”.

Podczas wykonywania przeglądu po locie personel obsługi technicznej stwierdził powierzchniowe uszkodzenie osłony radaru (noska samolotu) w prawej dolnej części o wymiarach 10 x 7 cm. Innych uszkodzeń płatowca oraz silników nie stwierdzono. Zdarzenie

zakwalifikowano jako incydent lotniczy, podlegający badaniu przez KBI – użytkownika. Naprawę uszkodzonej osłony radaru wykonał personel techniczny 36 splt w dniu 09.04.2010 r. Szczegółowy opis naprawy osłony radaru zawarto w załączniku nr 4.4 – „Nieprawidłowości w funkcjonowaniu samolotu”.

**Zarówno opisane powyżej uszkodzenie, jak i sposób przeprowadzenia jego naprawy nie miały wpływu na katastrofę.**

9. Użytkowanie statku powietrznego przez pilota (załogę) w locie, podczas którego zaistniało zdarzenie lotnicze

Analizę użytkowania samolotu w locie, podczas którego doszło do katastrofy, dokonano na podstawie zapisu rejestratora parametrów lotu ATM-QAR w porównaniu z ograniczeniami eksploatacyjnymi zawartymi w „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая” oraz „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга вторая”. Do wykonania analizy wykorzystano oprogramowanie FDS (Flight Data Service), wersji 6 oraz wersji 8 firmy ATM (Advanced Technology Manufacturing). Za pomocą reguł AFPA (Automatic Flight Parameters Analysis) wykonano automatyczną analizę parametrów lotu samolotu pod względem przekroczeń eksploatacyjnych oraz przekroczeń warunków technicznych.

Wyniki analizy AFPA przeprowadzone na podstawie danych z lotu w dniu 10.04.2010 r., podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze, od momentu uruchomienia silników przed lotem do momentu katastrofy są następujące:

- kołowanie przed startem z wypuszczoną mechanizacją skrzydła (wysunięte sloty oraz kłapy zaskrzydłowe w położeniu 28°);
- chowanie kłap zaskrzydłowych po starcie z 28° poniżej prędkości 330 km/h;
- schowanie kłap zaskrzydłowych przy prędkości mniejszej niż 410 km/h;
- lot z prędkością większą niż 460 km/h poniżej poziomu FL100;
- sygnalizacja AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA;

Powyższe przekroczenia nie były spowodowane niewłaściwym funkcjonowaniem statku powietrznego, lecz wynikały z niewłaściwego użytkowania samolotu przez załogę. Szczegółowy opis popełnionych przez załogę błędów zawarto w załączniku nr 1 – „Wyszkolenie załogi i przebieg zdarzenia lotniczego”.

Podczas analizy nie stwierdzono sygnalizacji stanów awaryjnych systemów oraz niesprawności przyrządów. Charakter przebiegu wszystkich parametrów nie wskazuje na niewłaściwe funkcjonowanie agregatów, systemów oraz urządzeń na samolocie podczas całego lotu do momentu zderzenia się samolotu lewym skrzydłem z drzewem o średnicy 30-40 cm.



Poniżej przedstawiono przekroczenia, które nastąpiły po rozpoczęciu procesu niszczenia konstrukcji samolotu:

- sygnalizacja AUASP;
- przechylenie >15 podczas próby lądowania;
- przechylenie >15 na wysokości ≤ 250 m;
- przechylenie >30;
- sygnalizacja DUŻE PRZECHYLENIE;
- przeciążenie pionowe powyżej 0,2 G z mechanizacją skrzydeł;
- sygnalizacja AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA;
- sygnalizacja NIESPRAWNOŚĆ RW5 NR 1.

Ponadto na podstawie danych odzyskanych z urządzeń TAWS i FMS stwierdzono następujące odstępstwa od zasad użytkowania samolotu:

- załoga niewłaściwie użytkowała system TAWS. Podchodząc do lądowania na lotnisko, które nie jest ujęte w bazie danych tego systemu, załoga powinna wyłączyć przyciskiem TERRAIN INHIBIT ostrzeżenia o zbliżaniu się do ziemi. Załoga nie użyła tego przycisku, a lotniska SMOLEŃSK PÓŁNOCNY nie było w bazie danych TAWS/FMS. W takim przypadku komendy TERRAIN AHEAD oraz PULL UP zostałyby wygenerowane bez względu na parametry, z jakimi samolot zbliżał się do ziemi. Sygnały te, nie wnosząc żadnej informacji, powinny zostać wyłączone (zablokowane). Pozostawienie aktywnych funkcji terenu spowodowało jednocześnie zablokowanie (przysłonięcie) sygnałów ostrzegawczych o mniejszym znaczeniu FIVE HUNDRED oraz SINK RATE. Innym przejawem niewłaściwego użytkowania systemu TAWS był brak reakcji na komendy TERRAIN AHEAD oraz PULL UP. Po ich wygenerowaniu załoga powinna niezwłocznie przerwać zniżanie, przejść na drugi krąg i przeanalizować powód wygenerowania powyższych komend;
- dane punktów nawigacyjnych, znajdujących się na terenie Federacji Rosyjskiej, wpisane do systemu nie zostały przeliczone na system WGS-84, co spowodowało powstanie niewielkich błędów w ich odwzorowaniu;
- na pokładzie samolotu znajdowało się co najmniej 18 aktywnych (zalogowanych do sieci) telefonów komórkowych. Nie stwierdzono, aby miało to negatywny wpływ na pracę urządzeń samolotu, ale świadczy o rażącym lekceważeniu przepisów, szczególnie że jeden z aktywnych telefonów należał do członka personelu pokładowego.

Szczegółowy opis błędów popełnionych przez załogę w locie, podczas którego doszło do katastrofy, zawarto w załączniku nr 1 – „Wyszkolenie załogi i przebieg zdarzenia lotniczego”.

#### 10. Trudności w działaniu pilota (załogi), jakie wystąpiły w wyniku niesprawności statku powietrznego

Na podstawie analizy dostępnych materiałów obiektywnej kontroli lotów stwierdzono, że podczas całego lotu, od momentu uruchomienia silników do chwili zderzenia się samolotu z przeszkodami terenowymi podczas próby podejścia do lądowania, zespół napędowy oraz wykorzystywane systemy i urządzenia samolotu działały prawidłowo, a załoga nie miała żadnych trudności w pilotowaniu samolotu.

W wyniku zderzenia z drzewem (brzozą) o średnicy pnia 30-40 cm oderwana została część lewego skrzydła o długości około 6 m wraz z lotką i dwiema sekcjami slotów, co doprowadziło do gwałtownego spadku siły nośnej wytwarzanej przez to skrzydło. Powstałe niezrównoważenie siły nośnej zapoczątkowało obrót samolotu w lewo, wokół osi podłużnej, z jednoczesną zmianą kierunku lotu. Pomimo obrotu wolantu w prawo, co spowodowało wychylenie prawej lotki, nie było możliwe skorygowanie obrotu samolotu w lewo ze względu na wielkość powstałego uszkodzenia.

#### 11. Opis uszkodzeń statku powietrznego oraz opinia o jego dalszym wykorzystaniu

Oględziny wraku samolotu przeprowadzono na miejscu zdarzenia oraz – po przetransportowaniu i ułożeniu – na wyznaczonej płaszczyźnie. Uszkodzenia konstrukcji samolotu powstały w wyniku zderzenia z drzewami i ziemią, a część podczas akcji ratowniczej lub wskutek działalności mającej na celu wydobycie ciał i przewiezienie wraku. Decydujący wpływ na charakter i rozmiar uszkodzeń kadłuba miała odwrócona pozycja, w jakiej znalazł się samolot w momencie zderzenia z ziemią.

Energię uderzenia przejęła w pierwszym momencie najsłabsza górna część kadłuba. Wypełniony 10 tonami paliwa centropłat – element konstrukcji wykonany z materiałów o większej wytrzymałości, a tym samym większym ciężarze – znalazł się nad przedziałem pasażerskim i po zderzeniu z ziemią powiększył stopień zniszczenia kadłuba.

Katastroficzne rejestratory parametrów lotu oraz rozmów w kabinie (kaseta ochronna MŁP-14-5 rejestratora MSRP-64M-6 i kaseta ochronna 70A-10M rejestratora rozmów MARS-BM) przetrwały katastrofę w stanie umożliwiającym odczyt danych. Także urządzenia niezabezpieczone, w sposób szczególny, przed zniszczeniem w czasie wypadku lotniczego, takie jak eksploatacyjne rejestratory parametrów lotów KBN-1-1 i ATM-QAR oraz urządzenia TAWS i FMS, zostały odnalezione w stanie umożliwiającym odczyt zachowanych informacji.

Przyrządy i agregaty znalezione na miejscu katastrofy były uszkodzone w różnym stopniu. Stan części przyrządów umożliwiał odczyt wskazań. Niektóre spośród nich zostały poddane ekspertyzom laboratoryjnym (patrz pkt 13 ppkt 4).

Obydwie radiostacje awaryjno-ratunkowe (ARM-406P i ARM-406AC1) zostały uszkodzone w chwili katastrofy w stopniu uniemożliwiającym ich działanie.

Na miejscu zdarzenia powstał niewielki pożar, który objął swym zasięgiem tylko nieliczne elementy wraku samolotu. **Nie stwierdzono śladów charakterystycznych dla pożaru zaistniałego w trakcie lotu samolotu.**

Opis uszkodzeń samolotu zawarto w załączniku nr 4.5 – „Opis uszkodzeń wraku samolotu”.

**W wyniku zderzenia z drzewami oraz ziemią samolot Tu-154M nr 101 wraz z wyposażeniem oraz apteczką techniczną został całkowicie zniszczony. Podkomisja techniczna wnioskuję o wykreślenie samolotu Tu-154M nr 101 z ewidencji.**

## 12. Szacunkowa wartość strat w sprzęcie lotniczym

$$C = C_1 + C_2$$

$$C_1 = \frac{n_1 - x_1}{n_1} K_1$$

C – całkowita wartość szkody;

C<sub>1</sub> – wartość szkody samolotu;

n<sub>1</sub> – kalendarzowy resurs międzyremontowy (w miesiącach);

x<sub>1</sub> – wykorzystany kalendarzowy resurs międzyremontowy samolotu po ostatnim remoncie (w miesiącach);

K<sub>1</sub> – wartość samolotu Tu-154M nr 101 po trzecim remoncie (na dzień 21.12.2009 r.)<sup>6</sup>;

C<sub>2</sub> – wartość apteczki technicznej znajdującej się na pokładzie samolotu Tu-154M nr 101 na dzień 10.04.2010 r.<sup>7</sup>;

### Wyliczenia szkody:

$$C_1 = \frac{72 - 3,5}{72} \times 47\,024\,172,65 \text{ zł} = \underline{\underline{44\,738\,275,37 \text{ zł}}}$$

$$C_2 = \underline{\underline{886\,494,85 \text{ zł}}}$$

$$C = 44\,738\,275,37 \text{ zł} + 886\,494,85 \text{ zł} = \underline{\underline{45\,624\,770,22 \text{ zł}}}$$

<sup>6</sup> Na podstawie pisma nr 525/10/SZKOL/WL/OTL Zastępcy Szefa Wojsk Lotniczych SP z dnia 27 maja 2010 r.

<sup>7</sup> Uśredniona wartość po uwzględnieniu amortyzacji na podstawie pisma nr 1731/10 Szefa Logistyki JW 2139 z dnia 17 maja 2010 r.

### 13. Ekspertyza techniczna:

#### 1) konfiguracja statku powietrznego w chwili zaistnienia zdarzenia lotniczego

Na podstawie analizy danych z rejestratorów pokładowych oraz oględzin elementów wraku na miejscu zdarzenia ustalono, że w chwili zderzenia z ziemią niżej wymienione elementy samolotu znajdowały się w następującym położeniu:

- wysunięcie klap zaskrzydłowych 36°;
- sterowanie przednim kołem włączone;
- położenie slotów wysunięte;
- statecznik -3°;
- zaciązacze przelotowe odłączone;
- interceptory schowane;
- reflektory wypuszczone i włączone;
- podwozie wypuszczone i zablokowane;
- wentylatory kół włączone.

**Położenie wymienionych powyżej elementów wskazuje, że w chwili katastrofy konfiguracja samolotu odpowiadała konfiguracji do lądowania.**

Zniżanie i podejście do lądowania zostało wykonane z wykorzystaniem układu automatycznego sterowania samolotem – ABSU. Wybrane zostały następujące zakresy pracy:

- automatyczna stabilizacja i sterowanie w kanale pochylenia;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie w kanale przechylenia;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie prędkością przyrządową samolotu z wykorzystaniem automatu ciągu silników.

Więcej informacji dotyczących konfiguracji samolotu w chwili katastrofy zamieszczono w załączniku nr 4.6 – „Konfiguracja samolotu”.

#### 2) geometria zderzenia statku powietrznego

Na podstawie analizy zarejestrowanych parametrów lotu, śladów na miejscu zdarzenia oraz charakteru uszkodzeń wraku samolotu ustalono, że przed zderzeniem z ziemią samolot przemieszczał się na wysokości kilku metrów nad wznoszącym się terenem. Kontakt konstrukcji samolotu (końcowa część prawego skrzydła) z pierwszą przeszkodą terenową (wierzchołek brzozy) miał miejsce w odległości 1099 m od progu drogi startowej, 39 m w lewo od jej osi (około 30 m przed bliższą radiolatarnią prowadzącą). W tym momencie zarejestrowane zostały następujące parametry lotu:

- kąt natarcia 10,3°;
- kąt pochylenia 3,1°;

- kąt przechylenia  $0^{\circ}$ ;
- wysokość lotu nad terenem 9,5 m.

Po przelocie około 200 m na wysokości kilku metrów nad terenem porośniętym trawą samolot zderzył się z drzewami, łamiąc ich konary i gałęzie o średnicy do 10 cm, a następnie (w odległości 855 m od progu pasa, 63 m w lewo od jego osi) samolot uderzył lewym skrzydłem w brzozę o średnicy pnia 30-40 cm.

W tym momencie zarejestrowano następujące parametry:

- kąt natarcia  $15,8^{\circ}$ ;
- kąt pochylenia  $12,8^{\circ}$ ;
- kąt przechylenia  $-2,5^{\circ}$  (w lewo);
- wysokość lotu nad terenem 5,1 m.

W wyniku tego uderzenia oderwana została część lewego skrzydła o długości 6,1 m wraz z lotką i dwiema sekcjami slotów. Zapoczątkowało to obrót samolotu w lewo wokół osi podłużnej. Po przelocie około 320 m samolot zderzył się z ziemią w następującym położeniu:

- kąt pochylenia około  $-6,0^{\circ}$ ;
- kąt przechylenia około  $-150^{\circ}$  (w lewo);

Bezpośrednio przed upadkiem samolot poruszał się po torze nachylonym do ziemi pod kątem około  $10^{\circ}$ - $12^{\circ}$ , z prędkością około 260 km/h. Odchylenie toru lotu od osi DS 26 wynosiło około  $-20^{\circ}$  (w lewo), przy czym odchylenie osi kadłuba od toru lotu wynosiło około  $-10^{\circ}$  (samolot przemieszczał się ze ślizgiem).

Więcej informacji oraz graficzne zobrazowanie geometrii zderzenia samolotu z ziemią zamieszczono w załączniku nr 4.7 – „Geometria zderzenia samolotu”.

### 3) schemat miejsca zdarzenia lotniczego

Samolot upadł w odległości około 500 m od progu drogi startowej (DS 26) i około 100 m w lewo od jej osi na grząski, podmokły, zadrzewiony teren, co miało wpływ na zamortyzowanie uderzenia i absorpcję energii. Samolot zderzył się z ziemią w pozycji odwróconej, pod małym kątem i z prędkością porównywalną do prędkości przyziemienia w trakcie lądowania. Główne elementy wraku zostały rozrzucone na obszarze o długości około 130 m i szerokości około 60 m. Biorąc pod uwagę rozmiary samolotu Tu-154M (długość 48 m, rozpiętość 34 m), był to niewielki obszar.

Schemat rozrzutu najważniejszych części wraku samolotu przedstawiono w załączniku nr 4.8 – „Schemat miejsca katastrofy”.

### 4) ustalenia podkomisji technicznej odnośnie do płatowca, silników i wyposażenia statku powietrznego

W celu ustalenia związku pomiędzy stanem technicznym płatowca, silników i wyposażenia samolotu a katastrofą podkomisja techniczna wykonała następujące czynności:

- a) zapoznała się z ustaleniami grupy polskich specjalistów, którzy przybyli na miejsce katastrofy kilkanaście godzin po jej zaistnieniu i pracowali na lotnisku SMOLEŃSK PÓŁNOCNY do dnia 21 kwietnia 2010 r.

Ze wstępnych ustaleń dokonanych bezpośrednio na miejscu zdarzenia wynikało, że samolot uległ katastrofie podczas próby podejścia do lądowania. Przed upadkiem, na odcinku około 600 m, samolot zderzał się z drzewami. Miejsce upadku znajdowało się w odległości około 500 m od progu drogi startowej i około 100 m w lewo od jej osi.

Teren, na który spadł samolot, był grząski, podmokły i zadrzewiony. Zasadnicze elementy wraku zostały rozrzucone na względnie małym obszarze. Zaraz po zderzeniu samolotu z ziemią powstał niewielki pożar, który objął tylko niewielką część szczątków samolotu i rozprzestrzenił się zgodnie z kierunkiem wiatru.

Na podstawie oględzin przeprowadzonych na miejscu zdarzenia ustalono:

- na żadnym silniku głównym nie było uszkodzeń korpusów charakterystycznych dla rozpadu elementów wirujących silnika (tarcze, łopatki);
- wszystkie uszkodzenia oraz inne ślady świadczą o awarii silników spowodowanej wyłącznie zderzeniem z ziemią;
- charakter uszkodzeń silników wskazywał, że pracowały one do chwili zderzenia z ziemią;
- położenie takich elementów jak podwozie, klapy zaskrzydłowe, sloty, interceptory oraz reflektory odpowiadało konfiguracji samolotu „do lądowania”.

Zebrane na miejscu zdarzenia informacje podkomisja techniczna wykorzystała przy opracowaniu opisu uszkodzeń samolotu, jego konfiguracji i geometrii zderzenia z ziemią oraz schematu miejsca katastrofy (patrz pkt 11 oraz pkt 13 ppkt 1, 2 i 3). Ponadto pomiary wykonane na lotnisku SMOLEŃSK PÓŁNOCNY zostały wykorzystane do opracowania profilu ostatniej fazy lotu samolotu.

- b) zapoznała się z oświadczeniami świadków zdarzenia

Świadkowie zdarzenia między innymi stwierdzili, że słyszeli odgłos pracy silników, które podczas zbliżania się samolotu do lotniska pracowały cicho, a następnie odgłos ich pracy sprawiał wrażenie zwiększenia obrotów. Jeden ze świadków sądził, że rozbiła się awionetka, a nie duży samolot. Świadkowie, którzy widzieli samolot tuż przed katastrofą, stwierdzili, że leciał on tuż nad ziemią. Nikt nie widział, by samolot palił się lub rozpadał w powietrzu.

c) Zapoznała się ze sprawozdaniem z badań próbek przedmiotów, materiałów z miejsca katastrofy przeprowadzonych przez Wojskowy Instytut Chemii i Radiometrii w Warszawie

W sprawozdaniu zamieszczono następujące wnioski:

- w analizowanych próbkach **nie stwierdzono** obecności bojowych środków trujących oraz produktów ich rozkładu powyżej granicy wykrywalności,
- w analizowanych próbkach **nie stwierdzono** obecności materiałów wybuchowych takich jak: dinitrotoluenu, nitrogliceryny, trinitrotoluenu, heksogenu, oktagonu oraz pentrytu,
- w analizowanych próbkach **stwierdzono obecność węglowodorów alifatycznych, naftenowych i aromatycznych** zawierających w cząsteczce od 8 do 14 węgli. Związki te są typowymi pozostałościami po paliwie lotniczym a ich obecność jest najprawdopodobniej następstwem wypadku lotniczego.
- W wyniku przeprowadzonych badań i pomiarów należy stwierdzić, że próbki materiałów i przedmiotów dostarczonych do badania **nie są źródłem dodatkowych, celowo wprowadzonych substancji promieniotwórczych** emitujących promieniowanie alfa, beta, gamma i neutronowe,

d) zapoznała się z wynikami badań laboratoryjnych paliwa lotniczego oraz oleju silnikowego

Próbki paliwa z dystrybutora paliwowego, z którego tankowano samolot w Polsce, zostały przebadane w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych (ITWL), natomiast próbki paliwa pobrane na miejscu zdarzenia z chłodnicy paliwowo-olejowej samolotu oraz oleju silnikowego z filtrów zostały przebadane w Rosji. Szczegółowe wyniki badań znajdują się w załączniku nr 4.9.2 – „Raport Nr WK-2913-55-143-10 z badań laboratoryjnych MPS” oraz nr 4.9.7 – „Podsumowanie nr 55-2010/CS GSM-AP” (wersja rosyjska).

**Na podstawie wyników tych badań stwierdzono, że właściwości paliwa i oleju były zgodne z WT.**

e) zapoznała się z wynikami ekspertyz technicznych przyrządów samolotu, które zostały przeprowadzone w „13 GNII Ministerstwa Obrony Rosji” z udziałem polskich ekspertów.

Do badań wytypowano następujące przyrządy:

- z zestawu ARK-15M:
  - odbiornik, nr E 9905,
  - odbiornik, nr I 349;
  - panel sterowania, nr E9905;
  - wskaźnik radiomagnetyczny RMI-2B, nr 480638;
  - wskaźnik radiomagnetyczny RMI-2B (znaleziono tylko element wskazujący bez numeru);

- wskaźnik wysokości A-034-4, nr 71947 – z zestawu radiowysokościomierza, (podczas badań w 13 GNII Ministerstwa Obrony Rosji odczytano nr 71941);
- wskaźnik wysokości A-034-4, nr 71948 – z zestawu radiowysokościomierza;
- wysokościomierz barometryczny WM-15PB, nr 1188008;
- wskaźnik wysokości UWO-15M1B, nr 1196652 z zestawu SWS-PN-15;
- skala wskaźnika jednego wysokościomierza cyfrowego WBE-SWS (brak numeru);
- blok BSKA-E, nr 1190100946.

Z przeprowadzonych ekspertyz wynika, że:

- wysokościomierz barometryczny WM-15PB nr 1188008 (drugiego pilota) nie miał śladów świadczących o niesprawności przed jego zniszczeniem w czasie katastrofy; w chwili zderzenia z ziemią na wysokościomierzu ustawione było ciśnienie 745 mmHg;
- wskaźnik wysokości UWO-15M1B nr 1196652 z kompletu SWS nie miał śladów świadczących o jego niesprawności przed katastrofą; w chwili zderzenia z ziemią na wskaźniku ustawione było ciśnienie 745 mmHg;
- elementy zestawu automatycznego radiokompasu ARK-15M nie miały śladów niesprawności przed zderzeniem samolotu z ziemią; na pulpicie ustawione były odpowiednio częstotliwości:
  - nastawnik nr „I” (lewy) 630 kHz;
  - nastawnik nr „II” (prawy) 306,5 kHz.

W chwili jego uszkodzenia przełącznik rodzaju pracy ARK-15M ustawiony był w pozycji KOMPAS. Wskaźniki kursu na odbiornikach o nr E9905 i I549 wskazywały odpowiednio 165° i 140°. Ze względu na dużą inercję kinematyczną układu nie jest możliwe określenie kursu wskazywanego przez te urządzenia w chwili zaniku napięcia zasilania. Wskaźnik RMI-2B nr 480638 miał wartości:

- wskazówka „1” 162°;
- wskazówka „2” 120°;
- kurs magnetyczny 165°.

Określenie wskazań drugiego przyrządu typu RMI-2B nie było możliwe z powodu uszkodzeń;

- ustawienie sygnalizacji zadanej wysokości jednego z radiowysokościomierzy wynosiło 60-65 m, określenie wskazań drugiego z nich nie było możliwe z powodu jego uszkodzeń.

Szczegóły dotyczące wyników badania przyrządów zawarto w załączniku nr 4.9.3 – „Sprawozdanie z pracy naukowo-badawczej (wersja rosyjska)”.



- f) zapoznała się z raportami dotyczącymi odczytu danych z urządzeń TAWS i FMS

Wydobyte ze szczątków samolotu bloki TAWS oraz FMS zostały dostarczone do producenta – firmy UASC – gdzie w obecności przedstawicieli KBWL LP, MAK, National Transportation Safety Board (NTSB) oraz Federal Aviation Agency (FAA) dokonano odczytu zawartości pamięci (STATIC RAM). W rezultacie odzyskano dane z bloku TAWS oraz z jednego z bloków FMS UNS-1D o numerze S/N 281. Danych z bloku FMS UNS-1D o numerze S/N 1577 ze względu na jego bardzo poważne uszkodzenia nie udało się odczytać. Szczegóły dotyczące odczytu danych z urządzeń TAWS i FMS znajdują się w załącznikach nr 4.9.4 – „Raport z odzyskania danych TAWS (wersja angielska – TAWS DATA EXTRACTION)”, oraz nr 4.9.5 – „Raport z odzyskania danych FMS (wersja angielska – FMS DATA EXTRACTION)”.

**Z raportów wynika, że obydwa urządzenia były sprawne. Odzyskane z nich dane posłużyły do dalszych analiz.**

- g) przeprowadziła odczyt i analizę materiałów obiektywnej kontroli lotów

Odnalezione na miejscu katastrofy rejestratory MŁP-14-5, KBN-1-1 oraz MARS-BM zostały zabezpieczone przez Komisję MAK, a ich odczyt odbył się w Moskwie w obecności przedstawicieli strony polskiej. Deszyfrację rejestratora eksploatacyjnego ATM-QAR/R128ENC przeprowadzono w ITWL w Warszawie z udziałem przedstawiciela strony rosyjskiej. Na miejscu katastrofy nie odnaleziono rejestratora K3-63.

Na podstawie przeprowadzonej analizy danych ustalono, że podczas całego lotu w dniu 10.04.2010 r. – od startu z lotniska WARSZAWA-OKECIE do momentu zderzenia z przeszkodami podczas próby podejścia do lądowania na lotnisku SMOLEŃSK PÓŁNOCNY – nie wystąpiły żadne sygnały awaryjne. Nie stwierdzono też – w przebiegu rejestrowanych parametrów analogowych – odstępstw mogących świadczyć o niesprawności samolotu.

Analizy były prowadzone za pomocą oprogramowania firm ATM Avionics oraz CAE Flightscope. Szczegóły dotyczące analizy zapisu rejestratorów pokładowych zamieszczono w załączniku nr 4.10.1 – „Analiza działania załogi oraz funkcjonowania instalacji samolotu na podstawie zapisów pokładowych rejestratorów lotu”.

**Dane uzyskane z rejestratorów pokładowych miały kluczowe znaczenie w określeniu sprawności technicznej samolotu przed katastrofą.**

- h) zapoznała się z odpisem korespondencji radiowej i rozmów w kabinie

**Podczas całego lotu załoga nie zgłaszała jakichkolwiek problemów technicznych z samolotem.**

- i) zapoznała się z przebiegiem eksploatacji samolotu od daty produkcji do dnia katastrofy włącznie

Na podstawie analizy dokumentacji obsługowej, materiałów OKL oraz innych dostępnych materiałów (system informatyczny SAMANTA, karty incydentów lotniczych, zgłaszane reklamacje, oświadczenia personelu technicznego) stwierdzono, że samolot wraz z zespołem napędowym miał wykonane wszystkie wymagane remonty i obsługi oraz ustalony zapas rezerwy technicznej i międzyremontowej do wykonania lotów w dniu 10 kwietnia 2010 r. Nieprawidłowości, które wystąpiły w trakcie eksploatacji samolotu (wymienione w punkcie 7), nie przyczyniły się do katastrofy.

- j) wykonała automatyczną analizę parametrów lotu samolotu pod względem przekroczeń eksploatacyjnych oraz przekroczeń warunków technicznych w locie poprzedzającym ten, w którym doszło do katastrofy

Podczas analizy nie stwierdzono sygnalizacji stanów awaryjnych systemów oraz niesprawności przyrządów. Charakter przebiegu wszystkich parametrów nie wskazuje na niewłaściwe funkcjonowanie agregatów, systemów oraz urządzeń na samolocie podczas całego lotu. Stwierdzone przekroczenia (wymienione w punkcie 8) wynikały z niewłaściwego użytkowania samolotu przez załogę i nie spowodowały pogorszenia jego stanu technicznego.

- k) zapoznała się z przebiegiem przygotowania samolotu do lotu, w którym doszło do katastrofy. Sprawdzeniem objęto okres od wykonania oblotu komisijnego w dniu 06.04.2010 r. do momentu startu samolotu w dniu 10.04.2010 r.

Na podstawie analizy zapisów w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, oświadczeń personelu technicznego oraz innych materiałów udostępnionych podkomisji technicznej stwierdzono, że samolot został prawidłowo przygotowany do lotu w dniu 10 kwietnia 2010 r. Instalacje płatowcowe oraz silnikowe samolotu były napełnione zgodnie z warunkami technicznymi. Ilość paliwa lotniczego znajdującego się w zbiornikach samolotu przed lotem była wystarczająca do wykonania lotu na lotnisko docelowe lub zapasowe. Nieprawidłowości podczas przygotowania samolotu do lotu (wymienione w punkcie 7) nie przyczyniły się do katastrofy.

- l) wykonała automatyczną analizę parametrów lotu samolotu pod względem przekroczeń eksploatacyjnych oraz przekroczeń warunków technicznych w locie, podczas którego doszło do katastrofy

Stwierdzone przekroczenia (opisane w punkcie 9) nie były spowodowane niewłaściwym funkcjonowaniem statku powietrznego, lecz wynikały z nieprawidłowego użytkowania samolotu przez załogę lub procesu niszczenia konstrukcji samolotu.

m) sprawdziła poprawność działania: zespołu napędowego, systemów, instalacji oraz wyposażenia samolotu podczas ostatniego lotu od chwili uruchomienia silników na lotnisku WARSZAWA-OKECIE do momentu zderzenia się samolotu z przeszkodami podczas próby podejścia do lądowania na lotnisku SMOLEŃSK PÓLNOCNY

Na podstawie analizy zapisów zarejestrowanych przez urządzenia obiektywnej kontroli lotów, analizy danych uzyskanych z systemów TAWS i FMS, wykonanych ekspertyz oraz oględzin na miejscu zdarzenia stwierdzono:

- parametry pracy zespołu napędowego były zgodne z obowiązującymi warunkami technicznymi (WT). Sygnałów świadczących o stanach awaryjnych zespołu napędowego nie było. Obroty poszczególnych silników zmieniały się wraz ze zmianą położenia odpowiadających im dźwigni sterowania silnikami (DSS). Analiza parametrów pracy silników wykazała, iż wraz ze zmianą warunków lotu – zmiana wysokości i temperatury – silniki pracowały stabilnie na wszystkich zakresach, co świadczy o poprawnej pracy automatyki sterowania. Analiza zapisu drgań wykazała, że do momentu zderzenia z pierwszymi przeszkodami ich wartości były znacząco niższe od granicznych zakresów. Ostatnia faza lotu samolotu odbywała się z włączonym automatem ciągu pomocnym przy utrzymywaniu ustalonej przez pilota prędkości przyrządowej samolotu. Obroty pędni niskiego ciśnienia silników spadły odpowiednio do wartości odpowiadającej zakresowi małego gazu. Tuż przed zderzeniem z pierwszymi przeszkodami terenowymi załoga przestawiła wszystkie DSS w położenie 69°, tj. na „zakres startowy”, co spowodowało wyłączenie „automatu ciągu”, oraz wzrost temperatury gazów za turbiną i obrotów wszystkich silników. Obroty wzrastały płynnie, bez zarzutów i zawisania. Gdy samolot zderzył się lewym skrzydłem z dużą brzozą, obroty pędni niskiego ciśnienia silników zdążyły wzrosnąć do wartości w przybliżeniu odpowiadających zakresowi „0,7 nominalnego”. W czasie gdy samolot rozpoczął niekontrolowany obrót w lewo, obroty silników w dalszym ciągu zwiększały się, osiągając w przybliżeniu „zakres nominalny”. Tak więc w ciągu około 7 sekund – od momentu przestawienia DSS na „zakres startowy” do końca wiarygodnego zapisu parametrów lotu przez rejestratory – silniki nie osiągnęły pełnej mocy startowej. Zarówno czas, jak i sposób przyspieszania silników świadczyły o ich dobrym stanie technicznym. Także oględziny silników na miejscu zdarzenia oraz zeznania świadków katastrofy potwierdzają, że pracowały one do momentu zderzenia samolotu z ziemią;
- praca systemu sterowania samolotem podczas całego lotu była prawidłowa. Wchylenia wszystkich powierzchni sterowych (lotki, ster wysokości, ster kierunku) odpowiadały położeniom organów sterowania (wolant, pedały). Zdecydowana większość lotu samolotu,

w tym ostatnia jego faza, odbywała się z włączonym automatycznym zakresem stabilizacji i sterowania (ABSU) w kanałach podłużnym i poprzecznym. Tuż przed zderzeniem z pierwszymi przeszkodami terenowymi załoga, przemieszczając kolumnę wolantu „na siebie”, wymusiła odłączenie zakresu automatycznego sterowania w kanale podłużnym. Spowodowało to wychylenie steru wysokości „do góry” i zapoczątkowało zmianę kąta pochylenia samolotu. Samolot płynnie przeszedł do lotu wznoszącego, zwiększając kąt pochylenia. Po zderzeniu się lewym skrzydłem z dużą brzozą załoga wymusiła odłączenie zakresu automatycznego sterowania w kanale poprzecznym, obracając sterownicę wolantu „w prawo”. Spowodowało to wychylenie się prawej lotki „do góry”, ale ze względu na brak części lewego skrzydła i lewej lotki nie mogło zapobiec obrotowi samolotu w lewo;

- system mechanizacji skrzydła, w skład którego wchodzi: klapy zaskrzydłowe, sloty oraz interceptory, działał prawidłowo. W ostatniej fazie lotu położenie elementów mechanizacji skrzydła odpowiadało konfiguracji „do lądowania”, co potwierdzono także w trakcie oględzin wraku samolotu na miejscu zdarzenia;
- podczas lotu nie było sygnałów o wystąpieniu oblodzenia lub nieprawidłowym działaniu instalacji przeciwooblodzeniowej. Ogrzewanie odbiornika ciśnień powietrznych dowódcy statku powietrznego było włączone od momentu rozpoczęcia kołowania samolotu na lotnisku WARSZAWA-OKECIE do chwili katastrofy. Instalacja przeciwooblodzeniowa wlotów do silników była włączona w czasie startu i wznoszenia oraz podczas zniżania i podejścia do lądowania. Ogrzewanie krawędzi natarcia skrzydeł i usterzenia ogonowego nie było włączane;
- w żadnej z trzech instalacji hydraulicznych nie wystąpiły sygnały świadczące o spadku ciśnienia. Spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 1 poniżej  $100 \text{ kg/cm}^2$  rejestrowany jest na wspólnym kanale z ostrzeżeniami systemu TAWS. Analiza danych z TAWS potwierdza, że wszystkie sygnały, które pojawiły się w tym kanale, pochodziły od tego systemu;
- nie wystąpiły sygnały świadczące o nieprawidłowej pracy systemu elektroenergetycznego;
- na podstawie informacji uzyskanych z rejestratorów pokładowych i analizy pracy zespołu napędowego stwierdzono, że instalacja paliwowa działała prawidłowo;
- system wczesnego ostrzegania o zbliżaniu się do ziemi TAWS działał prawidłowo i generował sygnały ostrzegawcze wynikające z parametrów lotu samolotu i warunków zawartych w algorytmach pracy urządzenia;
- system zarządzania lotem FMS UNS-1D działał prawidłowo. Stwierdzono to na podstawie danych odzyskanych z pamięci urządzenia FMS UNS-1D nr S/N 281

zabudowanego na pozycji drugiego pilota. Danych z pamięci urządzenia FMS UNS-1D nr S/N 1577 zabudowanego na pozycji dowódcy statku powietrznego ze względu na znaczne uszkodzenia nie udało się odzyskać;

- cyfrowy wysokościomierz barometryczny WBE-SWS dowódcy statku powietrznego działał prawidłowo. W chwili zderzenia z ziemią był ustawiony na ciśnienie standardowe 1013 hPa;
- wskaźnik wysokości barometrycznej dowódcy statku powietrznego UWO-15M1B z kompletu SWS nie miał śladów świadczących o jego niesprawności przed katastrofą. W chwili zderzenia z ziemią na wskaźniku ustawione było ciśnienie 745 mmHg;
- cyfrowy wysokościomierz barometryczny WBE-SWS drugiego pilota działał prawidłowo. W chwili zderzenia z ziemią był ustawiony na ciśnienie 993 hPa;
- wysokościomierz barometryczny drugiego pilota WM-15PB nie miał śladów świadczących o jego niesprawności przed katastrofą. W chwili zderzenia z ziemią był ustawiony na ciśnienie 745 mmHg;
- ustawienie sygnalizacji zadanej wysokości na jednym ze wskaźników radiowysokościomierzy wynosiło 60-65 m. Na drugim, z powodu jego uszkodzeń, nie było to możliwe do ustalenia. Miejsca zabudowy poszczególnych wskaźników radiowysokościomierzy nie udało się ustalić;
- automatyczny radiokompas ARK-15M nie miał śladów świadczących o jego niesprawności przed zderzeniem samolotu z ziemią. Przeprowadzona ekspertyza techniczna wykazała, że w chwili zderzenia z ziemią przełącznik rodzaju pracy radiokompasu ustawiony był w pozycji KOMPAS, a na pulpicie odczytano ustawienia częstotliwości: 630 kHz i 306,5 kHz. Wartości te nie odpowiadały dokładnie częstotliwościom pracy radiolatarni bezkierunkowych na lotnisku SMOLEŃSK PÓŁNOCNY (640 kHz i 310 kHz). Takie niewielkie różnice mogły powstać w wyniku przestawienia się nastawników w trakcie niszczenia konstrukcji samolotu;
- przyrządy z układami wewnętrznej kontroli takie jak: radiowysokościomierze RW-5MD1, sztuczne horyzonty, pion żyroskopowy MGW nr 1 nie wygenerowały sygnałów świadczących o ich niesprawności;
- radiostacje pokładowe samolotu pracowały poprawnie, a jakość sygnału nadawanego i odbieranego nie utrudniała prowadzenia korespondencji.

n) opracowała profil ostatniej fazy lotu

Wykorzystując informacje z rejestratorów pokładowych, zapisów rozmów, danych odzyskanych z pamięci urządzeń TAWS i FMS, śladów na miejscu zdarzenia, danych geodezyjnych i innych dostępnych informacji, opracowano zsynchronizowany w czasie

i przestrzeni profil lotu. Graficzne przedstawienie profilu lotu pozwoliło Komisji na odtworzenie postępowania załogi w czasie podejścia do lądowania.

Profil ostatniej fazy lotu znajduje się w załączniku nr 4.10.5 – „Profil podejścia do lądowania”.

- o) sporządziła wizualizację lotu samolotu

Członkowie podkomisji technicznej wykorzystując oprogramowanie firmy CAE Flightscape, dane z rejestratorów pokładowych, stworzyli wizualizację lotu od startu z lotniska WARSZAWA-OKĘCIE do momentu katastrofy w czasie podejścia do lądowania na lotnisku SMOLEŃSK PÓŁNOCNY.

#### 14. Wnioski końcowe:

- 1) ocena związku przyczynowego zdarzenia lotniczego ze stanem statku powietrznego i jego eksploatacją:
  - a) samolot Tu-154M nr 101 miał wykonane wymagane remonty oraz obsługi i otrzymał resurs techniczny i międzyremontowy;
  - b) nieprawidłowości przed dniem 10 kwietnia 2010 r., zarówno w obsłudze technicznej samolotu, jak i w jego użytkowaniu w locie, nie miały wpływu na zdarzenie;
  - c) w trakcie bezpośredniego przygotowania samolotu Tu-154M nr 101 do lotu, podczas którego doszło do katastrofy, personel techniczny 36 splt prawidłowo wykonał wszystkie wymagane czynności;
  - d) instalacje płatowcowe oraz silnikowe samolotu były napełnione zgodnie z warunkami technicznymi;
  - e) ilość paliwa lotniczego w zbiornikach samolotu przed lotem była wystarczająca do wykonania lotu na lotnisko docelowe lub zapasowe;
  - f) Radiostacja ARM-406P podczas całego lotu w dniu 10 kwietnia 2010 r. pozostawała wyłączona co nie miało żadnego wpływu na katastrofę. Urządzenie to służy do zlokalizowania samolotu w przypadku jeżeli dojdzie do wypadku lotniczego.
  - g) w dniu 10 kwietnia 2010 r., od momentu uruchomienia silników przed startem z lotniska WARSZAWA-OKĘCIE do zderzenia samolotu z przeszkodami terenowymi podczas próby podejścia do lądowania na lotnisku SMOLEŃSK PÓŁNOCNY, zespół napędowy oraz wykorzystywane instalacje, systemy i wyposażenie samolotu Tu-154M nr 101 działały prawidłowo.

**Podkomisja techniczna nie stwierdziła związku przyczynowego pomiędzy stanem technicznym samolotu oraz jego eksploatacją a zdarzeniem.**

- 2) ocena służby inżynierijno-lotniczej jednostki na podstawie wyników pracy podkomisji:
- a) personel techniczny 36 splt, który wykonywał obsługi na samolocie Tu-154M nr 101, miał uprawnienia wydane na podstawie przepisów obowiązujących w lotnictwie Sił Zbrojnych RP;
  - b) brak aktualności oraz spójności niektórych dokumentów normujących obszar działalności służby inżynierijno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP z innymi dokumentami normatywnymi miał wpływ na nieprawidłowości w zakresie przestrzegania przepisów;
  - c) systemu szkolenia personelu służby inżynierijno-lotniczej 36 splt w zakresie eksploatacji samolotów Tu-154M, polegającego głównie na samokształceniu, nie można uznać za satysfakcjonujący i powinien on zostać zmodyfikowany;
  - d) stwierdzone w działalności służby inżynierijno-lotniczej 36 splt nieprawidłowości w zakresie przestrzegania przepisów nie miały wpływu na katastrofę;
  - e) charakter wykonywanych zadań oraz liczba typów i wersji statków powietrznych eksploatowanych w 36 splt, a także struktura oraz obsada Sekcji Techniki Lotniczej tej jednostki nie gwarantowały – według podkomisji technicznej – właściwego nadzoru nad eksploatacją sprzętu lotniczego i szkoleniem personelu służby inżynierijno-lotniczej.

**Podkomisja techniczna stwierdziła, że służba inżynierijno-lotnicza 36 splt, działając w strukturach nieadekwatnych do realizowanych zadań i na podstawie nieaktualnych przepisów, a także przy niewystarczającym wsparciu ze strony nadrzędnych instytucji, wywiązywała się z nałożonych obowiązków w miarę swoich możliwości i jej działanie nie miało wpływu na katastrofę.**

- 3) zalecenia profilaktyczne w zakresie techniki lotniczej i jej eksploatacji, ze wskazaniem adresata:
- a) Rozważyć wystąpienie do biura konstrukcyjnego OKB „Tupolew” o zmianę miejsca zabudowy radiostacji ARM-406P i jej systemu antenowego na samolocie Tu-154M nr 102.
  - b) Rozważyć potrzebę wykorzystywania samolotu Tu-154M nr 102 w różnej/zmiennej konfiguracji przedziałów pasażerskich. Jeżeli tak – wystąpić do OKB „Tupolew” o opracowanie odpowiedniej dokumentacji umożliwiającej dokonywanie zmian konfiguracji przez personel 36 splt.
  - c) Zaprowadzić ewidencję niemetrykowanego wyposażenia pokładowego statku powietrznego takiego jak: fotele pasażerów, kanapy, stoły, elementy wystroju przedziałów pasażerskich, elementy wyposażenia przedziałów kuchennych.
  - d) Dokonać weryfikacji dokumentacji obsługi technicznej (RO-86) samolotu Tu-154M nr 102. Wydać odpowiedni dokument nakazujący wprowadzenie uprzednio zweryfikowanej zaktualizowanej dokumentacji do użytku w lotnictwie Sił Zbrojnych RP. Wycofać z użytkowania dokumentację nieaktualną.

- e) Przeanalizować dotychczasowy system pozyskiwania i wdrażania biuletynów technicznych oraz innych dokumentów wprowadzających zmiany w eksploatacji samolotu Tu-154M. Uzgodnić z OKB „Tupolew” zasady ich dystrybucji. Dokonać weryfikacji biuletynów i innych dotychczas wydanych dokumentów.
- f) Dokonać weryfikacji systemów archiwizacji dokumentacji eksploatacyjnej statków powietrznych użytkowanych w lotnictwie Sił Zbrojnych RP. Jednym z kryteriów jaki musi spełniać prawidłowo funkcjonujący system jest zapewnienie możliwości odtworzenia historii eksploatacji każdego statku powietrznego od ich wdrożenia do czasu wycofania z użytkowania.
- g) Rozważyć zlecenie OKB „Tupolew” opracowania wykazu Minimum Equipment List (MEL) umożliwiającego wykorzystywanie samolotu Tu-154M z określonymi w MEL niesprawnościami.
- h) Opracować nowy dokument normujący zasady pracy służby inżynierjno-lotniczej w lotnictwie Sił Zbrojnych RP, dostosowany do zmian związanych z restrukturyzacją Sił Zbrojnych oraz przepisów zawartych w znowelizowanych dokumentach. Dokument ten powinien zawierać podział kompetencji i obowiązków na poszczególnych szczeblach, wzory obowiązujących dokumentów, w tym ujednolicone wzorce wypełniania dokumentacji statku powietrznego.
- i) Dostosować struktury służby inżynierjno-lotniczej 36 splt do realizowanych przez tę jednostkę zadań. Zweryfikować zasadność wykonywania niektórych przedsięwzięć, takich jak: „Dni techniki” czy „Obsługiwanie roczne”, które stanowią znaczne obciążenie dla personelu technicznego 36 splt, nie przynosząc większych korzyści.
- j) Zweryfikować zasady szkolenia i kontroli technicznego personelu latającego i dopuszczania specjalistów służby inżynierjno-lotniczej do wykonywania lotów w składzie załogi na statkach powietrznych. Wyznaczyć komórkę (osobę) odpowiedzialną w lotnictwie Sił Zbrojnych RP za szkolenie technicznego personelu latającego i przydzielić jej zadania normowania procesu szkolenia na ziemi i w powietrzu, nadzoru nad jego praktyczną realizacją, weryfikacją i potwierdzaniem uprawnień oraz inne, wynikające ze specyfiki pracy personelu.
- k) Szkolenie specjalistyczne personelu służby inżynierjno-lotniczej prowadzić w wyspecjalizowanych, zapewniających wysokie standardy szkolenia ośrodkach w kraju lub za granicą.
- l) Opracować kryteria dopuszczania specjalistów służby inżynierjno-lotniczej do samodzielnej obsługi statków powietrznych. Uwzględnić konieczność znajomości odpowiedniego języka obcego.



- m) Opracować system nadzoru i kontroli działalności służby inżynierijno-lotniczej jednostek lotniczych. Ograniczyć liczbę instytucji, które mają prawo do przeprowadzania kontroli.
- n) Opracować i wdrożyć do stosowania zakres kompetencji i obowiązków dla przewodniczącego Komisji Oblotów Samolotów i Śmigłowców, jego zastępcy oraz członków tej komisji. Rozważyć przeniesienie stanowiska przewodniczącego Komisji Oblotów Samolotów i Śmigłowców ze struktury etatowej 36 splt do jednostki nadrzędnej.
- o) Rozważyć wniesienie poprawki do „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD” umożliwiającej rezygnację z wykonywania oblotów komisyjnych na statkach powietrznych wyposażonych w nowoczesne rejestratory pokładowe. Zamiast tego prowadzić szczegółową analizę materiałów obiektywnej kontroli lotów. Opracować instrukcję określającą zasady wykorzystywania materiałów obiektywnej kontroli lotów.
- p) Opracować i wdrożyć w jednostce system archiwizowania kopii zapisów obsługi technicznej (książki obsługi, grafiki wyważenia itp.) statków powietrznych wykonujących loty poza lotnisko stałego bazowania. Do opracowania systemu rekomenduje się wykorzystanie przepisów EASA Part M, Part 145.
- q) Opracować nowe zasady szkolenia i kontroli technicznego personelu latającego i dopuszczania specjalistów służby inżynierijno-lotniczej do wykonywania lotów w składzie załogi na statkach powietrznych.
- r) Okresowe sprawdzenie techników pokładowych z wykonywania czynności na statku powietrznym z uwzględnieniem szczególnych przypadków podczas lotu wykonywać w miarę możliwości na symulatorach lotu.
- s) Zweryfikować w 36 splt funkcjonowanie systemu zapewnienia jakości w obszarze realizowanego przewozu osób.

Wykaz załączników:

Załącznik nr	4.1 na	53 str.	Przebieg eksploatacji Tu-154M nr 90A837 (nr boczny 101)
Załącznik nr	4.2 na	29 str.	Wyszkolenie personelu technicznego
Załącznik nr	4.3 na	72 str.	Przygotowanie samolotu do lotu w dniu 10.04.2010 r.
Załącznik nr	4.4 na	36 str.	Nieprawidłowości w funkcjonowaniu samolotu od ostatniego remontu do dnia poprzedzającego katastrofę
Załącznik nr	4.5 na	28 str.	Opis uszkodzeń samolotu
Załącznik nr	4.6 na	12 str.	Konfiguracja samolotu w chwili zaistnienia katastrofy
Załącznik nr	4.7 na	14 str.	Geometria zderzenia samolotu
Załącznik nr	4.8 na	3 str.	Schemat miejsca katastrofy
Załącznik nr	4.9 na	258 str.	Ekspertyzy techniczne
Załącznik nr	4.10 na	144 str.	Analizy
Załącznik nr	4.11		Wizualizacja lotu Flightscope (plyta DVD)

Podpisy członków podkomisji technicznej:

Przewodniczący: dr inż. Stanisław ŻURKOWSKI

*Zurkowski*

Członkowie: płk mgr inż. Mirosław WIERZBICKI

*M Wierzbicki*

ppłk mgr inż. Dariusz MAJEWSKI

*Dariusz Majewski*

ppłk dr inż. Sławomir MICHALAK

*Sławomir Michalak*

ppłk mgr inż. Janusz NICZYJ

*Niczny*

mjr mgr inż. Dariusz DAWIDZIAK

*Dariusz Dawidziak*

mjr mgr inż. Leszek FILIPCZYK

*Leszek Filipczyk*

mjr mgr inż. Artur KUŁASZKA

*Artur Kułaska*

płk rez. mgr inż. Jacek PRZYBYSZ

*Jacek Przybysz*

mjr rez. mgr inż. Jerzy SKRZYPEK

*Jerzy Skrzypek*

mgr inż. Piotr LIPIEC

*Piotr Lipiec*

mgr inż. Władysław METELSKI

*Władysław Metelski*

mgr inż. Wiesław WYPYCH

*Wiesław Wypych*

**PRZEBIEG  
EKSPLOATACJI SAMOLOTU TU-154M nr 90A837 (nr boczny 101)  
(produkcja, remonty, modernizacje, doposażenie)**

Samolot Tu-154M nr 90A837 (nr boczny 101) został wpisany do rejestru wojskowych statków powietrznych dnia 24.01.2005 r. w pozycji rejestru Sz-428 i otrzymał nr rejestracyjny **101** – załącznik 4.1.1. Rejestr jest prowadzony przez Ministra Obrony Narodowej zgodnie z art. 43 ust. 2 ustawy z dnia 3 lipca 2002 r. – Prawo lotnicze (DzUrz z 2006 r. Nr 100, poz. 696, z późn. zm.), zarządzenia Nr 3/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 11 lutego 2004 r. w sprawie prowadzenia rejestru wojskowych statków powietrznych (DzUrz MON z 2004 r. Nr 2, poz. 18 z późn. zm.) oraz zarządzenia Nr 26/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 17 września 2008 r. zmieniającego zarządzenie w sprawie prowadzenia rejestru wojskowych statków powietrznych (DzUrz MON z 2008 r. Nr 18, poz. 238).

Do roku 2004 prowadzone były „Książki ewidencji statków powietrznych i silników lotniczych”.

## **I. PRODUKCJA**

**29.06.1990 r., data produkcji samolotu Tu-154M, 90A837 (nr boczny 101), producent ZSRR – Куйбышевский Авиационный Завод** (potwierdzona w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „7. свидетельство о приемке”, na str. 335).

W dniu 14.04.1990 r. nastąpiło rozpoczęcie eksploatacji samolotu zgodnie z zapisem na str. 1 w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r.

W dniu **11.07.1990 r.** samolot wykonał pierwszy lot z polską załogą, co świadczy o tym, że został przyjęty do eksploatacji przez 36 splt (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „10. Учет работы”, na str. 360). Podkomisja techniczna nie ustaliła innych dokumentów potwierdzających przyjęcie samolotu przez personel 36 splt.

Od tej daty liczono resurs do pierwszego remontu (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „6. Ресурсы, сроки службы, срок хранения и их изменения”, w podrozdziale „6.1. Ресурсы, сроки службы и сроки хранения”, na str. 329).

1. Zmiana nr samolotu w trakcie eksploatacji:
  - 1) 00837 lub 837 od daty produkcji do 17.12.2001 r. – str. 771 (00837) oraz 772 (837) w „Формуляр самолета ТУ-154М № 90А837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r.;
  - 2) 00837 oraz 90А837 od dnia 18.12.2001 r. do trzeciego remontu głównego;
  - 3) 90А837 od zakończenia trzeciego remontu głównego; (niekiedy występuje również 90А837(101);a ponadto:
  - a) nr 837 jest umieszczony na str. 1 w:
    - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r. oraz na str. 25 w obydwu „барограммах” z oblotów samolotu;
    - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r.;
    - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r.;
  - b) na okładkach zaś ww. formularzy zamieszczono wpis o treści:
    - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r.;
    - „Формуляр самолета (nie wpisano typu) № (nie wpisano). Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r.;
    - „Формуляр самолета ТУ-154 № 90А837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r.;

**Podkomisja techniczna w dalszym opisie przyjęła:**

**Туполев Tu-154М nr 90А837 (nr boczny 101) lub zamiennie Tu-154М nr 101;**

**producent – ZSRR, Куйбышевский Авиационный Завод**

2. **Dla samolotu ustalono resursy** (potwierdzone w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „6. Ресурсы, сроки службы, срок хранения и их изменения”, w podrozdziale „6.1. Ресурсы, сроки службы и сроки хранения”, na str. 329):
  - 1) **resurs techniczny** – 30 000 godz., 15 000 lądowań; przy wykonaniu 3 remontów, 15 lat,

- 2) **resurs do pierwszego remontu głównego** – 9000 godz., 4000 lądowań, 6 lat do dnia 11.07.1996 r.;
- 3) **resurs międzyremontowy** – 7500 godz., 3000 lądowań, 5 lat.
3. Nalot całkowity samolotu w trakcie eksploatacji:
- 1) **według ustaleń podkomisji technicznej – 5142 godz. 12 min, liczba lądowań – 3907;**
  - 2) **według wpisów w dokumentacji samolotu – 5144 godz. 37 min, liczba lądowań – 3900.**

**UWAGA:** w trakcie sprawdzania dokumentacji stwierdzono następujące różnice w obliczeniu nalotów oraz lądowań w stosunku do wykazanych we wszystkich trzech dokumentach pod tytułem: „Формуляр самолета ТУ-154М № 90А837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., 2002 r. i 2009 r., które zostały przedstawione w poniższej tabeli:

	Nalot wg obliczeń Komisji	Nalot wg dokumentacji	Różnica	Lądowania wg obliczeń Komisji	Lądowania wg dokumentacji	Różnica
do IRG	1 133 h 05 min	1 133 h 00 min	<b>00 h 05 min</b>	1 067	1 070	<b>-3</b>
od IRG do II RG	1 350 h 38 min	1 350 h 33 min	00 h 05 min	1 045	1 036	9
od początku eksploatacji do IIRG	2 483 h 43 min	2 483 h 33 min	<b>00 h 10 min</b>	2 112	2 105	<b>7</b>
od IIRG do III RG	2 517 h 46 min	2 522 h 21 min	<b>- 04 h 35 min</b>	1 718	1 718	<b>0</b>
od początku eksploatacji do IIIRG	5 001 h 29 min	5 003 h 54 min	<b>- 02 h 25 min</b>	3 830	3 833	<b>-3</b>
po IIIRG do dnia katastrofy włącznie	140 h 43 min	140 h 43 min	<b>00 h 00 min</b>	77	77	<b>0</b>
od początku eksploatacji do dnia katastrofy włącznie	5 142 h 12 min	5 144 h 37 min	<b>- 02 h 25 min</b>	3 907	3 900	<b>7</b>

Stwierdzone różnice wynikają z błędnych wpisów dokonywanych przez personel 36 splt. Jednakże stwierdzone rozbieżności w wyliczeniach nalołów (całkowitego, międzyremontowych, do dnia katastrofy) oraz lądowań (od początku eksploatacji, międzyremontowych, do dnia katastrofy) są niewielkie i **nie spowodowały** zaistnienia przekroczeń eksploatacyjnych w zakresie nałożonych ograniczeń na płatowiec, jego instalacje oraz silniki. **Nie miały** one wpływu na podjęte decyzje o wykonywaniu remontów i prac obsługowych.

## **II. DODATKOWE INFORMACJE O STATKU POWIETRZNYM (USTALONE NA PODSTAWIE ANALIZY DOKUMENTACJI)**

1. Na podstawie „Wkładki nr 1 do formularza samolotu nr 837” decyzją Głównego Kontrolera „Куйбышевское Авиационное Производственное Объединение” z dnia 29.06.1990 r. samolot dopuszczono do eksploatacji przy warunkach atmosferycznych 30 x 400 m (na lotniska II kategorii certyfikowanych wg ICAO – International Civil Aviation Organization, z certyfikowanymi przez ICAO urządzeniami II kategorii), (II kategoria ICAO na lotniskach, certyfikowanych po II kategorii, ze specjalnie przygotowanym wyposażeniem).
2. Na podstawie „Wkładki nr 2 do formularza samolotu nr 837” decyzją Głównego Kontrolera „ОАО Авиакор-Авиационный Завод” z dnia 21.12.2009 r. samolot dopuszczono do eksploatacji przy warunkach atmosferycznych 30 x 350 m (na lotniska II kategorii wg ICAO).
3. Samolot został przekazany do eksploatacji z zabudowanym systemem imitacji lotów treningowych w zasłoniętej kabinie (СИБ-1 – Система Имитации Видимости).
4. Konfiguracja samolotu:
  - 1) **Nowo wyprodukowany samolot został przekazany do eksploatacji** w wariancie do przewozu 87-90 osób (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., na str. 22). Z pisma Przedstawicielstwa Handlowego ZSRR w Polsce Nr Т85/А3-286 z dnia 21.08.1990 r. wynika, że istnieje możliwość przebudowy samolotu z wariantu 87-90 miejsc na wariant 120 lub 150 miejsc (pismo włączono do „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., na str. 22).
  - 2) **Samolot po pierwszym remoncie głównym** został przekazany do eksploatacji w wariancie do przewozu 158 osób (potwierdzenie z dnia 14.11.1996 r. w „Формуляр

- самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., na str. 30).
- 3) W dniu 26.11.2001 r. w dokumentacji zawarto informację o przystosowaniu samolotu w wersji LUX do przewozu 90 osób (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., na str. 30).
- 4) **Samolot po drugim remoncie głównym** został przekazany do eksploatacji w wersji „VIP” i przystosowany do przewozu 90 osób (potwierdzenie z dnia 16.05.2003 r. w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., na str. 22).
- 5) **Samolot po trzecim remoncie głównym** został przekazany do eksploatacji w wersji SALON i przystosowany do przewozu 90 osób – potwierdzenie tego jest zawarte w:
- a) „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая”, rozdział „2. Общие эксплуатационные ограничения”, podrozdział „2.4. Максимальное количество людей на борту”, str. 2.9 (Июль 25/90) danymi zwanymi w tabeli 2.4.1:
- „Варианты компоновки” – 90;
- „Общие количество людей” – 99 (102)\* (\* При включении в состав экипажа лодмана, двух нештатных членов экипажа и дополнительных бортпроводников”);
- „Экипаж” – 3 (6)\* (\* При включении в состав экипажа лодмана, двух нештатных членов экипажа и дополнительных бортпроводников”);
- „Бортпроводники” – 6;
- b) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., na str. 22 oraz na str. 772;
- c) „Самолет Ту-154М. Руководство по загрузке и центровке. Дополнение к руководству по загрузке и центровке **самолетов Ту-154М борт. (зав.) № № 101 (90А837) и 102 (90А862) Спецотряда Польской республики в вариантах компоновок »Салон« на 90 и 89 пассажирских мест»** zarejestrowanej w 36 splt w RWD nr 88/10.
- d) „Приложение к формуляру, часть I самолета ТУ-154М № 101 (90А837)” – „Протокол взвешивания пустого самолета Ту-154М № 101 (90А837) после III-го капитального ремонта” z dnia 14.11.2009 r. zarejestrowany w 36 splt

w RWD nr 88/27, który opracowany został tylko dla konfiguracji „**В а р и а н т: Салон ГП на 90 п/м**”.

- e) wydanym przez zakład remontowy „Акт сдачи-приемки самолета Ту-154М № 101 (90А837) после проведения третьего капитального ремонта согласно договору № 0295 от 10.04.2009 г.” z dnia 21.12.2009 г., który stanowi w pkt „4.10. Компоновка пассажирских салонов выполнена **в варианте 90 пассажирских мест**” wraz z pismem przewodnim nr 102Ц/1375 z dnia 21.12.2009 г. stanowiącym zaświadczenie zakładu remontowego o wykonanym remoncie samolotu w wariacie 90 miejsc.
5. Samolot był obsługiwany oraz użytkowany na podstawie dokumentacji producenta (ОКВ „Туполев”) opracowanej w języku rosyjskim (aktualizowanej biuletynami) w następującym, podstawowym uкомплекtowaniu:
- 1) „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая” (РЛЭ часть 1);
  - 2) „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга вторая” (РЛЭ часть 2);
  - 3) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 000, 005, 006, 007, 008, 009, 010, 011, 012, 020” („Ту-154М. 3 РЭ. Разделы 000, 005, 006, 007, 008, 009, 010, 011, 012, 020”);
  - 4) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 051, 052, 053, 054” („Ту-154М. 4 РЭ. Разделы 051, 052, 053, 054”);
  - 5) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 055, 056, 057” („Ту-154М. 5 РЭ. Разделы 055, 056, 057”);
  - 6) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 026, 028, 049” („Ту-154М. 6 РЭ. Разделы 026, 028, 049”);
  - 7) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 071, 076, 077, 079, 080” („Ту-154М. 7 РЭ. Разделы 071, 076, 077, 079, 080”);
  - 8) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 025, 038” („Ту-154М. 8 РЭ. Разделы 025, 038”);
  - 9) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 029, 032” („Ту-154М. 9 РЭ. Разделы 029, 032”);
  - 10) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 027 часть 1” („Ту-154М. 10 РЭ. Раздел 027 часть 1”);
  - 11) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 027 часть 2” („Ту-154М. 11 РЭ. Раздел 027 часть 2”);



- 12) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 021, 030” („Ту-154М. 12 РЭ. Разделы 021, 030”);
- 13) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 024, 033” („Ту-154М. 13 РЭ. Разделы 024, 033”);
- 14) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 023, 110, 113” („Ту-154М. 14 РЭ. Разделы 023, 110, 113”);
- 15) „Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 022, 031, 034, 035, 142” („Ту-154М. 15 РЭ. Разделы 022, 031, 034, 035”);
- 16) „Двигатель Д-30КУ-154 2-серии. Руководство по технической эксплуатации. 59-00-800РЭ. Книга 1”;
- 17) „Двигатель Д-30КУ-154 2-серии. Руководство по технической эксплуатации. 59-00-800РЭ. Книга 2”;
- 18) „Двигатель ТА-6А. Руководство по технической эксплуатации. ТА-6А.000.000 РЭ”;
- 19) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 021”;
- 20) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 022-1”;
- 21) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 022-2”;
- 22) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 022-3”;
- 23) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 023”;
- 24) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 024-1”;
- 25) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 024-2”;
- 26) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 025”;
- 27) „Ту-154М. Альбом электросхем. Разделы № 026, 049, 073, 080”;
- 28) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 027”;
- 29) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 028”;
- 30) „Ту-154М. Альбом электросхем. Разделы № 029, 032”;
- 31) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 030”;
- 32) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 033-1”;
- 33) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 033-2”;
- 34) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 033-3”;
- 35) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 034”;
- 36) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 052”;
- 37) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 077”;
- 38) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 110-1”;

- 39) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел ы № 110-2, 113”;
- 40) „Ту-154М. Альбом электросхем. Раздел № 142”;
- 41) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Разделы 12, 52”  
(„Ту-154М. 1КД. Разделы 12, 52”);
- 42) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Разделы 53, 54, 55, 56,  
57” („Ту-154М. 2КД. Разделы 53, 54, 55, 56, 57”);
- 43) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Разделы 21, 26, 28”  
(„Ту-154М. 3КД. Разделы 21, 26, 28”);
- 44) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Раздел 25”  
(„Ту-154М. 4КД. Раздел 25”);
- 45) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Раздел 27”  
(„Ту-154М. 5КД. Раздел 27”);
- 46) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Разделы 29, 32”  
(„Ту-154М. 6КД. Разделы 29, 32”);
- 47) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Разделы 23, 30, 38”  
(„Ту-154М. 7КД. Разделы 23, 30, 38”);
- 48) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Разделы 49, 71, 76, 78,  
79, 80” („Ту-154М. 8КД. Разделы 49, 71, 76, 78, 79, 80”);
- 49) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Разделы 24, 31”  
(„Ту-154М. 9КД. Разделы 24, 31”);
- 50) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Разделы 33, 34, 35”  
(„Ту-154М. 10КД. Разделы 33, 34, 35”);
- 51) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Цифровой указатель.  
Часть 1” („Ту-154М. 11КД. Цифровой указатель. Часть 1”);
- 52) „Самолет Ту-154М. Каталог деталей и сборочных единиц. Цифровой указатель.  
Часть 2” („Ту-154М. 12КД. Цифровой указатель. Часть 2”);
- 53) „Двигатель Д-30КУ-154. Каталог деталей и сборочных единиц. Книга 1”;
- 54) „Двигатель Д-30КУ-154. Каталог деталей и сборочных единиц. Книга 2”;
- 55) teczka zawierająca luźno włożone schematy wyposażenia urządzeń URE: RDR-4B,  
TCAS II, KLN-89B, AERO-HSD+;
- 56) „Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154-2. Руководство  
по технической эксплуатации. Часть 1. Общие сведения о системе АБСУ-154-2”;

- 57) „Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154-2. Руководство по технической эксплуатации. Часть 2. Система автоматического управления САУ-152-2. Коррекция по высоте и скорости”;
- 58) „Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154-2. Руководство по технической эксплуатации. Часть 3. Автомат тяги АТ-6-2. Часть 5. Вычислитель ухода ВУ-1-2. Блок навигации и сигнализации БНС-1-2. Часть 6. Система встроенного контроля СВК”;
- 59) „Самолет Ту-154М. Руководство по загрузке и центровке самолетов Ту-154М для Польской республики с зав. № 755”;
- 60) „Самолет Ту-154М. Руководство по загрузке и центровке. Дополнение к Руководству по загрузке и центровке самолетов Ту-154М борт. (зав.) № № 101 (90А837) и 102 (90А862) Спецотряда Польской республики в вариантах компоновок »Салон« на 90 и 89 пассажирских мест”;
- 61) „Ту-154М. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 1. Оперативные формы технического обслуживания. № 76-П/90603-Ф-00I-0. Дополнительно на самолет № 837” oraz wymieniony poniżej;
- 62) „Ту-154М. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 2. Периодические формы технического обслуживания. № 76-П/90603-Ф-00I-0. Действительно на самолет № 837” obydwa dalej nazywane „RO-86” – skrót od „Регламент Обслуживания (PO-86)” – wydanie 1986 wprowadzony do użytku przez Ministerstwo Lotnictwa Cywilnego (ZSRR) w dniu 02.04.1986 r.;
- 63) biuletyn resursowy nr 154-998БЭ-АБ („По вопросу: Информирование авиакомпаний Инозаказчика о ресурсах и сроках службы самолетов Ту-154М, их агрегатов и комплектующих изделий”);
- 64) pozostałe biuletyny techniczne wdrożone do realizacji na tym samolocie;
- 65) „Zbiór materiałów dla pomocniczego personelu pokładowego o wyposażeniu ratunkowym (awaryjnym) samolotu Tu-154М (101)”, opracowanie własne 36 splt z 2004 r., wprowadzony do użycia w 36 plt rozkazem ówczesnego dowódcy Sił Powietrznych.

Ze względu na wprowadzenie wielu zmian w wyposażeniu i konfiguracji samolotu do ww. podstawowej dokumentacji zostały dołączone poniżej wymienione uzupełnienia:

- 66) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Дополнение к РЭ и РО самолета Ту-154М оборудованного метеонавигационной радиолокационной

- станцией RDR-4B фирмы „Bendix/King” и системой предупреждения столкновения TCAS-II „Allied Signal” z 1996 г.;
- 67) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Дополнение к РЛЭ самолета Ту-154М оборудованного метеонавигационной радиолокационной станцией RDR-4B фирмы Bendix/King и системой предупреждения столкновения TCAS-II Allied Signal” z 1996 г.;
- 68) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Дополнение к РЛЭ самолета Ту-154М оборудованного радиостанциями МВ диапазона „ОРЛАН-85СТ” с сеткой частот 8,33/25 кГц ” z 1998 г.;
- 69) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Дополнение к Руководству по технической эксплуатации самолетов Ту-154М з/н 862, 837 (Польша), оборудованных комплектом высотно-скоростного оборудования ВБЭ-СВС-БСКА” z 1999 г.;
- 70) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Дополнение к Руководству по летной эксплуатации самолета Ту-154М з/н 837, оборудованного комплектом высотно-скоростного оборудования ВБЭ-СВС-БСКА” z 1999 г.;
- 71) „Самолет Ту-154М. Дополнение 034.60.09 к Руководству по технической эксплуатации самолетов Ту-154М зав. № № 837, 862 (Польша), оборудованных системой управления полетом UNS-1D” z 2001 г.;
- 72) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Дополнение к РЛЭ самолетов Ту-154М зав. № № 837, 862 (Польша), оборудованных системой управления полетом UNS-1D” z 2001 г.;
- 73) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Разделы 034, 117. Дополнение к РЭ самолетов Ту-154М, оборудованных системой раннего предупреждения приближения земли TAWS и многофункциональным дисплеем MFD-640” z 2002 г.;
- 74) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Дополнение к РЛЭ самолетов Ту-154М, оборудованных системой раннего предупреждения приближения земли TAWS и многофункциональным дисплеем MFD-640” z 2002 г.;
- 75) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 023. Связное оборудование. Дополнение к РЭ самолета Ту-154М борт. № 101 (зав. № 90А837), оборудованного аудио-видео аппаратурой” z 2003 г.;

- 76) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 024. Система электроснабжения. Дополнение к РЭ самолета Ту-154М борт. № 101 (зав. № 90А837), оборудованного аудио-видео аппаратурой” z 2003 г.;
- 77) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Дополнение к РЛЭ Ту-154М, бортовой № 101 (зав. № 90А837) оборудованного информационной аудио-видео аппаратурой” z 2003 г.;
- 78) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 021. Комплексная система кондиционирования воздуха. Дополнение к РЭ самолета Ту-154М борт. № 101 (зав. № 90А837), по комплексной системе кондиционирования воздуха” z 2003 г.;
- 79) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 025. Бытовое и аварийно-спасательное оборудование. Дополнение. РЭ Ту-154М, папка 8, раздел 025, для борт. № 101, зав. № 90А837 по бытовому и аварийно-спасательному оборудованию” z 2003 г.;
- 80) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 035. Кислородное оборудование. Дополнение к РЭ самолета Ту-154М борт. № 101 (зав. № 90А837), по переносному кислородному оборудованию” z 2003 г.;
- 81) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 038. Система водоснабжения и удаления отбросов. Дополнение к РЭ самолета Ту-154М борт. № 101 (зав. № 90А837), по системе водоснабжения и удаления отбросов” z 2003 г.;
- 82) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 023. Дополнение к РЭ для самолета Ту-154М, оборудованного аварийным автоматическим переносным радиомаяком АРМ-406П” z 2003 г.;
- 83) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Дополнение к РЛЭ самолета Ту-154М, оборудованного аварийным автоматическим переносным радиомаяком АРМ-406П” z 2003 г.;
- 84) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 023. Дополнение к РЭ для самолета Ту-154М, оборудованного аварийно-спасательными радиомаяками АРМ-406АС1” z 2003 г.;
- 85) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Дополнение к РЛЭ для самолета Ту-154М, оборудованного аварийно-спасательными радиомаяками АРМ-406АС1” z 2003 г.;

- 86) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 023. Изменение. № 1 к Дополнению в РЭ для самолета Ту-154М, оборудованного аварийным автоматическим переносным радиомаяком АРМ-406П ” z 2005 г.;
- 87) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Изменение. № 2 к Дополнению в РЛЭ для самолета Ту-154М, оборудованного аварийным автоматическим переносным радиомаяком АРМ-406П” z 2005 г.;
- 88) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 023. Дополнение к РЭ самолета Ту-154М, оборудованного спутниковой системой связи АЕРО-HSD+ (зав. № № 90А837, 90А862)” z 2008 г.;
- 89) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Дополнение к РЛЭ самолета Ту-154М борт. № 101, оборудованного спутниковой системой связи АЕРО-HSD+” z 2008 г.;
- 90) „Самолет Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Изменение. № 3 к Дополнению в РЛЭ для самолета Ту-154М, оборудованного автоматическим переносным радиомаяком АРМ-406П” z 2009 г.;
- 91) „Самолет Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации. Дополнение к руководству по технической эксплуатации самолетов Ту-154М зав. (борт.) № 90А837 (101) и № 90А862 (102)” z 2009 г.;
- Poradno w skład dokumentacji samolotu wchodziły:
- 92) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 г., 2002 г. oraz 2009 г., wraz z załączonymi do niego dokumentami oraz kompletem metryk;
- 93) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 г. oraz z 2009 г., wraz z załączonymi do niego dokumentami oraz kompletem metryk;
- 94) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 г. oraz z 2009 г., wraz z załączonymi do niego dokumentami oraz kompletem metryk;
- 95) „Формуляр двигателя Д-30КУ-154 2-серии № 59319012423” z 1990 г. oraz z 2005 г. wraz z załączonymi do niego dokumentami oraz kompletem metryk;
- 96) „Формуляр двигателя Д-30КУ-154 2-серии № 59249012426” z 1990 г. oraz z 2005 г. wraz z załączonymi do niego dokumentami oraz kompletem metryk;

- 97) „Формуляр двигателя Д-30КУ-154 2-серии № 59219012414” z 1990 r. oraz z 2002 r. wraz z załączonymi do niego dokumentami oraz kompletem metryk;
- 98) „Формуляр двигателя ТА-6А № 5136А022” z 1985 r. wraz z załączonymi do niego dokumentami oraz kompletem metryk;
- 99) „Кsiążка obsługi statku powietrznego Nr 101 90А837”, wytworzona w 36 splt i zarejestrowana w RWD nr 393/13 prowadzona do dnia 23.03.2010 r.;
- 100) „Кsiążка obsługi statku powietrznego Nr 101 90А837”, wytworzona w 36 splt i zarejestrowana w RWD nr 343/14 prowadzona od dnia 24.03.2010 r. do dnia katastrofy.

### **III. REALIZACJA PRAC NA STATKU POWIETRZNYM W TRAKCIE JEGO EKSPLOATACJI**

#### **1. Prace wykonane do pierwszego remontu głównego:**

- 1) **prace okresowe** – zgodnie z obowiązującą dokumentacją samolotu (potwierdzenie w:
- a) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 479–481;
  - b) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 371–373;
  - c) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 239–246);
- 2) **modernizacje oraz doposażenie (w tym biuletyny techniczne):**
- a) 14.09.1990 r. zabudowanie systemu nawigacyjnego UNS-1A (Universal Navigation System) przez specjalistów „ČSA” na podstawie biuletynu konstrukcyjnego „Provozni bulletin CSA” nr 34BOC/125 (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 32);
  - b) 04.03.1991 r. zabudowanie układu typu AVM-219 firmy Vibro-Meter do pomiaru wibracji silników głównych D-30KU (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r.,

- w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 689);
- c) 26.04.1991 r. zabudowanie systemu „SELCAL” – system selektywnego wybierania radiostacji UKF i KF (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 16-18);
- d) 03.12.1991 r. dopracowanie OSS (Omega Sensor System) – bloków OMEGI (systemu dalekiej nawigacji) wykonane przez specjalistów „ČSA” na podstawie biuletynu konstrukcyjnego „Provozni bulletin CSA” nr 34B64/150 (opracowanego na podstawie biuletynu Service Bulletin CMC Nr 764-34-6) (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 292);
- e) 1991 r. zabudowano eksploatacyjny rejestrator parametrów lotu typu ATM-QAR/R128ENC („Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 90 – metryki wskazują na 1995 r., natomiast pismo do Dyrektora Gospodarstwa Pomocniczego URM z dnia 05.05.1995 r. podpisane przez Dowódcę 36 spl i Przewodniczącą Komisji Oblotów Samolotów VIP wskazuje na 1991 rok. W dniu 04.03.1991 r. na samolot zabudowano układ typu VM-219 firmy Vibro-Meter do pomiaru wibracji silników głównych D-30-KU II s. (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 689). Układ AVM-219 przekazuje sygnały zapisywane następnie przez rejestrator parametrów lotu typu ATM-QAR/R128ENC. Podkomisja techniczna ustaliła, że zabudowę rejestratora zrealizowano na podstawie biuletynu nr 251-062-000 M T51 z dnia 20.11.1991 r. uzgodnionego z Głównym Konstrukтором ANTK Tupolew w dniu 05.08.1992 r. oraz Głównym Konstrukтором РФМКБ w dniu 31.10.1992 r. Z udostępnionych



przez ATM danych wynika, że pierwotnie na samolot Tu-154M nr 101 w dniu 28.06.1991 r. został zabudowany rejestrator ATM-QAR/R128ENC o nr 0062/91. W trakcie eksploatacji zmodyfikowano zasilacz i płytę główną, wymieniono płytę kieszeni kasety i oprogramowanie na Q55, zainstalowano nowy sterownik w RAM (w miejsce uszkodzonego), wymieniono oprogramowanie na EPROM (Q56), wymieniono RAM, zmodyfikowano płytę główną.

Podkomisja techniczna ustaliła, że na samolocie Tu-154M nr 101 w dniu 10.04.2010 r. zabudowany był 03.07.1995 r. rejestrator ATM-QAR/R128ENC o nr 0112/95 wyprodukowany w 1995 roku. Rejestrator ten w dniu 05.12.1996 r. został skierowany do naprawy do firmy ATM i po naprawie zwrócony do 36 splt w dniu 09.12.1996 r. ATM stwierdził, że „nie wykryto usterki. Po ponownym wpisaniu sterownika rejestracja poprawna”. W dniu 07.01.2002 r. rejestrator został ponownie skierowany do naprawy do firmy ATM i po naprawie zwrócony do 36 splt w dniu 23.01.2002 roku. W ATM wykonano „wymianę baterii, wymianę cewki”. Kasetę ATM-MEM/15 o nr 0158/91 stanowiła ukompletowanie rejestratora ATM-QAR od dnia 28.06.1991 r., tj. dnia jego zabudowy na samolot Tu-154M nr 101. Kasetę ta była nośnikiem zapisywanych danych dla obydwu ww. rejestratorów;

**biuletyny:**

- f) USA No 22B00/160 (w dniu 04.12.1991 r.) – zwiększenie przechylenia ABSU-154-2 (АБСУ-154-2 автоматическая бортовая система управления – automatyczny pokładowy system sterowania) w zakresie sterowania od nawigacyjnego wylicznika UNIVERSAL (firmy UASC – Universal Avionics Systems Corporation’s) (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 423);
- g) 154-4576БД-АБ (w dniu 17.11.1994 r. w 36 splt) – sprawdzono skrzynię czołowego żebra wewnętrznych klap na okoliczność pęknięć, otarć, wybijań. Uszkodzeń nie stwierdzono (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 530);

- h) 154-4615БД-АБ (w dniu 16.01.1995 r. w PLL „LOT”) – sprawdzenie możliwości ocierania wiązki elektrycznej ogrzewania slotów o obejmę 154.00.2201.066 (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 423);
  - i) 154-4621БД-АБ (w dniu 20.01.1995 r. w PLL „LOT”) – demontaż przewodu pneumatycznego wraz z kompensatorem 8D2.995.050 łączącego linię odbioru powietrza z linią rozruchu silnika nr 2 (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 530);
  - j) 154-4648БУ-АБ (w dniu 23.01.1995 r. w PLL „LOT”) – sprawdzenie dodatkowe umasienia złączy SZ-17, SZ4, SZ6, SZ16, SZ18 – SZ8 (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 423);
  - k) 154-4605БД-АБ (w dniu 16.06.1995 r. w 36 splt) – przegląd RK- „Podwozia” (RK – рулевая коробка - skrzynka sterowania) (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 423);
- 3) **inne czynności:**
- a) 13.10.1993 r. – wymieniono prowadnice klap zewnętrznych o numerach: 154.02.5713.010.0022; 154.02.5713.010.021; 154.02.5713.010.020; 154.02.5713.010.019; 154.02.5713.010.018; 154.02.5713.017 (wg podkomisji technicznej jest to błąd. Prawidłowy indeks 154.02.5713.010.017) oraz slotów klap: 154.00.5713.007.001; 154.00.5713.007.002 przez PLL „LOT” (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „17. Заметки по эксплуатации и хранению”, na str. 827);

- b) 16.12.1993 r. – wymieniono prowadnice klap wewnętrznych o numerach: 154.02.5713.005.007 szt. 2; 154.02.5713.005.008 szt. 2 przez PLL „LOT” (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „17. Заметки по эксплуатации и хранению”, na str. 827);
- c) zgodnie z przepisami obowiązującymi w SZ RP (obsługi roczne, prace radiodewiacyjne, telegramy profilaktyczne) – potwierdzenie w:
- „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 529–530;
  - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 423;
  - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 291–295);
- d) ponadto kierowniczy personel służby inżynieryjno-lotniczej 36 splt, czyli starszy inżynier płatowca i silnika, starszy inżynier osprzętu oraz starszy inżynier urządzeń radioelektronicznych Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt, wykonywał okresowe kontrole stanu technicznego samolotu zgodnie z „Instrukcją służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, z pkt 316, 317, 322, o treści:
- „316. Przegląd kontrolny sprzętu lotniczego ma na celu określenie stanu technicznego, w jakim znajduje się SP w chwili sprawdzania, wykonuje się we wszystkich specjalnościach w tym samym dniu.
317. Rozróżnia się następujące przeglądy kontrolne:
- a) kontrola stanu technicznego obejmująca przegląd SP w zakresie bieżącej obsługi podstawowej (wstępnej lub przedlotowej), kontrolę sprzętu i wyposażenia dodatkowego należącego do SP, sprawdzenie dokumentacji pokładowej oraz wiedzy technicznej personelu obsługującego;(...)

322. Stwierdzone w czasie przeglądu kontrolnego niesprawności i usterki osoba wykonująca przegląd od szczebla technika wzwyż wpisuje do książki obsługi. Ocenę z przeglądu kontrolnego wpisują do odpowiedniej książki pokładowej osoby funkcyjne od inżyniera specjalności wzwyż”.

## 2. Pierwszy remont główny

- 1) Nalot samolotu do pierwszego remontu głównego:
  - a) według ustaleń podkomisji technicznej – 1133 godz. 05 min, liczba lądowań – 1067;
  - b) według wpisów w dokumentacji samolotu – 1133 godz. 00 min, liczba lądowań – 1070.
- 2) Samolot został przebazowany na wykonanie pierwszego remontu głównego w dniu 22.07.1996 roku.
- 3) **20.11.1996 r. zakończono pierwszy remont główny – Внуковский Авиаремонтный Завод № 400 ГА (ГА – Гражданская Авиация), zwany dalej „ВАРЗ-400” w Moskwie, Rosja.**
- 4) **Dla samolotu ustalono** resursy (potwierdzone w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „15. Ремонт”, w podrozdziale „15.1. Краткие записки о произведенном ремонте”, na str. 771–772):
  - a) resurs techniczny – 30 000 godz., 15 000 lądowań; 15 lat;
  - b) resurs międzyremontowy – 7500 godz., 3000 lądowań, 5 lat z możliwością wydłużenia do 6 lat pod warunkiem wykonania oceny stanu technicznego po 5 latach eksploatacji.
- 5) **Podczas pierwszego remontu głównego** (realizowanego na podstawie umowy zawartej przez Departament Dostaw Uzbrojenia i Sprzętu Wojskowego MON [DDUiSW] nr MON/96/L/17/ZS/IV z dnia 17.07.1996 r.) **wykonano:**
  - a) **remont główny samolotu Tu-154M nr 085837 (101);**
  - b) ponadstandardową poliuretanową pokrywę lakierniczą;
  - c) **modernizacje oraz doposażenie (w tym biuletyny techniczne) – biuletyny** zgodnie z wykazem zawartym w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r. w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям” w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, str. 531–548 o nr: 154-2805ДК-О; 154-2992ДК-Н;

154-2992ДК-Н; И718БД-АБ, 154-3613ДК-Н z 154-4572БУ, 154-3769БД-А,  
154-4046БД, 154-4072БУ-АБ, 154-4085БУ-АБ, 154-4087БД-АБ,  
154-4094БД-АБ, 154-3070БР, 154-4095БУ-АБ, 154-4507БУ-АБ,  
154-4508БУ-АБ, 154-4509БУ-АБ, 154-4520БУ-АБ, 154-4528БУ-АБ,  
154-4529БД-АБ, 154-4535БУ-АБ, 154-4536БУ-АБ, 154-4539БУ-АБ,  
154-4541БД-АБ, 154-4548БУ-А, 154-4552БД-АБ, 154-4554БУ-АБ,  
154-4555БУ-АБ, 154-4556БУ-АБ, 154-4557БУ-АБ, 154-4558БУ-АБ,  
154-4559БУ-АБ, 154-4561БД-АБ, 154-4562БД-АБ, 154-4568БД-АБ,  
154-4569БД-АБ, 154-4571БУ-АБ, 154-4575БУ-АБ, 154-4582БУ,  
154-4584БД-АБ, 154-4585БУ-АБ, 154-4594БУ-АБ, 154-4596БУ, 154-4597БУ,  
154-4598БУ, 154-4606БД, 154-4616БУ-АБ, 154-4618БУ, 154-4621БУ-АБ,  
154-4636БУ-АБ, 154-4637БУ-АБ, 154-4638БУ-АБ, 154-4639БУ-АБ,  
154-4641БУ-АБ, 154-4642БУ-АБ, 154-4643БУ-АБ, 154-4648БУ-АБ,  
154-4650БУ-АБ, 154-4651БУ-АБ, 154-3081БР, 154-3085БР-Г, 154-5010БР-Г,  
154-3104БР, 154-5050БР-Г, 154-5051БР-Г, 154-3070БР, 154-4551БУ-АБ,  
154-4646БУ-АБ, 154-4640БУ-АБ, 154-5038БР, 154-1880ДК-ОІр,  
154-1953ДМ-Н, 154-1959ДМ-Н, 154-2935БУ-АБ, 154-3632ДМ-Н,  
154-4080БУ-АБ, 154-4090БД-АБ;

- d) **inne czynności** – на samolocie, w okolicy przedniego podwozia w rejonie wręg nr 15-19 zabudowano dodatkową masę (749 kg), która została wliczona w całkowitą masę pustego samolotu (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „3. Индивидуальные особенности”, w podrozdziale „3.1. Выписки из протоколов взвешивания”, na str. 30).
- б) Samolot po wykonaniu remontu został przyjęty przez personel 36 splt „Aktem zdawczo-odbiorczym” z dnia 22.11.1996 r. (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „9. Движение самолета в эксплуатации.”, w podrozdziale „9.1. Прием и передача самолета”, na str. 343).

### **3. Prace wykonane od pierwszego do drugiego remontu głównego:**

- 1) **prace okresowe – zgodnie z obowiązującą dokumentacją samolotu** (potwierdzenie w:
  - a) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 481–484;
  - b) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 373–375;
  - c) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 246–249);
- 2) **modernizacje oraz doposażenie (w tym biuletyny techniczne):**
  - a) w IV kwartale 1996 r. zmodernizowano system FMS-UNS-1A (FMS – Flight Management System) do poziomu SCN 340 (Software Control Number) wraz z oprogramowaniem SCDU (Super Color Display Unit) (według UAS Corp. – Universal Avionics Systems Europe), oraz został zabudowany sensor GPS (Global Positioning System) wraz z wyposażeniem przez specjalistów „ČSA”. Wykonanie prac zgodnie z zawartą przez DDUiSW umową nr 96/L/30/IV/ZS z dnia 24.10.1996 r.;
  - b) w dniu 20.12.1996 r. zabudowanie przez specjalistów „ČESKE AEROLINIE a.s.” odbiornika GPS-1000 (do systemu UNS-1A) (na podstawie biuletynu „Provozni bulletin CSA” nr 34B64/0007 – potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 295;
  - c) w dniu 25.09.1998 r. dokonano w 36 splt zabudowy urządzenia nawigacji satelitarnej GARMIN GPS-155XL TSO - potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 34;
  - d) w dniu 21.12.1998 r. podczas wykonywania w ВАР3-400 obsługi okresowej F3K został zabudowany przez specjalistów „АОЗТ АВИАТОС” system TCAS-II (Traffic Alert and Collision Avoidance System) oraz radar pogodowy typu RDR-4B

(co potwierdza „Акт техничный ВАРЗ-400” z dnia 22.12.1998 roku. Wykonanie prac zgodnie z zawartą przez DDUiSW umową nr I/20/IX/ZS/WR/98/618 z dnia 23.09.1998 r.). Radar RDR-4B zastąpił dotychczas zabudowany radar typu Гроза М-154К (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 549 oraz w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 296);

e) w dniu 27.11.1999 r. podczas wykonywania w ВАРЗ-400 obsługi okresowych F2K + F1 zrealizowanych w 11.12.1999 r. wykonano modernizację urządzeń radioelektronicznych (na podstawie „Протоколу przyjęcia – przekazania” z dnia 02.12.1999 r. oraz „Протоколу przyjęcia – przekazania” z dnia 15.12.1999 r. do zamówienia DZSZ nr I/26/IX/ZS/WR/99/670 z dnia 07.10.1999 r. wraz z aneksem nr 2 z dnia 13.12.1999 r.), w tym m.in.:

- zabudowę kompletu radiostacji „ОРЛАН-85СТ” („ORŁAN-85ST”) w miejsce radiostacji „Баклан-20” („BAKŁAN-20”) (wg ustaleń podkomisji technicznej dokonano wymiany 2 kompletów radiostacji typu „Баклан-20” na radiostacje „ОРЛАН-85СТ” – jeden kpl. w UKF nr 1, drugi kpl. w UKF nr 2. Ze względu na to, że zakupiono jedynie 4 kpl. radiostacji „ОРЛАН-85СТ”, zostały one zabudowane na obydwu samolotach Tu-154М. W związku z brakiem bloków zapasowych radiostacji typu „ОРЛАН-85СТ” 4 komplety radiostacji „Баклан-20” zostały później zmodernizowane do wersji „Баклан-20Д” (z separacją międzykanałową 8.33 kHz, wymienione były również pulpity sterowania na cyfrowe jak w radiostacjach „ОРЛАН-85СТ”. W przypadku uszkodzenia chociażby jednej radiostacji typu „ОРЛАН-85СТ” w jej miejsce oraz w miejsce sprawnej drugiej radiostacji zabudowywany był komplet dwóch radiostacji „Баклан-20Д” (blok nadawczo-odbiorczy (N/O) + pulpit) – potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 297;

- modernizację urządzenia КУРС-МП-70 (KURS MP-70) (аппаратура навигации и посадки) – (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 297);
- dostosowanie systemu nawigacyjnego do pracy w zakresie RVSM (Reduced Vertical Separation Minima) z zabudową systemu ВБЭ-СВС (WBE-SWS) z blokami BSKA-1 (ВБЭ-СВС – система воздушных сигналов суказателем высоты – system sygnałów powietrznych ze wskaźnikiem wysokości) (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 424);
- modernizację systemu nawigacyjnego UNS-1A do wersji UNS-1D (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 297);

Pełny zakres prac zawarty jest w zatwierdzonym przez Dyrektora Technicznego ОАО ВАРЗ-400 „Технический акт. «О выполнении дополнительных работ на самолете Ту-154М зав. № ..837 (бін 101) Республики Польша в период его технического обслуживания по формам Ф1 + Ф2 (календарь)»”;

- demontaż systemu СО-70 (самолетный ответчик – transponder rosyjski). (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 297);
- f) w dniu 06.11.2000 r. podczas wykonywania w ВАРЗ-400 obsługi okresowych F2 + F3K wykonano modernizację urządzeń radioelektronicznych (na podstawie „Акта технического ВАРЗ-400” z dnia 08.12.2000 r. do umowy DZSZ nr 428/IX/I/ZS/WR/2000/845 z dnia 16.10.2000 r.):
- zabudowę drugiego kompletu systemu UNS-1D (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование”



z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 298);

g) podczas obsługi okresowej F2K w ВАРЗ-400 zakończonej w dniu 19.12.2001 r. wykonano modernizację urządzeń radioelektronicznych (na podstawie „Протоколу zdawczo – odbiorczego” z dnia 20.12.2001 r. do umowy DZSZ nr 349/IX/M81/ZS/WR/B/2001/1616 z dnia 27.08.2001 r.):

- zabudowę systemu ТАWS (Terrain Awareness Warning System) ze wskaźnikiem MFD 640 firmy UNIVERSAL AVIONICS SYSTEM CORPORATION (UASC) ostrzegającego o niebezpiecznym zbliżaniu się do ziemi (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 551);

**biuletyny:**

- h) 154-3804БУ-Б (w dniu 08.12.2000 r. w ВАРЗ-400) – demontaż instalacji NWU-B3 (навигационно-вычислительное устройство НВУ-Б3) (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 550);
- i) 154-4624БУ-АБ (w dniu 07.12.2001 r. w ВАРЗ-400) – sprawdzenie korozji na wsporniku zawieszenia lotek (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 551);
- j) 154-4406БЭ (w ВАРЗ-400) – uzupełnienie ПКД 188, 212, 213, 216 zgodnie z „карта-наряд № 408р” (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 551);
- k) 154-4687БД-АБ (w dniu 15.12.2001 r. w ВАРЗ-400) – jednorazowe sprawdzenie przewodów zlewowych 1, 2 instalacji hydraulicznej (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы”

z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 552);

- l) 154-4717БД-АБ (w dniu 18.12.2001 r. w ВАРЗ-400) – sprawdzenie na okoliczność występowania czystości otworu drenażowego w pokrywie korpusu KB AM-800K (концевой выключатель – выключник краёвой) na lewej i prawej OOSz (ООШ - опора основной шасси – голеń podwozia głównego) – potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 552;

### 3) inne czynności:

- a) w dniu 08.01.1997 r. zabudowano telewizor typu ELEMIS 7030 TMSP z pilotem oraz odtwarzacz video SANYO z pilotem (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 18);
- b) w dniu 02.12.1999 r. zabudowano baterie akumulatorów 20KSX25P w miejsce 20НКБН-25-У3 (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 120);
- c) 11.06.2001 r. – wykonano dezynsekcję i dezynfekcję samolotu – (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 484);
- d) w dniu 17.12.2001 r. na podstawie oceny stanu technicznego zrealizowanej w „ВАРЗ-400” przedłużono resurs do 10.01.2002 r. (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „6. Ресурсы, сроки службы, срок хранения и их изменения.”, w podrozdziale „6.2. Изменение ресурсов, сроков службы, срока хранения”, na str. 330);
- e) w dniu 18.12.2001 r. na podstawie decyzji Гłównego Конструктора ОАО „Туполев” z dnia 17.12.2001 r. przedłużono kalendarzowy resurs

międzyremontowy do 20.12.2002 r. Nadano kalendarzowy resurs międzyremontowy – 6 lat i 1 miesiąc, resurs techniczny 25 000 godz., 12 500 lądowań, 15 lat (na podstawie „Protokołu zdawczo-odbiorczego” z dnia 20.12.2001 r. do umowy DZSZ nr 349/IX/M81/ZS/WR/B/2001/1616 z dnia 27.08.2001 r.) – (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „6. Ресурсы, сроки службы, срок хранения и их изменения.”, w podrozdziale „6.2. Изменение ресурсов, сроков службы, срока хранения”, na str. 330);

- f) w dniu 02.01.2002 r. wybudowano telewizor typu ELEMIS 7030TMSP z pilotem oraz odtwarzacz video SANYO z pilotem (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 19);
- g) w dniu 25.09.2002 r. wybudowano baterie akumulatorów 20KSX25P i zabudowano 20НКБН-25-У3 (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 120–121);
- h) zgodnie z przepisami obowiązującymi w SZ RP (obsługi roczne, prace radiodewiacyjne, telegramy profilaktyczne, wymiana pironabojów) – potwierdzenie w:
- „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 549–551 oraz w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 609–610;
  - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 424–425 oraz we wkładce „Tu-154 101. Ewidencja środków pirotechnicznych” wpiętej do ww. „Формуляра...”;
  - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ

по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 295–299.

- i) ponadto kierowniczy personel służby inżynieryjno-lotniczej 36 splt (Sekcji Techniki Lotniczej w składzie wcześniej przytaczanym) wykonywał okresowe kontrole stanu technicznego samolotu.

**17.12.2001 r.** wykonano ocenę stanu technicznego – w „ВАРЗ-400” – „Внуковский Авиаремонтный Завод № 400 ГА” w Moskwie, Rosja. Resurs przedłużono do 10.01.2002 r. (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „6. Ресурсы, сроки службы, срок хранения и их изменения.”, w podrozdziale „6.2. Изменение ресурсов, сроков службы, срока хранения”, na str. 330).

**18.12.2001 r.** na podstawie decyzji Głównego Konstruktora OAO „Туполев” z dnia 17.12.2001 r. przedłużono resurs międzyremontowy do 20.12.2002 r. Nadano kalendarzowy resurs międzyremontowy – 6 lat 1 miesiąc, resurs techniczny 25 000 godz., 12 500 lądowań, 15 lat (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „6. Ресурсы, сроки службы, срок хранения и их изменения.”, w podrozdziale „6.2. Изменение ресурсов, сроков службы, срока хранения”, na str. 330).

#### **4. Drugi remont główny**

- 1) Nalot samolotu od początku eksploatacji do drugiego remontu głównego:
  - a) według ustaleń podkomisji technicznej – 2483 godz. 43 min, liczba lądowań – 2112;
  - b) według wpisów w dokumentacji samolotu – 2483 godz. 33 min, liczba lądowań – 2105;
- 2) Nalot samolotu od pierwszego remontu głównego do drugiego remontu głównego:
  - a) według ustaleń podkomisji technicznej – 1350 godz. 38 min, liczba lądowań – 1045;
  - b) według wpisów w dokumentacji samolotu – 1350 godz. 33 min, liczba lądowań – 1036).
- 3) Samolot Tu-154M nr 101 został przebazowany na wykonanie remontu głównego w dniu 23.11.2002 r.

W „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2000 r., w rozdziale „10. Учет работы”, na str. 365, odnotowany jest czas przelotu na remont, lecz nie jest zapisana data wykonania tego przelotu. Ponadto dane

przelotu ujęte są w zestawieniu miesięcznym za „miesiąc 10”. Datę wykonania przelotu podkomisja techniczna ustaliła na podstawie zapisów w książkach silników:

- a) w „Формуляр двигателя Д-30КУ-154 2 серии № 59319012423” z 1990 r., w rozdziale „10. Учет работы”, na str. 163, pod datą 23.11.2002 r. (korygowaną na datę 25.11.2002 r.) odnotowany jest czas pracy tego silnika w powietrzu wskazujący na wykonanie wtedy przelotu samolotu do zakładu remontowego. Ponadto dane pracy silnika ujęte są w zestawieniu miesięcznym za „miesiąc 10”. Silnik w tym okresie był zabudowany na samolocie jako lewy;
- b) w „Формуляр двигателя Д-30КУ-154 2 серии № 59249012426” z 1990 r., w rozdziale „10. Учет работы”, na str. 162, pod datą 23.11.2002 r. odnotowany jest czas pracy tego silnika w powietrzu wskazujący na wykonanie wtedy przelotu samolotu do zakładu remontowego. Ponadto dane pracy silnika ujęte są w zestawieniu miesięcznym za „miesiąc 10”. Silnik w tym okresie był zabudowany na samolocie jako środkowy;
- c) w „Формуляр двигателя Д-30КУ-154 2 серии № 59219012414” z 2002 r., w rozdziale „10. Учет работы”, na str. 75, pod datą 23.11.2002 r. odnotowany jest czas pracy tego silnika w powietrzu wskazujący na wykonanie wtedy przelotu samolotu do zakładu remontowego. Ponadto dane pracy silnika ujęte są w zestawieniu miesięcznym za „miesiąc 10”. Silnik w tym okresie był zabudowany na samolocie jako prawy.

Podkomisja techniczna przyjęła dzień 23.11.2002 r. jako datę realizacji przelotu na wykonanie drugiego remontu głównego. Ponadto Podkomisja stwierdziła, że w podsumowaniu miesięcznym nalotów i lądowań błędnie zapisano „miesiąc 10” – powinien być to „miesiąc 11”.

- 4) **20.05.2003 r., zakończono drugi remont główny w „ВАРЗ-400” w Moskwie, Rosja.**
- 5) Dla samolotu ustalono resursy:
  - a) resurs międzyremontowy – 7500 godz., 3000 lądowań, 6 lat (lub 4 lata przy bazowaniu w warunkach tropikalnych),
  - b) resurs techniczny – 30 000 godz., 15 000 lądowań, 15 lat.
- 6) **Podczas drugiego remontu głównego** (realizowanego na podstawie umowy wieloletniej zawartej przez Departament Zaopatrywania Sił Zbrojnych MON (DZSZ MON) nr DZSZ/330/IX/R58/ZS/PN/WR/B/2002/810/248/16 z dnia 30.10.2002 r. Wykaz prac

został zamieszczony w „Protokole zdawczo-odbiorczym” z dnia 23.05.2003 r.)  
**wykonano:**

- a) **remont główny samolotu** z malowaniem płatowca farbami poliuretanowymi wraz z wykonaniem prac dodatkowych zapewniających przedłużenie resursu technicznego samolotu Tu-154M nr 90A837 (101);
- b) **remont główny** trzech zabudowanych na samolocie **silników** D-30KU nr 59319012423, 59249012426, 59219012414;
- c) remont główny apteczek technicznych, urządzeń osprzętowych i radioelektronicznych samolotu Tu-154M nr 90A837 (101);
- d) **modernizacje oraz doposażenie (w tym biuletyny techniczne):**
  - modernizacja wnętrza samolotu do wersji „biznes”;
  - modernizacja systemu TCAS-II (Traffic Alert and Collision Avoidance System) do wersji Change 7,0 (ACAS-II – Airborne Collision Avoidance System);
  - **biuletyny** zgodnie z wykazem zawartym w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 529–544 o nr: 154-2805ДК-О, 154-2834ДК-Н, 154-2992ДК-Н, 154-1815ДК-Н Пр П „В”, 154-3769БД-А, 154-3905БД-АБ, 154-4087БД-АБ, 154-4093БУ-АБ, 154-4567БУ-АБ, 154-4600БУ-АБ, 154-4589БУ-АБ, 154-4604БУ-АБ, 154-4605БД-АБ, 154-4608БУ-АБ, 154-4617БУ-АБ, 154-4619БУ-АБ, 154-4625БУ-АБ, 154-4626БУ-АБ, 154-4623БУ-АБ, 154-4624БУ-АБ, 154-4632БУ-АБ, 154-4633БУ-АБ, 154-4659БУ-АБ, 154-4663БД-АБ, 154-4666БУ-АБ, 154-4668БУ-АБ, 154-4671БУ-АБ, 154-4672БД-АБ, 154-4673БУ-АБ, 154-4683БУ-АБ, 154-4685БУ-АБ, 154-4687БД-АБ, 154-4692БУ-АБ, 154-4693БУ-АБ, 154-4694БУ-АБ, 154-4697БУ-АБ, 154-4699БУ-АБ, 154-4701БУ-АБ, 154-4702БУ-АБ, 154-4703БУ-АБ, 154-4704БУ-АБ, 154-4708БД-АБ, 154-4709БУ-АБ, 154-4717БД-АБ, 154-4722БД-АБ, 154-4729БУ-АБ, 154-4730БУ-АБ, 154-3070БР, 154-3073БР-Г, 154-3078БР, 154-3085БР-Г, 154-3081БР, 154-3576БУ-БЭ, 154-5010БР-Г, 154-5036БР-Г, 154-5045БР-Г, 154-5049БР-МБ,

154-5050БР-Г, 154-5051БР-Г, 154-5210БУ-БЭ, 154-5614БР-АБ,  
154-4092БУ-АБ, 154-4681БУ-АБ, 154-4623БУ-АБ, 154-4548БУ-А;

e) **inne czynności:**

- na podstawie decyzji Głównego Konstruktora OAO „Tupolew” z dnia 29.04.2003 r.:
  - przedłużono resurs techniczny do 18 lat 10 miesięcy;
  - nadano resurs międzyremontowy: 7500 godz./3000 lądowań/6 lat (lub 4 lata przy bazowaniu w warunkach tropikalnych).

Przedłużenie kalendarzowego resursu technicznego do 18 lat 10 miesięcy obejmowało również przedłużenie odpowiednich kalendarzowych resursów:

- silników i ich agregatów kompletujących, zabudowanych przy remoncie;
  - agregatów i wyposażenia zabudowanego na samolocie przy remoncie (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2000 r., w rozdziale „15. Ремонт”, w podrozdziale „15.1. Краткие записки о произведенном ремонте”, na str. 771-772);
- na samolocie, w okolicy przedniego podwozia w rejonie wręg nr 15-19 zabudowano dodatkową masę (749 kg), która została wliczona w całkowitą masę pustego samolotu (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „3. Индивидуальные особенности”, w podrozdziale „3.1. Выписки из протоколов взвешивания”, na str. 30).

## 5. Prace wykonane od drugiego do trzeciego remontu głównego

- 1) **prace okresowe – zgodnie z obowiązującą dokumentacją samolotu** (potwierdzenie w:
  - a) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 485;
  - b) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 479–481;
  - c) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 375–377;

d) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 249–252.).

**2) modernizacje oraz doposażenie (w tym biuletyny techniczne):**

- a) w dniu 14.05.2003 r. zabudowano zestaw kina domowego DVD PANASONIC w salonach I i II (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 44);
- b) w dniu 20.10.2003 r. zabudowano radioodtworacz typu DC-520 (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 30);
- c) w dniu 15.12.2005 r. na podstawie biuletynu nr R/4803/K/E/2006 dokonano w 36 splt wybudowy urządzenia nawigacji satelitarnej GARMIN GPS-155XL TSO oraz zabudowano urządzenie GPS typu KLN-89B (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 300);
- d) w czasie wykonywania w ВАРЗ-400 obsługi okresowej F2 + F2K zakończonej w dniu 05.12.2007 r. wykonano biuletyn nr 154-4755BU-AB (potwierdzenie na podstawie „Протоколу przyjęcia – przekazania” z dnia 06.12.2007 r. w ramach umowy DZSZ nr DZSZ/260/IX-50/UZ/NEG/Z/2007/913 z dnia 24.10.2007 r.);
- e) od 01.02.2008 r. do 11.03.2008 r. w ВАРЗ-400 zabudowano system telefonu satelitarnego AERO-HSD+ (dok. Nr Tu-154-71-704 oraz notatka służbowa 154.-03-2-08-11 z dnia 01.02.2008 r.) (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 550 oraz w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 610). Wyznaczony personel służby inżynieryjno-lotniczej oraz personelu pokładowego 36 splt został przeszkolony „z systemu satelitarnego „AERO-HSD+” (potwierdzenie



– lista osób z podpisem przedstawiciela firmy „Bumar Sp. z o.o.” oraz rozkaz dzienny Dowódcy JW 2139 Nr Z-74/2008 z dnia 15.04.2008 r.).

**3) inne czynności:**

- a) dokonano sprawdzenia na stanowisku podnośnika hydraulicznego lewej podpory podwozia, usunięcia wgnieceń na czołowej płaszczyźnie skrzydła wraz z mocowaniem nowymi nitami na obu płaszczyznach – lewej i prawej, oksydowania osi przedniej podpory podwozia, modernizacji zasłonek (paneli) ogrzewania w salonie I, zwiększenia głębokości szafy w salonie II, zmiany instalacji indywidualnego oświetlenia i wentylacji w salonie II pasażerskim, montażu dwóch nowych stolików w salonie I przystosowanych do zmodernizowanych foteli z odchylanymi oparciami (na podstawie „Protokołów przyjęcia – przekazania” z dnia 03.08.2004 r. w ramach umowy serwisowej nr 88/2002 z dnia 06.08.2002 r.);
- b) dokonano zakupu aktualnej „Instrukcji użytkowania w locie”, aktualnej „Instrukcji obsługi technicznych (skrót rosyjski PO-02-M, polski RO-02-M)” oraz biuletynu resursowego nr 154-998БЭ-АБ (na podstawie „Protokołu przyjęcia – przekazania” z dnia 03.08.2004 r. w ramach umowy serwisowej nr 88/2002 z dnia 06.08.2002 r.). RO-02-M został wdrożony do eksploatacji samolotów Tu-154M decyzją Zastępcy Kierownika Departamentu do spraw podtrzymania zdolności do lotów cywilnych statków powietrznych i technicznego rozwoju lotnictwa cywilnego Ministerstwa Transportu Federacji Rosyjskiej z dnia 18.02.2003 r. Podkomisja techniczna nie uzyskała pełnej informacji, dlaczego RO-02-M nie został przyjęty i wdrożony w 36 splt do stosowania zamiast dotychczas używanego RO-86. RO-86 jest odpowiednikiem Jednolitych zestawów obsługi technicznych (JZOT), jakie obowiązują większość innych typów statków powietrznych użytkowanych w lotnictwie SZ RP, a także rosyjskim odpowiednikiem programów obsługi opracowywanych dla statków powietrznych użytkowanych w lotnictwie cywilnym. Personel 36 splt twierdził, że prawdopodobnie czynnikiem decydującym o jego niewprowadzeniu była konieczność zwiększenia częstotliwości wykonywanych prac okresowych w rosyjskim zakładzie remontowym (z jednej obsługi wykonywanej w nim dotychczas w roku na co najmniej 4 obsługi w ciągu roku), co jest typowe dla lotnictwa komercyjnego (wielokrotnie wyższe naloty miesięczne, kwartalne i roczne). Skutkiem przyjęcia „RO-02-M” byłaby znacznie ograniczona dostępność samolotu do realizacji zadań lotniczych oraz wielokrotne zwiększenie i tak już

dużych środków finansowych wydzielanych z budżetu MON na realizację prac obsługowych. Ponadto sam zakup RO-02-M **nie był równoznaczny** z jego automatycznym wdrożeniem do stosowania w 36 splt. Decyzję o akceptacji RO celem wdrożenia mógł podjąć jedynie w ówczesnym czasie Zastępca Szefa Logistyki WLOP – Szef Techniki Lotniczej, natomiast formalnie wprowadzić do eksploatacji powinien Dowódca SP (lub jego przełożony – np. Szef Sztabu Generalnego WP, Minister Obrony Narodowej lub upoważniona przez niego osoba stosownym dokumentem (np. decyzją, zarządzeniem, rozkazem lub innym poleceniem); Ponadto Szef Logistyki 36 splt w telegramie nr 1397/04 z dnia 08.11.2004 r. kierowanym do Zastępcy Szefa Logistyki WLOP – Szefa Techniki Lotniczej prosi o wyrażenie zgody na wprowadzenie niżej wymienionych instrukcji:

- „Instrukcja obsługi technicznej silnika D-30KU-154 2 serii Nr 59-00-800 RE część 1”;
- „Instrukcja obsługi technicznej silnika D-30KU-154 2 serii Nr 59-00-800 RE część 2”;
- „Silnik D-30KU-154 – katalog detali, część 1”;
- „Silnik D-30KU-154 – katalog detali, część 2”;
- „Instrukcja użytkowania w locie samolotu – TU-154M część 1”;
- „Instrukcja użytkowania w locie samolotu – TU-154M część 2”;

Podkomisja techniczna ustaliła, że 36 splt nie posiadał lub nie otrzymał odpowiedzi na ww. telegram.

- c) 31.12.2004 r. – wykonano dezynfekcję pokładu według zaleceń Sanepidu (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 480);
- d) podczas wykonywania w ВАРЗ-400 obsług okresowych F1 + F3K zakończonych w dniu 28.04.2005 r. dokonano demontażu systemu SSOS (ССОС – система сигнализации опасной скорости сближения с землей), który nie był zdemontowany w trakcie ostatniego remontu samolotu (pozostał na samolocie po zabudowie systemu ТАWS) (na podstawie „Протоколу przyjęcia – przekazania” z dnia 29.04.2005 r. w ramach umowy serwisowej nr 25/2005 z dnia 14.04.2005 r.);
- e) 16.10.2006 r. w ВАРЗ-400 wykonano prace sprawdzające wg „Програму ОАО Туpolew” „Программа работ по расчетному анализу и исследования

технического состояния самолета Ту-154М зав. № 90А837 с целью определения возможности и условий его дальнейшей эксплуатации” z dnia 29.09.2006 r. – remont goleni przedniego podwozia typ 154.83.4201.100 s/n 749000001 oraz usprawnienie samolotu (naprawę kadłuba) po ich uszkodzeniu zaistniałym w dniu 09.08.2006 r. w trakcie holowania samolotu na miejsce wykonywania prób (na podstawie „Протоколу przyjęcia – przekazania” z dnia 17.10.2006 r. oraz zatwierdzonego przez dyrektora technicznego ВАРЗ-400 dokumentu o nazwie „Технический акт о выполненных работах на самолете ТУ-154М № 101 зав. № 90А837, принадлежащем Мин. обороны Полской Республики” z dnia 13.10.2006 r., który we wnioskach potwierdza wykonanie (bez uwag) pełnego zakresu prac zgodnie z ww. „Programem ОАО Tupolew”) (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 549). Podkomisja techniczna ustaliła, że samolot po wykonaniu sprawdzeń przez przedstawicieli ВАРЗ-400 oraz personel 36 splt na podstawie zgody udzielonej w piśmie nr 387/STL z dnia 22.09.2006 r. został przebazowany przelotem technicznym z WARSZAWA-ОКЕЌСІЕ do ВАРЗ-400 w Moskwie.

- f) w dniach od 18.02.2008 r. do 20.03.2008 r. usunięto w ВАРЗ-400 niesprawność samolotu stwierdzoną w dniu 04.01.2008 r. polegającą m.in. na: braku pokrywy typu 154.83.3601.011, detali jej mocowania (podkładki, zawlecзки), deformacji szpilki mocowania podnośnika skrzydła centralnej części prawego skrzydła. Po wykonaniu prac, na podstawie decyzji Głównego Konstruktora „ОАО Tupolew” z dnia 31.03.2008 r. („Заключение о возможности и условиях дальнейшей эксплуатации самолета Ту-154М зав. № 90А837 (101), принадлежащего Республике Польша” z dnia 31.03.2008 r. Dokument znajdował się w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r. wraz z jego nieautoryzowanym i niewierzytelnym tłumaczeniem na język polski), samolot dopuszczono do dalszej eksploatacji;
- g) 10.07.2008 r. – wykonano dezynfekcję pokładu według zaleceń Sanepidu (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер

и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 481);

h) pozostałe czynności zgodnie z przepisami obowiązującymi w SZ RP (obsługa roczne, prace radiodewiacyjne, telegramy profilaktyczne, wymiana pironabojów) – potwierdzenie w:

- „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 479–481, w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 544–550 oraz w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 609–610;
- „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 425–427 oraz we wkładce „Tu-154 101. Ewidencja środków pirotechnicznych” wpiętej do ww. „Формуляра...”;
- „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, na str. 299÷301).

i) Ponadto kierowniczy personel służby inżynieryjno-lotniczej 36 splt (Sekcji Techniki Lotniczej w składzie wcześniej przytaczanym) wykonywał okresowe kontrole stanu technicznego samolotu.

## **6. Trzeci remont główny**

1) Nalot samolotu od początku eksploatacji do trzeciego remontu głównego:

- a) według ustaleń podkomisji technicznej – 5001 godz. 29 min, liczba lądowań – 3830;
- b) według wpisów w dokumentacji samolotu – 5003 godz. 54 min, liczba lądowań – 3833;

2) Nalot samolotu od drugiego remontu głównego do trzeciego remontu głównego:

- a) według ustaleń podkomisji technicznej – 2517 godz. 46 min, liczba lądowań – 1718;
- b) według wpisów w dokumentacji samolotu – 2522 godz. 21 min, liczba lądowań – 1718).

- 3) Samolot został przebazowany na wykonanie trzeciego remontu głównego w dniu 19.05.2009 r. Przelot w dniu 19.05.2009 r. na wykonanie trzeciego remontu głównego do „ОАО Авиакор-Авиационный Завод” w Samarze odbył się lotem technicznym na podstawie udzielonej zgody przez Głównego Inżyniera Wojsk Lotniczych (telegram nr 871/ONE/09 z dnia 11.05.2009 r.). Przed lotem technicznym w dniu 28.04.2009 r. wykonano lot próbny kontrolny (na podstawie telegramu nr 751/09 z dnia 30.03.2009 r.). Wykonanie lotu odnotowano w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „14. Сведения об облетах”, na str. 751 poprzez zamieszczenie wpisu o treści: „Wykonano lot próbny kontrolny I kat. zgodnie z ramowym programem eksploatacyjnym oblotu komisyjnego samolotu Tu-154М (wariant А). Samolot kwalifikuje się do wykonania lotu technicznego”.
- 4) Przekazanie samolotu na wykonanie trzeciego remontu głównego w „ОАО Авиакор-Авиационный завод” w Samarze, Rosja nastąpiło w dniu 02.06.2009 r. co potwierdza „Акт сдачи-приемки самолета Ту-154М бортовой номер 101, заводской номер 90А837 на третий капитальный ремонт согласно договора № 0295 от 10.04.2009 г.”. Remont został rozpoczęty w dniu 03.06.2009 r., co potwierdza „Дело ремонта тип Ту-154М” zamieszczony w „Ведомость № 1 3-й кап. ремонт”;
- 5) **21.12.2009 r., zakończono trzeci remont główny w ОАО „Авиакор-Авиационный завод” w Samarze, Rosja.**
- 6) **Dla samolotu ustalono resursy:**
- a) **resurs międzyremontowy** – 7500 godz., 4500 lądowań, 6 lat,
- b) **kalendarzowy resurs techniczny – 25 lat 6 miesięcy;**
- Na podstawie decyzji Głównego Konstruktora ОАО „Туполев” z dnia 10.12.2009 r. przedłużony został resurs techniczny do 25 lat 6 miesięcy i nadano resurs międzyremontowy: 7500 godz./4500 lądowań/6 lat, tj. do dnia 25.12.2015 r. (Potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „15. Ремонт.”, w podrozdziale „Краткие записки о произведенном ремонте”, na str. 771–772);
- 7) **Podczas trzeciego remontu głównego** (realizowanego na podstawie umowy wieloletniej zawartej przez DZSZ MON nr DZSZ/2/IX-50/UZ/PRZ/NEG/Z/2009/431 z dnia 09.04.2009 r. wraz z aneksem nr 1 z dnia 20.10.2009 r. Realizacja prac została potwierdzona w „Протоколе здавчо-одбиорчим” z dnia 21.12.2009 r.) **wykonano:**

- a) **remont główny samolotu** wraz z przedłużeniem resursu technicznego samolotu Tu-154M nr 90A837 (101);
- b) **remont główny** trzech zabudowanych na samolocie **silników** D-30KU nr 59319012423, 59249012426, 59219012414;
- c) remont główny silnika rozruchowego TA-6A nr 5136A022;
- d) remont główny agregatów z apteczki technicznej samolotu Tu-154M nr 90A837 (101);
- e) **modernizacje oraz doposażenie (w tym biuletyny techniczne):**
  - **modyfikacja samolotu:**
    - wymiana chłodziarek pokładowych na nowe;
    - wymiana materiałów wykończeniowych na nowe;
    - wymiana zabudowanego na samolocie złącza SPU (самолетное переговорное устройство – telefon pokładowy);
    - modyfikacja systemu zasilania czajników oraz ich wymiana;
- f) przeszkolenie personelu latającego i technicznego w zakresie wykonanych modyfikacji (z budowy i eksploatacji, technologii obsługi technicznych, lokalizacji uszkodzeń i technologii wymiany modułów i urządzeń, budowy i eksploatacji sprzętu naziemnej obsługi);
- g) zakup materiałów szkoleniowych oraz wprowadzenie zmian w dokumentacji;

**biuletyny:**

- h) 154-1ES/02E dotyczący hermetyzacji dajników paliwomierzy zbiorników nr 2 i nr 3 przekazujących informację o ilości paliwa w tych zbiornikach;
- i) 154-КБ-23/02БУ/БЭ i 154-КБ-24/02БУ/БЭ dotyczące (zgodnie z zaleceniem Europejskiej Organizacji do spraw Bezpieczeństwa Żeglugi Powietrznej EUROCONTROL) zabudowy nowych radiostacji awaryjno-ratunkowych (typu ARM-406P (APM-406П) – stacjonarnej (biuletyn 154-КБ-23/02БУ/БЭ), zabudowanej na stałe na samolocie – oraz ARM-406AC1 (APM-406AC1) – przenośnej (biuletyn 154-КБ-24/02БУ/БЭ)). Personel 36 splt otrzymał wydane przez Ministerstwo Transportu Federacji Rosyjskiej:
  - „Подтверждение регистрации” dla radiostacji APM-406П (ARM-406P) nr 7524241208;
  - „Подтверждение регистрации” dla radiostacji APM-406AC1 (ARM-406AC1) nr 7523242494;

- j) 154-КБ-0006/2000БУ dotyczący wymiany filtrów hydraulicznych typu 15ГФ12СН-1, 14ГФ1СН-1 na filtry firmy „PALL”;
- k) wykonano inne biuletyny zgodnie z wykazem zawartym w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 г., w rozdziale „12. Выполнение работ по бюллетеням и указаниям”, w podrozdziale „12.1. Выполнение работ по бюллетеням”, na str. 529–547 o nr: 154-6152БУ-БЭ, 154-КБ-25/02БУ/БЭ, 154-4581БУ, 154-3637ДР-Н I, Пр, 154-3754БУ-АБ, 154-4087БД-АБ, 154-4527БД-АБ, 154-4588БУ-АБ, 154-4614БУ-АБ III зол., 154-4695БУ-АБ, 154-4721БУ-АБ Пр, 154-4723БУ-АБ, 154-4724БУ-АБ, 154-4725БУ-АБ, 154-4726БУ-АБ, 154-4731БУ-АБ, 154-4734БУ-АБ, 154-4736БУ-АБ, 154-4737БУ-АБ, 154-4738БУ-АБ, 154-4740БУ-АБ, 154-4743БУ-АБ, 154-4745БУ-АБ, 154-4746БУ-АБ, 154-4748БУ-АБ, 154-4749БУ-АБ, 154-4753БУ-АБ, 154-4755БУ-АБ, 154-4756БУ-АБ, 154-4757БУ-АБ, 154-4759БУ-АБ, 154-4762БУ-АБ, 154-4767БУ-АБ, 154-4769БУ-АБ, 154-4770БУ-АБ, 154-4771БУ-АБ, 154-4772БУ-АБ, 154-4775БУ-АБ, 154-4779БУ-АБ, 154-4781БУ-АБ, 154-6051БУ, 154-4705БУ, 154-4763БУ, 154-4774БУ. Ponadto sprawdzono i potwierdzono (lub wykonano) wykonanie biuletynów: И718БД-АБ, 154-4010БУ-Г, 154-4528БУ-АБ, 154-4620БД-Г, 154-5010БР-Г, 154-4683БУ-АБ.

Potwierdzeniem realizacji prac jest również wystawiony przez zakład remontowy „Акт сдачи-приемки самолета Ту-154М № 101 (90А837) после проведения третьего капитального ремонта согласно договору № 0295 от 10.04.2009 г.” z dnia 21.12.2009 r. wraz z pismem przewodnim stanowiącym zaświadczenie zakładu remontowego o wykonanym remoncie i nadanej gwarancji nr 102Ц/1375 z dnia 21.12.2009 roku. Powyższy akt oraz pismo przewodnie zawierają także zapisy o udzielonej przez zakład remontowy gwarancji na samolot na okres – 2000 godzin lotu oraz 24 miesięcy eksploatacji (potwierdzenie udzielenia gwarancji znajduje się również w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 г., na str. 772).

l) **inne czynności:**

- przedłużony został resurs techniczny do 25 lat 6 miesięcy i nadano resurs międzyremontowy: 7500 godz./4500 lądowań/6 lat, tj. do dnia 25.12.2015 r. (na podstawie decyzji Głównego Konstruktora ОАО „Туполев”

z dnia 10.12.2009 r. – „Заклучение об установлении самолету Ту-154М борт. № 101, (зав. № 90А837), принадлежащему Министерству Обороны Польской Народной Республики:

- назначенного срока службы 25 календарных лет 6 месяцев в пределах назначенного ресурса 30000 летных часов, 15000 полетов;
- межремонтных ресурса 7500 летных часов, 4500 полетов и срока службы до 6 календарных лет после 3-го ремонта”;

Zgodnie z ppkt 3.1.1 – 3.1.7 zamieszczonymi w ww. decyzji, „przedłużenie ресурсu następuje pod warunkiem spełnienia następujących wymagań:

- użytkownika, obsługi technicznej samolotu i jego systemów w zgodności z obowiązującą dokumentacją eksploatacyjno-techniczną;
- wykonania okresowej kontroli konstrukcji płatowca, systemów samolotu i agregatów zgodnie z obowiązującą dokumentacją oraz z załącznikiem 3 do biuletynu nr 154-998БЭ-АБ i dodatkową kontrolą konstrukcji kadłuba (wręg nr 5-6, podłużnic nr 34-36-34), przedstawioną we wnioskach „Заклучение о возможности и условиях дальнейшей эксплуатации самолета Ту-154М борт. № 101 (зав. № 90А837)” z dnia 14.11.2006 r.;
- eksploatacji części, zespołów, agregatów i wyposażenia zgodnie z biuletynem nr 154-998БЭ-АБ;
- eksploatacji trapów nadmuchiwanых ТНО-2М (punkty 1198-1202 załącznika 1) według stanu technicznego;
- eksploatacji agregatów i wyposażenia do wielkości danych zawartych w pkt 9 załącznika 1 i 2 do tego dokumentu;
- eksploatacji samolotu do ustalonych resursów i czasów pracy podanych w pkt 2.1 tego dokumentu prowadzona jest przez użytkownika według programu Biura Konstrukcyjnego OAO „Tupolew” w dwóch etapach:
  - **1 etap: przy osiągnięciu przez samolot 21 kalendarzowych lat 6 miesięcy;**
  - **2 etap: przy osiągnięciu przez samolot 23 kalendarzowych lat 6 miesięcy.**

Po zakończeniu każdego etapu użytkownik opracowuje i zatwierdza „Akt techniczny”, na podstawie którego Biuro Konstrukcyjne OAO „Tupolew” wydaje decyzję o przedłużeniu eksploatacji samolotu;



- eksploatacji silników, silnika pomocniczego i ich zespołów, zgodnie z obowiązującą dokumentacją eksploatacyjno-techniczną w przedziałach resursów i czasów pracy określonych w formularzach i metrykach.

Na podstawie decyzji Głównego Konstruktora OAO „Tupolew” z dnia 10.12.2009 r. dokonać wpisu w formularzu płatowca samolotu Tu-154M nr 101:

„Samolotowi nadaje się:

resurs techniczny do 25 lat i 6 miesięcy;

resurs międzyremontowy: 7500 godz./4500 lądowań;

czas pracy po 3 remoncie głównym 6 lat”.

Komisja ustaliła, że w 36 splt nie ma dokumentu o nazwie „Заклучение о возможности и условиях дальнейшей эксплуатации самолета Ту-154М борт. № 101 (зав. № 90А837)” z dnia 14.11.2006 r.;

- wykonano dodatkowe prace wyszczególnione w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r. W rozdziale „12.2. Выполнение работ по указаниям”, str. 609–614;
- na samolocie, w okolicy przedniego podwozia w rejonie wręg nr 15-19 zabudowano dodatkową masę (736 kg), która została wliczona w całkowitą masę pustego samolotu (potwierdzenie w „Приложение к формуляру, часть I самолета ТУ-154М № 101 (90А837)” – „Протокол взвешивания пустого самолета Ту-154М № 101 (90А837) после III-го капитального ремонта” z dnia 14.11.2009 r. zarejestrowany w 36 splt w RWD nr 88/27 – podkomisja techniczna stwierdziła, że dokument ten nie został dołączony do formularza, część I самолета ТУ-154М № 101 (90А837)”).
- podczas remontu negatywnie zweryfikowano 151 części (108 pozycji zgodnie z wykazem zawartym w „Самолёт 837. Перечень КИ [КИ – комплектующее изделие] забракованных в процессе ремонта” z dnia 16.12.2010 r. zarejestrowanym w 36 splt w RWD nr 88/4/1/ [Załącznik 4.1.2] oraz 43 pozycje zgodnie z wykazem zawartym w „Перечень А и ПКИ [ПКИ – Перечень комплектующее изделие], забракованных в процессе ремонта” z dnia 16.12.2010 r. zarejestrowanym w 36 splt w RWD nr 88/16/1/, [Załącznik 4.1.3]);

- zakup instrukcji:
  - „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая” oraz „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга вторая”;
  - „Самолет Ту-154М. Руководство по загрузке и центровке самолетов Ту-154М для Польской республики с зав. № 755” oraz „Самолет Ту-154М. Руководство по загрузке и центровке. Дополнение к Руководству по загрузке и центровке **самолетов Ту-154М борт. (зав.) № № 101 (90А837) и 102 (90А862) Спецотряда Польской республики в вариантах компоновок »Салон« на 90 и 89 пассажирских мест**”;
  - „Двигатель Д-30КУ-154 2-серии. Руководство по технической эксплуатации. 59-00-800РЭ. Книга 1” oraz „Двигатель Д-30КУ-154 2-серии. Руководство по технической эксплуатации. 59-00-800РЭ. Книга 2”;
  - „Двигатель ТА-6А. Руководство по технической эксплуатации. ТА-6А.000.000 РЭ”;
- na materiały użyte podczas remontu samolotu ОАО «Авиакор-Авиационный завод» wydał:
  - „Справка о негорючести и санитарном безопасности материалов, примененных при третьем капитальном ремонте самолета Ту-154М № 90А837”;
  - „Справка о негорючести и санитарном безопасности материалов, примененных при третьем капитальном ремонте VIP-салона Ту-154М № 90А837”;
- Personel 36 spłt otrzymał wydany przez Głównego Kontrolera ОАО «Авиакор-Авиационный завод» „Сертификат по шуму на местности № 21/1” z dnia 03.12.2009 r., zarejestrowany w 36 spłt w RWD nr 88/6;
- zgodnie z treścią oświadczenia współwykonawcy umowy na wykonanie remontu samolotu – przedstawiciela firmy „Polit-Elektronik” reprezentującego konsorcjum „Polit-Elektronik” z MAW Telecom International SA „aktualizacja bazy danych nawigacyjnych w obu kompletach UNS-1D odbędzie się po przylocie samolotu Tu 154М 90А837 (101) do miejsca bazowania” (na podstawie „Протоколу здавчо-odbiorczego” z dnia 21.12.2009 r.

do umowy wieloletniej nr DZSZ/2/IX-50/UZ/PRZ/NEG/Z/2009/431 z dnia 09.04.2009 r. wraz z aneksem nr 1 z dnia 20.10.2009 r.).

Podkomisja techniczna ustaliła, że samolot przyleciał z SAMARY do WARSZAWY–OKECIE z wykorzystaniem nieaktualizowanej bazy danych nawigacyjnych w obu systemach nawigacyjnych UNS-1D (Universal Navigation System).

- 8) Samolot po wykonanym remoncie został przyjęty przez personel 36 splt w dniu 23.12.2009 r. (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „9. Движение самолета в эксплуатации.”, w podrozdziale „9.1. Прием и передача самолета”, na str. 343).
- 9) Po wykonanym remoncie wraz z samolotem został przekazany do 36 splt zestaw dokumentów (zgodnie z wykazem zawartym w „Перечень документов, прикладываемых к самолету после ремонта” zarejestrowanym w 36 splt w RWD nr 88/1/1 – załącznik 4.1.4).

#### **7. Dokumentacja remontowa przekazana przez МАК**

Межгосударственный авиационный комитет (МАК) передал KBWL LP poniższą, uwierzytelnioną kopię zestawu dokumentów w 8 tomach, które zostały wytworzone lub były wykorzystywane w trakcie **trzeciego remontu głównego**:

1) **Tom 1** zawierający m.in.:

- a) „Ведомость № 1 3-й кап. ремонт” wraz z „Акт сдачи-приемки самолета Ту-154М бортовой номер 101, заводской номер 90А837 на третий капитальный ремонт согласно договора № 0295 от 10.04.2009 г.” z dnia 02.06.2009 r., do którego dołączone zostały wykazy stwierdzonych nieprawidłowości podczas przyjęcia samolotu;
- b) „Ведомость № 3”;
- c) „Дело № 837 предъявления от цехов”;
- d) „Развернутый перечень бюллетеней с отметками цехов о выполнении”;
- e) „Перечень бюллетеней на доработку КИ”;
- f) „Предъявления по БТК”;
- g) „Акт оценки технологического состояния самолета”;
- h) „Акт на выполнение капитального ремонта самолета Ту-154М 90 А 837 (101)”;
- i) „Приложения”;

- j) „Акт на установленные, на самолете ТУ-154М, борт. № 101, (зав. № 90А837) ремонтные накладки”;
  - к) „Паспорт коррозионного состояния”;
  - л) „Формуляр силовых элементов планера самолета ТУ-154М № 837”;
  - м) „Таблица мест установки шпангов на изд. ТУ-154М № 90А837”;
  - н) „Журнал по регистрации мест замены смазки. Самолет Ту-154М 101 90А837”;
  - о) „Карты контроля параметров приемников”;
  - р) „Технологический паспорт на дождевания и средства спасения”;
  - q) „Протоколы по БТК”;
  - г) „Перечень и акты о подтверждении выполнения бюллетеней от цехов”;
- 2) **Tom 2 zawierają:**
- a) „Технологический паспорт на демонтаж систем при выполнении ремонта на изд. ТУ-154М № 837”;
  - b) „Технологический паспорт № 1/3 на монтаж систем при выполнении ремонта”;
  - c) „Технологический паспорт № 2/2 на монтаж систем при выполнении ремонта”;
  - d) „Технологический паспорт № 3/3 на монтаж систем при выполнении ремонта”;
  - e) „Нивелировочный паспорт самолета ТУ-154М № 837”;
  - f) Płyta kompaktowa z dokumentacją fotograficzną elementów samolotu;
- 3) **Tom 3 zawierają:**
- g) „Перечень документов ОГК оформленных на самолет и самирешения, КР”;
  - h) „Технологический паспорт на ремонт, отработку и испытание самолета ТУ-154М № 837”;
- 4) **Tom 4 zawierają:**
- a) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 1”;
  - b) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 9 (2)”;
  - c) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 3”;
  - d) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 8”;
  - e) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 9”;
  - f) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 14”;
- 5) **Tom 5 zawierają:**
- a) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 18 (43)”;
  - b) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 18 (43)”;

- c) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 43”;
- d) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 43”;
- e) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 26”;
- f) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 34”;
- g) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 9 (49)”;
- h) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 43 (54)”;

**6) Том 6 zawierający m.in.:**

- a) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 43 (63) часть 1”;
- b) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 43 (63) часть 2”;
- c) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 8 (81)”;
- d) „Дело ремонта самолета ТУ-154М № 837 по цеху № 87”;

**7) Том 7 zawierający m.in.:**

- a) „Дело летное ЛИС” zawierające m.in.:
  - „Приложение к формуляру, часть I самолета ТУ-154М № 101 (90А837)”  
– „Протокол взвешивания пустого самолета Ту-154М № 101 (90А837) после III-го капитального ремонта” z dnia 14.11.2009 r.;
  - „Таблицы поправок по скорости”;
  - „Таблицы поправок по высоте”;
  - „Полетный лист № 18” z dnia 20.11.2009 r. zawierający dla rosyjskiej załogi zadanie wykonania w tym dniu oblotu nr 1 po zakończeniu remontu głównego wraz z zawierającym wyniki oblotu „Протокол летных испытаний”, uwagami załogi przedstawionymi w „Ведомость 1-ый испытательный полет замечаний, выявленных экипажем в полете (к полетному листу № 18)” oraz z brakiem uwag do przebiegu lotu po analizie materiałów obiektywnej kontroli lotu „Приложение к полетному листу № 18 – справка по расшифровке материалов объективного контроля службы ОК”;
  - „Полетный лист № 19” z dnia 21.11.2009 r. zawierający dla rosyjskiej załogi zadanie wykonania w tym dniu oblotu nr 2 po zakończeniu remontu głównego oraz wyniki oblotu „Протокол летных испытаний”. Załoga nie zamieściła uwag w „Ведомость 2-ый испытательный полет замечаний, выявленных экипажем в полете (к полетному листу № 19)”. Nie zostały zamieszczone uwagi do przebiegu lotu po analizie materiałów obiektywnej kontroli lotu

w „Приложение к полетному листу № 19 – справка по расшифровке материалов объективного контроля службы ОК”;

- „Заключение о соответствии основных летных характеристик самолета ТУ-154М зав. № 90А837 типовым”;
- „Акт о результатах летных испытаний самолёта Ту-154М 90А837 по „Программе испытаний самолётов Ту-154Б, Ту-154М и Ту-154С после ремонта” от 21.11.2000 г. прошедшего капитальный ремонт на ОАО „Авиакор-Авиационный завод” z dnia 25.11.2009 r. z zawartym w nim wnioskiem: „Самолет годен к эксплуатации. Предложений нет”;
- „Программа комплексного приёмо-сдаточного испытательного полёта самолёта Ту-154М 101 (90А837) экипажем ОАО «Авиакор-Авиационный завод» с экипажем МО ПНР” zatwierdzony w dniu 09.12.2009 r. przez Zastępcę Generalnego Dyrektora – Głównego Inżyniera ОАО «Авиакор-Авиационный завод» oraz uzgodniony z Szefem Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt.
- „Полетный лист № 23” z dnia 20.12.2009 r. zawierający dla rosyjskiej załogi zadanie wykonania w tym dniu lotu zgodnie z „Программа комплексного приёмо-сдаточного испытательного полёта самолёта Ту-154М 101 (90А837) экипажем ОАО «Авиакор-Авиационный завод» с экипажем МО ПНР” wraz z „Приложение к полетному листу № 23 – Список служебных пассажиров”. Załoga nie zamieściła uwag w „Ведомость комплексный приемо-сдаточный полета замечаний, выявленных экипажем в полете (к полётному листу № 23)”. Nie zostały zamieszczone uwagi do przebiegu lotu po analizie materiałów obiektywnej kontroli lotu „Приложение к полетному листу № 23 – справка по расшифровке материалов объективного контроля службы ОК”;
- „Полетный лист № 24” z dnia 21.12.2009 r. zawierający dla rosyjskiej załogi zadanie wykonania w tym dniu lotu z lotniska zakładowego САМАРА-БЕЗЫМЯНКА na lotnisko międzynarodowe САМАРА-КУРУМОГ”;

8) **Том 8** zawierający m.in.:

а) „Дело технологическое ЛИС” zawierające m.in.:

- „Регулировочные данные системы управления самолета ТУ-154М. Паспорт 154.00.5000.000. ПС. Издание 1”;

- „Таблица № 4 контроля наземной отработки аналоговых параметров и разовых команд МСРП”;
- „Таблица № 5 тарифовочных и расчётных данных датчиков аналоговых параметров и разовых команд идущих через уплотнитель УКР-4”;
- „Акт оценки технологического состояния самолета” z dnia 17.11.2009 r.;
- „Акт на выполнение капитального ремонта самолету Ту-154М 90А837 (101)” z dnia 17.11.2009 r.;
- „Технологический акт” sporządzony na okoliczność zabudowy na samolocie radiostacji awaryjno-ratunkowych typu ARM-406P (АРМ-406П) oraz ARM-406АС1 (АРМ-406АС1);
- „Акт сдачи-приемки эксплуатационной документации к самолету Ту-154М № 837” z dnia 28.11.2009 r.;
- „Перечень комплектующих изделий с ограниченным ресурсом установленных на самолёт Ту-154М № 90А837” z dnia 19.12.2009 r.;
- „Заключение об установлении самолету Ту-154М борт. № 101, (зав. № 90А837), принадлежащему Министерству Обороны Польской Народной Республики:
  - назначенного срока службы 25 календарных лет 6 месяцев в пределах назначенного ресурса 30000 летных часов, 15000 полетов;
  - межремонтных ресурса 7500 летных часов, 4500 полетов и срока службы до 6 календарных лет после 3-го ремонта” z dnia 10.12.2009 r.; wraz z: „Перечень агрегатов и комплектующих изделий самолета ТУ-154М борт. № 101 (зав. № 90А837) Вооруженных сил Польской Народной Республики, с установленными ресурсами и сроками службы для обеспечения эксплуатации самолета до 29.12.2015 г.” oraz „Перечень агрегатов и комплектующих изделий техаптечки самолета ТУ-154М борт. № 101 (зав. № 90А837) Вооруженных сил Польской Народной Республики, подлежащих увеличению ресурсов и сроков службы для обеспечения эксплуатации самолета до 29.12.2015 г.”;
- „Акт сдачи-приемки самолета Ту-154М № 101 (90А837) после проведения третьего капитального ремонта согласно договору № 0295 от 10.04.2009 г.” z dnia 21.12.2009 r.;

- „Карта-наряд № 76 на оперативное техническое обслуживание по форме: Ф-Б воздушного судна ТУ-154М № 101 (90А837)”;
- „Карта-наряд № 70 на оперативное техническое обслуживание по форме: ВС, ОС + Ф-2, 3 на двигателях воздушного судна ТУ-154М № 101 (90А837)”.

Po analizie ww. dokumentów podkomisja techniczna nie miała uwag odnośnie do przedstawionej dokumentacji.

## **8. Prace wykonane po trzecim remoncie głównym:**

### **1) prace okresowe:**

- a) w dniu 23.03.2010 r. personel techniczny 36 splt wykonał obsługę okresową 1K zgodnie z „Ту-154М. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 2. Периодические формы технического обслуживания. № 76-П/90603-Ф-00I-0. Действительно на самолет № 837” (potwierdzenie w:
  - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 480;
  - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 371;
  - „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 239);

### **2) modernizacje oraz doposażenie (w tym biuletyny techniczne) – nie wykonywano;**

### **3) inne czynności:**

- a) wykonano wymianę pironabojów (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 1990 r., we wkładce „Ту-154 101. Ewidencja środków pirotechnicznych” wpiętej do ww. „Формуляра...”);
- b) udokumentowano „Dni techniczne” wykonane w dniach 19-21.01.2010 r. oraz w dniach 11-12.02.2010 r.:
  - w grudniu 2009 r. na statkach powietrznych 36 splt „Dni techniczne” były realizowane w dniach 21-23.12.2009 r., natomiast samolot Tu-154M nr 101 przyleciał na lotnisko WARSZAWA-OKĘCIE w dniu 23.12.2009 r. w godzinach popołudniowych (zespół napędowy wyłączono o godzinie 16.55)



i ze względu na konieczność wykonania procedur po przylocie (odprawa graniczna, celna, sprawdzenie samolotu) te czynności nie były i nie musiały być na nim wykonywane;

- w marcu ze względu na wykonywanie obsługi okresowej „Dni techniczne” nie były wykonywane, co jest zgodne z obowiązującymi dokumentami normatywnymi w tym zakresie (m.in. z „Instrukcją służby inżyniersko-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, w której zawarty jest pkt 308 o treści „Na SP będących na obsługach okresowych (specjalnych) w eskadrach technicznych (DOTS, PWL) nie wykonuje się przedsięwzięć związanych z »Dniami techniki«, z wyjątkiem przeglądów profilaktycznych” (potwierdzenie w: „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” – RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”,
  - wykonanym w dniu 20.01.2010 r., na str. 22, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi, obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”;
  - wykonanym w dniu 12.02.2010 r., na str. 50, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi, obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”;
  - na stronach 88-89, w części IX „Uzupełnienie do obsługi. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi, obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”);
- w kwietniu ze względu na planowane w tym czasie do wykonywania na samolocie Tu-154M nr 101 obsługiwanie roczne, „Dni techniczne” nie były wykonywane, co jest zgodne z „Instrukcją o organizacji dni technicznych w Siłach Zbrojnych RP”, MON, Sztab Służb Technicznych, Warszawa 1992, sygn. Sł. Techn. 100/92, rozdziałem 1, pkt 2 o treści: „Dni techniczne realizuje się w ciągu całego roku kalendarzowego z wyjątkiem okresu, w którym prowadzone jest obsługiwanie roczne”;
- w kwietniu planowane było do wykonywania na samolocie Tu-154M nr 101 obsługiwanie roczne. Organizację obsługiwania rocznego regulują „Wytyczne w sprawie obsługiwania rocznego”, SG WP, Inspektorat Logistyki, Warszawa 1994. Podkomisja techniczna nie miała uwag do przedstawionej jej do wglądu

dokumentacji wytworzonej na okoliczność obsługiwanego rocznego. Do dnia katastrofy obsługiwane roczne nie zostało zrealizowane na samolocie Tu-154M nr 101, co potwierdza meldunek dowódcy 1 eskadry lotniczej 36 splt do dowódcy 36 splt z dnia 28.05.2010 r.

- c) Ponadto kierowniczy personel służby inżyneryjno-lotniczej 36 splt (Szekcji Techniki Lotniczej w składzie wcześniej przytaczanym) wykonał dwie okresowe kontrole stanu technicznego samolotu w dniach: 17.02.2010 r. oraz 23.03.2010 r.
- d) W dniu 06.04.2010 r. personel 36 splt wykonał zmianę certyfikowanej konfiguracji kabiny pasażerskiej poprzez przebudowę trzeciego salonu z 8 na 18 miejsc, co potwierdza wpis dokonany w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” przez technika samolotu o treści: „Na polecenie Szefa Techniki Lotniczej JW 2139 przebudowano trzeci salon na 18 miejsc”. Po realizacji tej czynności samolot był ukompletowany w wariacie 100 miejsc pasażerskich. **Jest to niezgodne** z zapisami zawartymi w niżej wymienionych dokumentach:
- „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., na str. 22 oraz na str. 772;
  - „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая”, rozdział „2. Общие эксплуатационные ограничения”, podrozdział „2.4. Максимальное количество людей на борту”, str. 2.9 (Июль 25/90) danymi zawartymi w tabeli 2.4.1:
    - „Варианты компоновки” – 90;
    - „Общие количество людей” – 99 (102)\* (\*При включении в состав экипажа лётмана, двух нештатных членов экипажа и дополнительных бортпроводников”);
    - „Экипаж” – 3 (6)\* (\*При включении в состав экипажа лётмана, двух нештатных членов экипажа и дополнительных бортпроводников”);
    - „Бортпроводники” – 6;oraz wg dokumentacji:
  - „Самолет Ту-154М. Руководство по загрузке и центровке. Дополнение к руководству по загрузке и центровке самолетов Ту-154М борт.

(зав.) № № 101 (90A837) и 102 (90A862) Спецотряда Польской республики в вариантах компоновок »Салон« на 90 и 89 пассажирских мест» zarejestrowanej w 36 splt w RWD nr 88/10.

- „Приложение к формуляру, часть I самолета Ту-154М № 101 (90A837)” – „Протокол взвешивания пустого самолета Ту-154М № 101 (90A837) после III-го капитального ремонта” z dnia 14.11.2009 r. zarejestrowany w 36 splt w RWD nr 88/27, który opracowany został tylko dla konfiguracji „В а р и а н т: Салон ГП на 90 п/м”.
- wydanym przez zakład remontowy „Акт сдачи-приемки самолета Ту-154М № 101 (90A837) после проведения третьего капитального ремонта согласно договору № 0295 от 10.04.2009 г.” z dnia 21.12.2009 r., który stanowi w pkt „4.10. Компоновка пассажирских салонов выполнена в варианте 90 пассажирских мест” wraz z pismem przewodnim nr 102Ц/1375 z dnia 21.12.2009 r. stanowiącym zaświadczenie zakładu remontowego o wykonanym remoncie samolotu w wariancie 90 miejsc.

W takiej konfiguracji samolot wykonywał loty w dniach 7, 8 i w dniu katastrofy 10 kwietnia 2010 r.

#### **IV.10.04.2010 R. – KATASTROFA**

- 1) **Nalot całkowity samolotu w trakcie eksploatacji:**
  - a) **według ustaleń podkomisji technicznej – 5142 godz. 12 min, liczba lądowań – 3907;**
  - b) według wpisów w dokumentacji samolotu – 5144 godz. 37 min, liczba lądowań – 3900, natomiast według danych zawartych w Systemie Informatycznym SAMANTA – 3902.
- 2) **Nalot samolotu po trzecim remoncie głównym do dnia katastrofy włącznie:**
  - a) **według ustaleń podkomisji technicznej – 140 godz. 43 min, liczba lądowań – 77;**
  - b) według wpisów w dokumentacji samolotu – 140 godz. 43 min, liczba lądowań – 77.

#### **V. PODSTAWOWE, GŁÓWNE WYPOSAŻENIE OSPRZĘTU LOTNICZEGO ORAZ URE ZABUDOWANE NA SAMOLOCIE TU-154M nr 101**

##### **1. Osprzęt**

- 1) **АБСУ-154-2 (ABSU-154-2)** (автоматическая бортовая система управления) – automatyczny pokładowy system sterowania;

- 2) **АГР-72А (AGR-72А)** (авиационный горизонт) – sztuczny horyzont;
- 3) **centrala danych aerodynamicznych** (w ukompletowaniu m.in.: wskaźnik **KAV-485** (вариометр-высотомер) – wariometr-wysokościomierz oraz **KDC-481** (компьютер воздушных сигналов) – komputer danych aerodynamicznych);
- 4) **2 x ВБЭ-СВС (WBE-SWS)** (система воздушных сигналов с указателем высоты) – system sygnałów powietrznych ze wskaźnikiem wysokości;
- 5) **СВС-ПН-15-4Б (SWS-PN-15-4B)** (система воздушных сигналов) – centrala danych aerodynamicznych;
- 6) **WYSOKOŚCIOMIERZE I WARIOMETRY:**
  - a) **DOWÓDCY STATKU POWIETRZNEGO:**
    - **1 x wysokościomierz z systemu ВБЭ-СВС (WBE-SWS)** (система воздушных сигналов с указателем высоты – system sygnałów powietrznych);
    - **1 x wysokościomierz УВО-15М1БА-3 (UWO-15M1BA-3)** (указатель высоты) – z systemu СВС-ПН-15-4Б (SWS-PN-15-4B) (система воздушных сигналов – centrala danych aerodynamicznych);
    - **1 x wariometr IVA-81A;**
    - **1 x wariometr ВР-75ПБ (WR-75PB)** (вариометр со встроенным подсветом – wariometr z wewnętrznym podświetleniem);
  - b) **DRUGIEGO PILOTA:**
    - **1 x wysokościomierz z systemu ВБЭ-СВС (WBE-SWS)** (система воздушных сигналов с указателем высоты – system sygnałów powietrznych);
    - **1 x wysokościomierz ВМ-15ПБ (WM-15PB)** (высотомер механический – wysokościomierz);
    - **1 x wariometr IVA-81A;**
  - c) **NAWIGATORA:**
    - **1 x wysokościomierz-wariometr KAV-485** (вариометр-высотомер – wariometr-wysokościomierz);
  - d) **STARSZEGO TECHNIKA OBSŁUGI POKŁADOWEJ:**
    - **przrządy pilotażowe:**
      - **1 x wysokościomierz ВМ-15ПБ (WM-15PB)** (высотомер механический –wysokościomierz);

- **1 x wariometr ВР-30ПБ (WR-30PB)** (вариометр со встроенным подсветом – wariometr z wewnętrznym podświetleniem);
  - **instalacja klimatyzacji:**
  - **1 x wariometr ВР-30ПБ (WR-30PB)** (вариометр со встроенным подсветом – wariometr z wewnętrznym podświetleniem);
  - **1 x wskaźnik УВПД-5-0,8К (UWPD-5-0,8K)** (указатель высоты и перепада давления в гермокабине – wskaźnik wysokości i spadku ciśnienia w kabinie);
  - **2 x УРВ-1500К (UPW-1500K)** (указатель розхода воздуха – wskaźnik przepływu powietrza);
- 7) **МСРП-64М-6 (MSRP-64M-6)** (бортовая система регистрации режимов полета) – pokładowy system rejestracji parametrów lotu w ukończeniu z **МЛП-14-5** (накопитель бортовой защищенный) – rejestrator awaryjny oraz **КБН-1-1 seria 2** (касетный бортовой накопитель) – eksploatacyjny kasetowy rejestrator parametrów lotu;
- 8) **АТМ-QAR/R128ENC** – eksploatacyjny rejestrator parametrów lotu;
- 9) **КЗ-63** (трехкомпонентный самописец высоты, скорости и перегрузок) – eksploatacyjny rejestrator wysokości, prędkości i przeciążenia pionowego;
- 10) **AVM-219** firmy Vibro-Meter – układ pomiaru wibracji silników D-30KU;
- 11) **20НКБН-25-У3 (20NKBN-25-U3)** – akumulatory (4+4 zapasowe).

## 2. URE

- 1) **2 x Radiostacja KF „Микрон” МК1-3в-01;**
- 2) **2 x Radiostacja VHF „Баклан-20Д” („BAKLAN-20D”);** zamiast obydwu radiostacji „Баклан-20Д” w ich miejsce mogły być potencjalnie zabudowywane dwie radiostacje VHF „ОРЛАН-85СТ” („ORLAN-85ST”) znajdujące się w zapasach 36 splt – w locie wykonanym 10.04.2010 r. nie były one zamontowane na pokładzie samolotu. Ponadto w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r. w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 14 pod poz. 6 była wpisana także radiostacja „Баклан-20” o nr 75913;
- 3) **System „SELCAL”** – system selektywnego wybierania radiostacji VHF i KF;
- 4) **СПУ-7** (устройство переговорное самолетное) – telefon pokładowy;
- 5) **СГС-25** (система громкоговорящая самолетная) – radiowęzeł samolotowy;

- 6) **СГУ-15** (устройство громкоговорящее самолетное) – telefon pokładowy z systemu СГС-25;
- 7) **2 x АРК-15М** (радиокомпас автоматический) – radiokompas;
- 8) **1 kpl. x КУРС МП-70-06** (аппаратура навигации и посадки) (2 półkomplety VOR/ILS);
- 9) **2 x РВ-5МД1** (радиовысотомер) – radiowysokościomierz;
- 10) **1 x RDR-4B** – radar meteorologiczny (posiada własny wskaźnik oraz może współpracować również ze wskaźnikiem **MFD 640**);
- 11) **2 x UNS-1D** – (Universal Navigation System) system nawigacyjny (każdy w kompletacji **NCU-1D** (Navigation Komputer Unit) tzn. komputer nawigacyjny z własnym modulem **GPS** oraz dodatkowo pracujący z obydwoma blokami w systemie pojedynczy kpl. **GPS-1000**);
- 12) **2 x СД-75** – radiodalmierz;
- 13) **1 x ДИСС-013-С3** (доплеровский измеритель скорости и угла сноса) – dopplerowski miernik prędkości podróźnej i kąta znoszenia;
- 14) system **TCAS-II** (Traffic Alert and Collision Avoidance System), wersja change 7,0 (**ACAS-II** – Airborne Collision Avoidance System) w komplecie z dwoma transponderami **TRA-67A**;
- 15) **1 x GPS KLN89B** – niezależny i niewspółpracujący z innymi urządzeniami;
- 16) system **TAWS** (Terrain Awareness Warning System) ze wskaźnikiem **MFD 640** ostrzegający o niebezpiecznym zbliżaniu się do ziemi (СПППЗ skrót rosyjski TAWS система раннего предупреждения приближения земли);
- 17) urządzenie wielofunkcyjne **SAMSUNG SCX-4725FN** (drukarka + skaner + ksero + fax);
- 18) zestaw kina domowego DVD **PANASONIC** z 3 monitorami **SHARP** (salon VIP jeden 15"; salon II dwa 14");
- 19) kamera video **SANYO** (obraz przekazywany był jedynie na monitor w salonie VIP);
- 20) megafon **TM-25**;
- 21) system telefonu satelitarnego **AERO-HSD+** wraz z trzema bezprzewodowymi aparatami telefonicznymi **463092-240**;
- 22) **1 x АРМ-406П (ARM-406P)** (автоматический радиомаяк) – radiostacja awaryjno-ratunkowa (stacjonarna – zabudowana na stałe na samolocie);

- 23) **1 x АРМ-406АС1 (ARM-406AC1)** (автоматический радиомаяк) – radiostacja awaryjno-ratunkowa (przenośna); (nie ustalono, z jakich powodów Rosjanie pozostawili w oznaczeniu typu radiostacji literę „С” **bez jej zamiany na literę „Ц”**);
- 24) **МАРС-БМ** (бортовое средство сбора звуковой информации) – katastroficzny magnetofon (CVR);
- 25) **2 x Transponder TRA-67.**

## **WNIOSEK**

**STAN TECHNICZNY SAMOLOTU Tu-154M nr 101 NIE MIAŁ WPŁYWU NA KATASTROFĘ.**

**WYSZKOLENIE PERSONELU TECHNICZNEGO**  
**Dokumentacja osobista personelu technicznego Tu-154M**

Dane aktualne na 10.04.2010 r.

Załącznik nr 4.2

Lp.	Etat / Stopień wojskowy	Stanowisko służbowe	Wykształcenie, rok ukończenia szkoły/uczelnia	Ocena z egzaminu w 36 splt	Data otrzymania uprawnień	Numer rozkazu	Rozkaz podpisał
<b>SPECJALNOŚĆ – PiS (płatowiec i silnik)</b>							
1	kpt.	szef TL eskadry	WAT 1997	dobra	12.04.1999	71/99	ppłk dypl. pil. d-ca JW2139
2	kpt.	d-ca klucza	WAT 1997	b. dobra	30.12.2003	1/2004	ppłk dypl. pil. d-ca JW2139
3	chor. / st. chor.	kier. grupy	TSWL 1995	dobrze	30.10.1995	210/95	plk dypl. pil. d-ca JW2139
4	mł. chor. / st. chor.	st. technik klucza	TSWL 1995	dobrze	30.10.1995	210/95	plk dypl. pil. d-ca JW2139
5	st. sierż. / chor. sztab.	technik klucza	PTWL 1988	dobra	20.05.2005	Z-97/05	plk dypl. pil. d-ca JW2139
6	sierż.	st. technik sam.	CSIL (brak)	Dobra	16.11.2005	Z-221/05	plk dypl. pil. d-ca JW2139
7	st. kpr.	st. podoficer obsługi samolotu	SPSP 2007	dobry	30.05.2008	Z-105/08	plk dypl. pil. d-ca JW2139
8	plut.	technik samolotu	SPSP 2006	dobra	10.05.2007	Z-89/07	plk dypl. pil. d-ca JW2139
9	sierż.	st. technik sam.	SMS CSIL 1996	dobra	03.08.2006	Z-147/2006	wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139
10	sierż. / st. sierż.	st. technik sam.	SMS CSIL 1999	dobra	20.05.2005	Z-97/2005	plk dypl. pil. d-ca JW2139
11	plut. / st. plut.	technik samolotu	CSIL 1999	dobra	03.08.2006	Z-147/2006	wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139
12	st. kpr.	st. podoficer obsługi samolotu	SPSP 2007	dobry	04.07.2008	Z-130/2008	plk dypl. pil. d-ca JW2139
<b>SPECJALNOŚĆ – OSPRZĘT</b>							
1	kpt.	d-ca klucza	WAT 1995	dobra	31.05.1999	104/99	ppłk dypl. pil. d-ca JW2139
2	mł. chor. / mł. chor. sztab.	st. technik klucza	TSWL 1990	dobra	04.09.1996	175/96	plk dypl. pil. d-ca JW2139
3	sierż.	st. technik sam.	TSWL 1994	dobra	22.10.1998	206/98	plk dypl. pil. d-ca JW2139
4	plut. / st. chor.	technik samolotu	TSWL 1993	dobra	15.06.2005	Z-114/2005	plk dypl. pil. d-ca JW2139
5	plut. / st. chor.	technik samolotu	TSWL 1994	dobra	16.04.1999	80/99	plk dypl. pil. d-ca JW2139
6	plut. / st. chor.	technik samolotu	TSWL 1994	dobra	21.12.2004	247/20 04	wz. ppłk mgr inż. d-ca JW2139
7	st. sierż.	technik klucza	TSWL 1995	dobra	28.10.1998	211/98	plk dypl. pil. d-ca JW2139
<b>SPECJALNOŚĆ – URE (urządzenia radioelektroniczne)</b>							
1	mł. chor. / mł. chor. sztab.	st. technik klucza	TSWL 1992	dobra	01.12.2000	234/2000	plk dypl. pil. d-ca JW2139
2	st. sierż. / st. chor.	technik klucza	TSWL 1995	dobra	21.05.1999	99/99	plk dypl. pil. d-ca JW2139
3	sierż.	st. technik sam.	TSWL 1993	4,5	02.06.2006	Z-106/2006	wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139
4	sierż. / st. chor.	st. technik sam.	TSWL 1994	dobra	24.05.1999	99/99	plk dypl. pil. d-ca JW2139
5	plut.	technik samolotu	SPSP 2006	dobra	01.02.2008	Z-23/08	plk dypl. pil. d-ca JW2139
6	plut.	technik samolotu	SPSP 2006	dobra	01.02.2008	Z-23/2008	plk dypl. pil. d-ca JW2139
7	st. kpr.	st. podoficer obsługi samolotu	SPSP 2006	dobry	07.08.2009	153/2009	wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139
8	st. kpr.	st. podoficer obsługi samolotu	SPSP 2006	dobra	17.05.2008	Z-96/2008	wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139
9	pracownik wojska	technik		dobra	01.07.2005	Z-126/2005	wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139

WAT – Wojskowa Akademia Techniczna

TSWL – Techniczna Szkoła Wojsk Lotniczych (Zamość)

SMS CSIL – Szkoła Młodszych Specjalistów Centrum Szkolenia Inżynieryjno – Lotniczego

PTWL – Szkoła Chorążych Personelu Technicznego Wojsk Lotniczych (Oleśnica)

SPSP – Szkoła Podoficerska Sił Powietrznych (Dęblin)

CSIL – Centrum Szkolenia Inżynieryjno-Lotniczego (Dęblin)



## ROZKAZY DZIENNE PERSONELU SIL

### 1. SPECJALNOŚĆ – PŁATOWIEC I SILNIK

**kpt., szef TL eskadry** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 71/99 z dnia 13.04.1999 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, eksploatacji i obsługi samolotu Tu-154M w specjalności PiS na ogólną ocenę »dobra« z dniem 12.04.99 r. zezwalam ppor. ....  
..... na samodzielną obsługę samolotu Tu-154M ww. specjalności /kolejny typ/.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ ppłk dypl. pilot d-ca JW2139”

**kpt., dowódca klucza** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 1/2004 z dnia 05.01.2004 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi technicznej i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności płatowiec i silnik na ogólną ocenę »bardzo dobrą« z dniem 30.12.2003 r. zezwalam por. .... samodzielnie wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w wyżej wymienionej specjalności.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ ppłk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. chor., kierownik grupy** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 210/95 z dnia 02.11.1995 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi technicznej i eksploatacji płatowca i silnika samolotu Tu-154M na ogólną ocenę »dobrze« z dniem 30.10.95 zezwalam n/w samodzielnie obsługiwać płatowiec i silnik samolotu Tu-154 M.

mł. chor. ....

mł. chor. ....

mł. chor. ....

Jednocześnie w/w przyznaję z dn. 30.10.95 r. umundurowanie techniczne, wyżywienie techniczne »110«, dodatek za bezpośrednią obsługę sprzętu.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. chor., starszy technik klucza** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 210/95 z dnia 02.11.1995 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi technicznej i eksploatacji płatowca i silnika samolotu Tu-154M na ogólną ocenę »dobrze« z dniem 30.10.95 zezwalam n/w samodzielnie obsługiwać płatowiec i silnik samolotu Tu-154 M.

mł. chor. ....

mł. chor. ....

mł. chor. ....

Jednocześnie w/w przyznaję z dn. 30.10.95 r. umundurowanie techniczne, wyżywienie techniczne »110«, dodatek za bezpośrednią obsługę sprzętu.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**chor. sztab., technik klucza** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-97/2005 z dnia 20.05.2005 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi technicznej oraz eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności płatowiec i silnik na ogólną ocenę »dobra« z dniem 20.05.2005 r. niżej wymienionemu żołnierzowi zawodowemu zezwalam samodzielnie wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w wyżej wymienionej specjalności / kolejny typ /:

chor. sztab. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**sierz., starszy technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-221/2005 z dnia 16.11.2005 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi technicznej i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności płatowiec i silnik na ogólną ocenę »Dobra« z dniem 16.11.2005 r. zezwalam st. plut. .... samodzielnie obsługiwać /wykonywać/ obsługi na samolocie Tu-154M w wyżej wymienionej specjalności.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. kpr., starszy podoficer obsługi samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-105/2008 z dnia 30.05.2008 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z zakresu znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi technicznej oraz zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi samolotu Tu-154M w specjalności /płatowiec i silnik/ na ogólną ocenę »dobry«, którą otrzymał niżej wymieniony, z dniem 30.05.2008 r. zezwalam:

- kpr. ....

samodzielnie obsługiwać /wykonywać/ obsługi na samolocie Tu-154M w ww. specjalności

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**plut., technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-89/2007 z dnia 09.05.2007 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z zakresu znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi technicznej oraz zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi samolotu Tu-154M w specjalności /płatowiec i silnik/ na ogólną ocenę »dobra« z dniem 10.05.2007 r. niżej wymienionemu żołnierzowi zawodowemu zezwalam samodzielnie wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w wyżej wymienionej specjalności.

kpr. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**sierz., starszy technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-147/2006 z dnia 02.08.2006 r.”

Tekst:

„1) Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy i obsługi technicznej oraz eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności płatowiec i silnik na ogólną ocenę »dobra« z dniem 03.08.2006 r. niżej wymienionym żołnierzom zawodowemu zezwalam samodzielnie wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w ww. specjalności :

st. plut. ....

st. plut. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ wz pplk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. sierż., starszy technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-97/2005 z dnia 29.05.2005 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi oraz eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności płatowiec i silnik na ogólną ocenę »dobra« z dniem 20.05.2005 r. niżej wymienionemu żołnierzowi zawodowemu zezwalam samodzielnie wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w wyżej wymienionej specjalności / kolejny typ / :

st. sierż. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. plut., technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-147/2006 z dnia 02.08.2006 r.”

Tekst:

„1) Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy i obsługi technicznej oraz eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności płatowiec i silnik na ogólną ocenę »dobra« z dniem 03.08.2006 r. niżej wymienionym żołnierzom zawodowemu zezwalam samodzielnie wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w ww. specjalności :

st. plut. ....

st. plut. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ wz ppłk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. kpr., starszy podoficer obsługi samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-130/2008 z dnia 04.07.2008 r.”

Tekst:

„2) Po zdaniu obowiązujących egzaminów z zakresu znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi technicznej oraz zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi samolotu Tu-154M w specjalności /płatowiec i silnik/ na ogólną ocenę »dobry« z dniem 04.07.2008 r. zezwalam:

kpr. .... samodzielnie obsługiwać /wykonywać/ obsługi na samolocie Tu-154M w ww. specjalności.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

## **2. SPECJALNOŚĆ – OSPRZĘT**

**kpt., dowódca klucza** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny 104/99 z dnia 31.04.1999 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi technicznej i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności /osprzęt/ na ogólną ocenę »dobra« z dniem 31.05.1999 r. zezwalam por. .... samodzielnie obsługiwać / wykonywać / obsługi na samolocie Tu-154M ww. specjalności. / kolejny typ /

Podpisano: DOWÓDCA /-/ppłk dypl. pilot d-ca JW2139”

**mł. chor. sztab., starszy technik klucza** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny 175/96 z dnia 10.09.1996 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi technicznej i eksploatacji osprzętu samolotu Tu-154M na ogólną ocenę »dobrze« z dniem 04.09.1996 r. zezwalam samodzielnie obsługiwać osprzęt samolotu Tu-154M chor. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**sierz., starszy technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 206/98 z dnia 23.10.98 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy eksploatacji i obsługi technicznej SP Tu-154M na ogólną ocenę »dobra« w specjalności osprzęt z dniem 22.10.98 zezwalam chor. .... samodzielnie obsługiwać SP w/w specjalności /kolejny typ SP/

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. chor., technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-114/2005 z dnia 15.06.2005 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsług technicznych i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności osprzęt na ogólną ocenę »dobra« z dniem 15.06.2005 r. zezwalam niżej wymienionemu żołnierzowi zawodowemu samodzielnie obsługiwać (wykonywać) obsługi na samolocie Tu-154M w/w specjalności:

chor. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. chor., technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 80/99 z dnia 26.04.1999 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi technicznej i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności /osprzęt/ na ogólną ocenę »dobra« z dniem 16.04.1999 r. zezwalam

chor. .... samodzielnie obsługiwać /wykonywać/ obsługi na samolocie Tu-154M w wyżej wymienionej specjalności.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. chor., technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 247/2004 z dnia 21.12.2004 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności osprzęt na ogólną ocenę »dobra« z dniem 21.12.2004 r. zezwalam

st. chor. .... samodzielnie obsługiwać, wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w wyżej wymienionej specjalności.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ wz. ppłk mgr inż. d-ca JW2139”

**st. sierż., technik klucza** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 211/98 z dnia 30.10.98 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, eksploatacji i obsługi technicznej SP Tu-154M w specjalności osprzęt na ogólną ocenę »dobra« z dniem 28.10.98 zezwalam

mł. chor. ....na samodzielną obsługę SP Tu-154M w/w specjalności /kolejny typ SP/

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

### **3. SPECJALNOŚĆ – URE (urządzenia radioelektroniczne)**

**mł. chor. sztab., starszy technik klucza** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 234/2000 z dnia 01.12.2000 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi technicznej i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności URE na ogólną ocenę »dobra« z dniem 01.12.2000 r. zezwalam

st. chor. .... samodzielnie obsługiwać, wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w wyżej wymienionej specjalności na samolocie Tu-154M.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ ppłk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. chor., technik klucza** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 99/99 z dnia 24.05.1999 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy i obsługi technicznej i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności /URE/ na ogólną ocenę »dobra« z dniem 21.05.1999 r. zezwalam

mł. chor. .... samodzielnie /wykonywać/ obsługi na samolocie Tu-154M ww. specjalności.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pilot d-ca JW2139”

**sierz., starszy technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-106/2006 z dnia 05.05.2006 r.”

Tekst:

”Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi oraz eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności /URE/ na ogólną ocenę »4,5« z dniem 02.06.2006 r. zezwalam niżej wymienionemu żołnierzowi samodzielnie obsługiwać /wykonywać/ obsługi na samolocie Tu-154M w wyżej wymienionej specjalności /kolejny typ/ : sierż. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. chor., starszy technik samolotu** - wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr 99/99 z dnia 24.05.1999 r.”

Tekst:

”Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy i obsługi technicznej i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności /URE/ na ogólną ocenę »dobra« z dniem 24.05.1999 r. zezwalam chor. .... samodzielnie obsługiwać /wykonywać/ obsługi na samolocie Tu-154M ww. wymienionej specjalności /kolejny typ/.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ ppłk dypl. pilot d-ca JW2139”

**plut., technik samolotu; plut., technik samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-23/2008 z dnia 01.02.2008 r.”

Tekst:

„2) Po zdaniu obowiązujących egzaminów z zakresu znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi technicznej oraz zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi samolotu Tu-154M w specjalności URE na ogólną ocenę »dobra« niżej wymienionym z dniem 01.02.2008 r. zezwalam samodzielnie wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w ww. specjalności:

st. kpr. ....

st. kpr. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. kpr., starszy podoficer obsługi samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-153/2009 z dnia 07.08.2009 r.”

Tekst:

„2) Po zdaniu obowiązujących egzaminów z »zakresu znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi technicznej oraz zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi samolotu Tu-154M w specjalności URE« na ogólną ocenę »dobry«, z dniem 07.08.2009 r. niżej wymienionego żołnierza zawodowego dopuszczam do samodzielnego (bezpośredniego) wykonywania obsługi w wyżej wymienionej specjalności na samolocie Tu-154M, przewidzianych instrukcjami i przepisami służby inżynierijno-lotniczej:

st. kpr. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139”

**st. kpr., starszy podoficer obsługi samolotu** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-96/2008 z dnia 16.05.2008 r.”

Tekst:

„3) Po zdaniu obowiązujących egzaminów z zakresu znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi technicznej oraz zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi samolotu Tu-154M w specjalności /URE/ na ogólną ocenę »dobry«, którą otrzymał niżej wymieniony, z dniem 17.05.2008 r. zezwalam:

- kpr. ....

samodzielnie wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w ww. specjalności.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139”

**pracownik wojska, technik** – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-126/2005 z dnia 01.07.2005 r.”

Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsługi technicznej i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności URE na ogólną ocenę »dobra« z dnia 01.07.2005 r. zezwalam

p. .... samodzielnie obsługiwać i wykonywać obsługi na samolocie Tu-154M w wyżej wymienionej specjalności.

Podpisano: DOWÓDCA /-/ wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139”

## **OBOWIĄZUJĄCY PROCES SZKOLENIA PERSONELU TECHNICZNEGO (SIL – służby inżynieryjno-lotniczej)**

Proces szkolenia personelu technicznego 36 splt jest regulowany instrukcją zatytułowaną „Zasady szkolenia personelu technicznego w jednostkach lotniczych oraz dopuszczania specjalistów służby inżynieryjno – lotniczej do pracy na sprzęcie lotniczym”, sygn. lot. 1779/77 (załącznik nr 4.2.1). Wymieniony powyżej personel techniczny odbył specjalistyczne (dla swojej specjalności) przeszkolenia na podstawie „**Programu przeszkolenia technicznego personelu SIL w specjalności płatowiec i silnik, osprzęt, URE na samolot Tu-154M**” (załącznik nr 4.2.2) opracowany przez Szefa Sekcji Techniki Lotniczej JW 2139 oraz zatwierdzony przez Szefa Techniki Lotniczej Dowództwa Sił Powietrznych.

Przebieg procesu szkolenia członka personelu SIL:

- uruchamiany rozkazem dziennym Dowódcy JW 2139,
- realizowany zgodnie z ww. „Programem...”,
- dokumentowany w »Programie (lub dokumentacji) szkolenia personelu technicznego na samolot Tu-154M w specjalności –„xxxxxxxxxx”«,
- finalizowany po zdaniu końcowych egzaminów, kolejnym rozkazem dziennym Dowódcy JW 2139 przyznającym, odpowiednie dla danej specjalności, uprawnienia do samodzielnej obsługi samolotu Tu-154M.

Przykładowe dokumenty, dla każdej specjalności, zamieszczono poniżej:

- **Uczestnik szkolenia: chor.....**

### **„Rozkaz Dzienny nr Z-33/2005 z dnia 16.02.2005 r. PKT 8. SPRAWY LOGISTYCZNE**

Zgodnie z instrukcją »Zasady szkolenia personelu technicznego w jednostkach lotniczych oraz dopuszczania specjalistów służby inżynieryjno-lotniczej do pracy na sprzęcie lotniczym«, sygn. lot. 1779/77 chor. .... i chor. .... od dnia 17.02.2005 r. odbywać będą przeszkolenie metodą samokształcenia w specjalności **eksploatacja osprzętu** samolotu Tu-154M w na podstawie programu przeszkolenia opracowanego przez Starszego Inżyniera STL, oraz zatwierdzonego przez Szefa Techniki Lotniczej DSP.

Przeszkolenie odbędzie się w 1 Eskadrze Lotniczej. Na opiekuna przeszkolenia wyznaczam kpt. .... i czynię odpowiedzialnym za przebieg szkolenia i dyscyplinę szkolonych. Szkolenie zakończyć przyjęciem egzaminu ze znajomości budowy i eksploatacji sprzętu lotniczego samolotu Tu-154M.

Podpisano – Dowódca / - /ppłk dypl. pil d-ca JW2139”

**„DOKUMENTACJA SZKOLENIA PERSONELU TECHNICZNEGO NA KOLEJNY TYP STATKU POWIETRZNEGO SAMOLOT TYPU Tu-154M W SPECJALNOŚCI „OSPRZĘT”,  
Uczestnik szkolenia:**

st. chor. ....” (załącznik nr 4.2.3)

**st. chor.**..... – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-114/2005 z dnia 15.06.2005 r.”  
Tekst:

„Po zdaniu obowiązujących egzaminów z budowy, obsług technicznych i eksploatacji samolotu Tu-154M w specjalności osprzęt na ogólną ocenę »dobra« z dniem 15.06.2005 r. zezwalam niżej wymienionemu żołnierzowi zawodowemu samodzielnie obsługiwać (wykonywać) obsługi na samolocie Tu-154M w/w specjalności:

chor. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

- **Uczestnik szkolenia: kpr.** .....

**„Rozkaz Dzienny nr Z-16/2009 z dnia 23.01.2009 r.**

**PKT 6. SPRAWY SZKOLENIOWE**

„3) Zgodnie z Instrukcją »Zasad szkolenia personelu technicznego w jednostkach lotniczych oraz dopuszczania specjalistów służby inż.-lot. do pracy na sprzęcie lotniczym«, sygn. lot. 1779/77 niżej wymienieni:

- kpr. ....

od dnia 23.01.2009 r. odbywać będą przeszkolenie (forma przeszkolenia – samokształcenie) na podstawie: »Programu przeszkolenia personelu technicznego na samolot Tu-154M w specjalności »eksploatacja URE« - zatwierdzonego przez Szefa Techniki Lotniczej Dowództwa Sił Powietrznych.

Przeszkolenie odbędzie się w Kluczu Eksploatacji URE w 1 Eskadrze Lotniczej. Na opiekuna przeszkolenia wyznaczam mjr. .... oraz czynię Go odpowiedzialnym za przebieg szkolenia i dyscyplinę szkolonych. W procesie przeszkolenia wykorzystywać sprzęt lotniczy typu Tu-154M. Przeszkolenie zakończyć przyjęciem egzaminu od wyżej wymienionych z zakresu znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi technicznej oraz zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi samolotu Tu-154M. Polecam opiekunowi sporządzić opinię z przebiegu przeszkolenia wyżej wymienionych i przedstawić do akceptacji Szefowi Sekcji Techniki Lotniczej. Podpisano – Dowódca / -/ wz. ppłk dypl. pil d-ca JW2139”.

**„DOKUMENTACJA SZKOLENIA PERSONELU TECHNICZNEGO NA SAMOLOT TYPU Tu-154M w specjalności „URE”,**

**Uczestnik szkolenia: kpr.** ....” (załącznik nr 4.2.4)

**kpr.** ..... - wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-153/2009 z dnia 07.08.2009 r.”

Tekst:

„2) Po zdaniu obowiązujących egzaminów z »zakresu znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi technicznej oraz zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi samolotu Tu-154M w specjalności URE« na ogólną ocenę »dobry«, z dniem 07.08.2009 r. niżej wymienionego żołnierza zawodowego dopuszczam do samodzielnego (bezpośredniego) wykonywania obsługi w wyżej wymienionej specjalności na samolocie Tu-154 M, przewidzianych instrukcjami i przepisami służby inżynierijno-lotniczej:

st. kpr. ....

Podpisano: DOWÓDCA /-/ wz. ppłk dypl. pil. d-ca JW2139”

- **Uczestnik szkolenia: kpr. ....**

**„Rozkaz Dzienny nr Z-169/2007 z dnia 31.08.2007 r.**

2) Zgodnie z instrukcją »Zasady szkolenia personelu technicznego w jednostkach lotniczych oraz dopuszczania specjalistów służby inżynierijno-lotniczej do pracy na sprzęcie lotniczymi«, sygn. lot. 1779/77

- kpr. ....

od dnia 03.09.2007 r. odbywać będą przeszkolenie (forma przeszkolenia – samokształcenie) na podstawie: »Programu przeszkolenia technicznego personelu SIL w specjalności eksploatacja **Płatowiec i Silnik**« opracowanego przez Szefa Sekcji Techniki Lotniczej JW 2139 oraz zatwierdzony przez Szefa Techniki Lotniczej Dowództwa Sił Powietrznych.

Przeszkolenie odbędzie się w kluczu eksploatacji samolotów w I eskadrze lotniczej. Na opiekuna przeszkolenia wyznaczam chor. .... i czynię jego odpowiedzialnym za przebieg szkolenia i dyscyplinę szkolonych. Po zakończeniu przeszkolenia opiekun opracuje opinię na ww. i przedstawi do akceptacji Szefowi Sekcji Techniki Lotniczej.

Szkolenie zakończyć przyjęciem egzaminu w zakresie znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi technicznej oraz zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi samolotu Tu-154M.

Podpisano – Dowódca / -/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

**„PROGRAM SZKOLENIA PERSONELU TECHNICZNEGO NA SAMOLOT TYPU Tu-154M w specjalności »Płatowiec i Silnik«,**

**Uczestnik szkolenia: kpr. ....” (załącznik nr 4.2.5)**

**kpr. .... – wyciąg, „Rozkaz Dzienny Nr Z-105/2008 z dnia 30.05.2008 r.”**

Tekst: ”Po zdaniu obowiązujących egzaminów z zakresu znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi technicznej oraz zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi samolotu Tu-154M w specjalności /płatowiec i silnik/ na ogólną ocenę »dobry«, którą otrzymał niżej wymieniony, z dniem 30.05.2008 r. zezwalam:

- kpr. ....

samodzielnie obsługiwać /wykonywać/ obsługi na samolocie Tu-154M w ww. specjalności

Podpisano: DOWÓDCA /-/ płk dypl. pil. d-ca JW2139”

## **PODSUMOWANIE**

- Personel techniczny (służba inżynierijno-lotnicza SIL) 36 spłt uprawniony do wykonywania obsługi technicznej samolotów Tu-154M liczył (na dzień 10.04.2009) 28 osób, z których 27 ma odpowiednie wykształcenie specjalistyczne zdobyte w szkołach technicznych lub innych uczelniach wojskowych kształcących personel inżynierijno-lotniczy. Jeden mechanik , zatrudniony na etacie „pracownika wojska”, choć nie był absolwentem technicznej szkoły wojskowej został dopuszczony do samodzielnego wykonywania obsługi technicznej po przejściu odpowiednich szkoleń i zdaniu wymaganych egzaminów komisyjnych.
- Każdy z członków SIL, rozkazem dowódcy 36 spłt, otrzymał uprawnienia do wykonywania obsługi technicznej samolotu Tu-154M w danej specjalności, po teoretycznym i praktycznym przeszkoleniu i zdaniu egzaminów komisyjnych.
- Staż pracy personelu SIL przy obsłudze technicznej samolotu Tu-154M:
  - od 1 roku do 5 lat ► 15 osób
  - od 6 lat do 10 lat ► 3 osoby
  - od 11 lat do 15 lat ► 10 osób



MINISTERSTWO OBRONY NARODOWEJ  
DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH

Lot. 1779/77

Egz. Nr 000125

*Do 11-50*



*Przebieg realizacji projektu 10-1000  
z dnia 10-10-10*



## ZASADY SZKOLENIA

PERSONELU TECHNICZNEGO W JEDNOSTKACH LOTNICZYCH  
ORAZ DOPUSZCZANIA SPECJALISTÓW SŁUŻBY  
INŻYNIERYJNO - LOTNICZEJ DO PRACY NA SPRZĘCIE  
LOTNICZYM



**ZATWIERDZAM**  
**ZASTĘPCA SZEFA LOGISTYKI WŁOP**  
**SZEF TECHNIKI LÓTNICZEJ**

*[Signature]*  
plk mgr inż. Dariusz RATAJ

**PROGRAM**  
**PRZESZKOLENIA TECHNICZNEGO PERSONELU SIL**  
**W SPECJALNOŚCI PŁATOWIEC I SILNIK, OSPRZĘT, URE**  
**NA SAMOLOT TU-154M**



---

WARSZAWA 2004

817/AK/132/2004/11

(58 ok) (32 zw) 94

ZATWIERDZAM  
Szef Sekcji Techniki Lotniczej  
JW 2439  
Dnia 16.02.2009 r.

**DOKUMENTACJA  
SZKOLENIA PERSONELU TECHNICZNEGO  
NA KOLEJNY TYP STATKU POWIETRZNEGO**

**SAMOLOT TU-154M**

**W SPECJALNOŚCI  
OSPRZĘT**

Za zgodność

Uczestnik: st. chor

*[Signature]*



*Wpisano do rozkazu  
dnia 15.06.2005r  
Nr Z-114/2005*

ZATWIERDZAM  
SZEFS TL JW 2439  
Dnia ..... 2009 r.

**DOKUMENTACJA  
SZKOLENIA PERSONELU TECHNICZNEGO NA SAMOLOT Tu-154M  
W SPECJALNOŚCI URE**

UCZESTNIK: ..... *l.p.r.*

Za zgodność

*[Signature]*



Wpisano do rozkazu dnia ....., ....., 2009 r;  
R-z Nr 243 / 2009 r

*[Signature]*

**„ZATWIERDZAM”**  
SzeŹ Sekcji Techniki Lotniczej

  
Dnia 31.08.2007 r.

Rozpoczęcie szkolenia wpisano do rozkazu dnia 30.08.2007 r.  
R-z Nr Z-462/2007 r.

**PROGRAM**  
**SKOLENIA PERSONELU TECHNICZNEGO NA SAMOŁOT TYPU**  
**TU-154M**  
w specjalności – „Płatowiec i Silnik”

**Uczestnik szkolenia:** kpr.

Za zgodność

  
SzeŹ  
wydziału  


Po zdaniu egzaminu wpisano do rozkazu dnia 30.08.2007 r.  
R-z nr Z-462/2007 r.



**DOKUMENTACJA SZKOLENIA PERSONELU TECHNICZNEGO NA KOLEJNY TYP STATKU POWIETRZNEGO  
SAMOLOT TU-154M W SPECJALNOŚCI „OSPRZĘT”**

WYKAZ TEMATÓW	PROGRAM SZKOLENIA		DOKUMENTACJA SZKOLENIA st. chor. ....						
	SPECJALNOŚĆ <i>OSPRZĘT</i>		OSPRZĘT				DATA SZKOLENIA TEORIA	DATA SZKOLENIA PRAKTYKA	DATA EGZAMINU KOŃCOWEGO
	METODA	GODZINY	TEORIA METODA	GODZ.	PRAKTYKA	GODZ.			
Samolot Tu-154M, instalacje	wykład	12	brak wpisu	4	brak		30.03.2005		30.05.2005
Silniki D30KU, TA-6A	wykład	12	brak wpisu	6	brak		12 / 15.04.2005		
Urządzenia radioelektroniczne	wykład	10	brak wpisu	9	brak		07 / 08.06.2005		09.06.2005
Przyrządy pokładowe	wykład	120	brak wpisu	55	tak	28	od 16.02. do 24.03.2005	od 17.02. do 31.03.2005	14.06.2005
Wyposażenie tlenowe	wykład	20	brak wpisu	4	tak	4	03 / 06.06.2005	03 / 06.06.2005	
Urządzenia elektryczne	wykład	120	brak wpisu	56	tak	29	od 01.04. do 02.06.2005	od 04.04. do 02.06.2005	
Egzamin		6	Egzamin przeprowadzono w 4 etapach 30.05.05 (PiS), 14.06.05 (osprzęt), 09.06.05 (URE) i 13.06.05 (BHP)						
Σ		<b>300</b>		<b>134≈45%</b>		<b>61≈55%</b>			
„Po zdaniu egzaminu z przeszkolenia teoretycznego przeprowadzić <b>1 miesiąc praktyki</b> zgodnie z programem”									
Rozmieszczenie osprzętu w s-cie	pokaz	6							
Obsługi bieżące i specjalne	wykład	1							
Obsługi okresowe	wykład	1							
Dokumentacja techniczna s-tu	wykład	2							
Wyk. obsług bieżących	praktyka	20							
Wyk. obsługi okresowej nr 1	praktyka	30							
Regulacje bloków SIU i SIRT	praktyka	5							

Układ ogrzewania slotów	praktyka	5							
Automat ogrzew. szyb AOS	praktyka	5							
Układ SWS (stan. AP-SWS)	praktyka	5							
Sprawdzenie układu AUASP	praktyka	5				2			
Sprawdzenie sytemu TKS-P2	praktyka	5				2			
Sprawdzenie przyrządów membranowych	praktyka	5				2			
Wskaźnik IU7-1 (poziom oleju)	praktyka	5							
Sprawdzanie stanu techn. instalacji, agregatów,...	praktyka	5							
Obsługa instalacji tlenowych	praktyka	5				4			
Obsługa rejestratorów	praktyka	5				2			
Egzamin praktyczny		5							
<b>SUMA</b>		<b>120</b>							

Zgodnie z zapisami zawartymi w „Programie przeszkolenia technicznego personelu SIL w specjalności płatowiec i silnik, osprzęt, URE na samolocie Tu-154M” (w części obejmującej specjalność »osprzęt«) należało zastosować poniższą metodykę prowadzenia zajęć:

1. Zajęcia prowadzić metodą wykładów wykorzystując pomoce naukowe (plansze, kabiny, przekroje, przyrządy i agregaty pokładowe, schematy).
2. Wykłady uzupełnić, w miarę możliwości czasowych, pokazami na samolocie.
3. W czasie zajęć kontrolować na bieżąco stopień opanowania materiału metodą pytań kontrolnych lub testów pisemnych.
4. Program praktyki realizować bezpośrednio na samolocie i w laboratorium klucza osprzętu eskadry technicznej.
5. Pomoce naukowe:
  - instrukcje eksploatacji samolotu Tu-154
  - albumy schematów elektrycznych samolotu Tu-154

- opisy techniczne i instrukcje eksploatacji poszczególnych urządzeń i agregatów  
Przy liczbie przeszkalanych osób od 1 do 4 forma szkolenia – **samokształcenie**.

### **Uwagi szczegółowe**

- Szkolenie przeprowadzono metodą samokształcenia (podstawa stwierdzenia – tabela z listą personelu SIL uprawnionego do obsługi Tu-154M i terminami otrzymania uprawnień), co wyklucza prowadzenie wykładów z poszczególnych tematów/przedmiotów.
- W materiale dokumentującym przebieg szkolenia nie określono metody zajęć teoretycznych – jest to niezgodne z wzorcem dokumentacji przebiegu szkolenia.
- W realizacji szkolenia całkowicie pominięto, zawarte w programie, takie tematy jak: obsługi bieżące i specjalne, obsługi okresowe, wykonywanie obsług bieżących, wykonywanie obsługi okresowej nr 1, dokumentacja techniczna samolotu, a przecież szkolono technika do wykonywania obsługi technicznej samolotu.
- Szkolenie przeprowadzono w okresie czterech miesięcy – od 16 lutego 2005 (pierwsze zajęcia teoretyczne) do 14 czerwca 2005 (zdanie egzaminu końcowego).
- Opracowany, zatwierdzony i wydany w **2004 roku** „Program przeszkolenia...” zawiera temat „System sygnalizacji o zbliżaniu do ziemi SSOS”. System ten wybudowano z samolotu w kwietniu 2005 roku. Do „Programu przeszkolenia...” nie wprowadzono stosownej rewizji aktualizującej jego zawartość !!!
- Szkolenie teoretyczne zrealizowano w około **45%** zawartości programu szkolenia.
- Szkolenie praktyczne zrealizowano w około **55%** zawartości programu szkolenia.

**DOKUMENTACJA SZKOLENIA PERSONELU TECHNICZNEGO NA  
SAMOLOT TU-154M W SPECJALNOŚCI „URE”**

WYKAZ TEMATÓW	PROGRAM SZKOLENIA		DOKUMENTACJA SZKOLENIA kpr. ....						
	SPECJALNOŚĆ URE		URE				DATA SZKOLENIA TEORIA	DATA SZKOLENIA PRAKTYKA	DATA EGZAMINU KOŃCOWEGO
	METODA	GODZ.	TEORIA METODA	GODZ.	PRAKTYKA	GODZ.			
Samolot Tu-154M, charakterystyka	wykład / samokształcenie	2	konsultacje	4	brak		10/11.03.2009		13.03.2008 (sic!)
Silniki D30KU, TA-6A	wykład / samokształcenie	2	konsultacje	3	brak		12/13.03.2009		
Przyrządy pokładowe	wykład / samokształcenie	4	konsultacje	4	brak		16.03.2009		16.03.2009
Urządzenia elektryczne	wykład / samokształcenie	4	konsultacje	1	brak		16.03.2009	-	
Urządzenia radioelektryczne	wykład / samokształcenie	2	konsultacje	3,5	tak	2	28.05.2009 04.06.2009 31.07.2009	28.05.2009 04.06.2009 31.07.2009	06.08.2009
Telefon pokł. SPU-7B	wykład / samokształcenie	4	konsultacje	1	tak	1	08.06.2009	08.06.2009	
Radiowęzeł pokł. SGS-25	wykład / samokształcenie	4							
Radiostacja UKF BAKŁAN-20	wykład / samokształcenie	2	konsultacje	1	tak	0,5	22.05.2009	22.05.2009	
Radiostacja UKF ORŁAN 85-ST	wykład / samokształcenie	2	konsultacje	1	tak	0,5	01.06.2009	01.06.2009	
Radiostacja KF MIKRON-3W-01	wykład / samokształcenie	4	konsultacje	1	tak	2	02.06.2009	02.06.2009	
Magnetofon pokł. MARS-BM	wykład / samokształcenie	4	konsultacje	1	tak	2	09.06.2009	09.06.2009	
Radiodalmierz SD-75	wykład / samokształcenie	4	konsultacje	1	tak	0,5	25.05.2009	25.05.2009	
System naw. KURS MP-70	wykład / samokształcenie	6	konsultacje	2	tak	1	20.05.2009	20.05.2009	
Radiokompas ARK-15M	wykład / samokształcenie	4	konsultacje	2	tak	1	18.05.2009	18.05.2009	
Miernik prędkości	wykład /	4	konsultacje	2	tak	1	25.05.2009	25.05.2009	



DISS-013	samokształcenie								
Radiowysokościom. RW-5M-D1	wykład / samokształcenie	4	konsultacje	1	tak	0,5	22.05.2009	22.05.2009	
System nawigacyjny UNS-1D	wykład / samokształcenie	8	konsultacje	4	tak	1	28.05.2009	28.05.2009	
Radar pogodowy RDR-4B	wykład / samokształcenie	6	konsultacje	2	tak	1	29.07.2009	29.07.2009	
TCAS II	wykład / samokształcenie	8	konsultacje	4	tak	1	03.08.2009	03.08.2009	
TAWS	wykład / samokształcenie	6							
Wskaźnik MFD-640	wykład / samokształcenie	4	brak		brak				
Obsługi bieżące	wykład / samokształcenie	5	konsultacje	1	tak	3	24.07.2009	27.07.2009	
Obsługi okresowe	wykład / samokształcenie	5							
Aparatura kontrolno - pomiarowa	wykład / samokształcenie	8	konsultacje	6	tak	8	21.07.2009 22.07.2009 23.07.2009	04.08.2009 05.08.2009 06.08.2009	
Zasady BHP	wykład / samokształcenie	2	brak		brak				06.08.2009
Egzamin teoretyczny		4	Egzamin przeprowadzono w 4 etapach 13.03.09 (PiS), 16.03.09 (osprzet) i 06.08.2009 (URE i BHP)						
<b>SUMA</b>		<b>112</b>		<b>46≈41%</b>		<b>26≈22%<sub>1</sub></b>			
<b>PROGRAM PRAKTYKI Z OBSŁUGI TECHNICZNEJ</b>									
<b>TEMAT</b>	<b>METODA</b>	<b>DNI</b>							
Obsługi bieżące	praktyczna	10							
Obsługi okresowe	praktyczna	10							
Metody lokalizacji i usuwania niesprawności urządzeń	praktyczna	5							
Zabezpieczenie lotów	praktyczna	4							
Egzamin praktyczny		1							
<b>SUMA</b>		<b>30</b>							

1 - przy założeniu 4-godzinnej praktyki dziennie.

Zgodnie z zapisami zawartymi w „Programie przeszkolenia technicznego personelu SIL w specjalności płatowiec i silnik, osprzęt, URE na samolocie Tu-154M” (w części obejmującej specjalność „URE”) należało zastosować poniższą metodykę prowadzenia zajęć:

1. Przy liczbie przeszkalaných osób od 1 do 7 forma szkolenia – **samokształcenie**, które wyklucza prowadzenie wykładów z poszczególných tematów / przedmiotów. Metodę wykładów stosować dla grupy powyżej 7 osób.

### Uwagi szczegółowe

- Szkolenie przeprowadzono metodą samokształcenia (podstawa stwierdzenia – tabela z listą personelu SIL uprawnionego do obsługi Tu-154M)
- W materiale dokumentującym przebieg szkolenia jako metodę zajęć teoretycznych zastosowano „konsultacje”.
- Szkolenie przeprowadzono w okresie 5 miesięcy – od 10 marca 2009 (pierwsze zajęcia teoretyczne) do 03 sierpnia 2009 (zdanie egzaminu końcowego).
- Szkolenie teoretyczne zrealizowano w około **41%** zawartości programu szkolenia.
- Szkolenie praktyczne zrealizowano w około **22%** zawartości programu szkolenia (zakładając 4 godziny praktyki dziennie). „Zasady szkolenia personelu technicznego w jednostkach lotniczych oraz dopuszczania specjalistów służby inżynieryjno-lotniczej do pracy na sprzęcie lotniczym”, dokument wydany przez MON DWL w 1977 roku, sygn. Lot.1779/77 wymaga przeprowadzenia dla mechaników lotniczych służby inżynieryjno-lotniczej „szkolenia praktycznego w jednostce macierzystej w wymiarze **168 godz.**”
- Nie przeprowadzono żadnego szkolenia (teoretycznego i praktycznego) w zakresie „Zasady BHP w czasie wykonywania obsługi URE na samolocie Tu-154M”: 06.08.2009 potwierdzono zdanie egzaminu z tego przedmiotu wpisem „zal.”

**PROGRAM SZKOLENIA PERSONELU TECHNICZNEGO NA  
SAMOLOT TYPU TU-154M W SPECJALNOŚCI „PŁATOWIEC I SILNIK”**

<b>PROGRAM SZKOLENIA SPECJ. PiS</b>				<b>DOKUMENTACJA SZKOLENIA kpr. ....</b>				
<b>PRZEDMIOT</b>	<b>LICZBA GODZIN</b>			<b>LICZBA GODZIN</b>		<b>DATA SZKOLENIA</b>		<b>DATA EGZAMINU KOŃCOWEGO</b>
	<b>Wykład</b>	<b>Ćwiczenia</b>	<b>Suma</b>	<b>TEORIA (konsultacje)</b>	<b>PRAKTYKA</b>	<b>TEORIA</b>	<b>PRAKTYKA</b>	
<b>Konstr. i ekspl. s-tu Tu-154M</b>	<b>96</b>	<b>24</b>	<b>120</b>					
Ogólna charakterystyka i dane lotno-techniczne	2	-	2	2	-	04.09.2007		
Płatowiec	10	2	12	10	2	11/12.09.2007	12.09.2007	
Układy sterowania samolotem	22	4	26	22	4	17-20.09.2007	20.09.2007	
Podwozie	10	2	12	10	2	21/24.09.2007	24.09.2007	
Instalacja hydrauliczna	18	2	20	18	2	27.9-02.10.2007	10.10.2007	
Instalacja paliwowa	14	4	18	14	4	24/26/30.10.07	30.10.2007	
Klimatyzacja i autom. regulacja ciśnienia w kabinie	16	4	20	16	4	5/13/14.11.07	13.11.2007	
Wyposażenie wnętrza samolotu	-	4	4	-	4	-	30.10.2007	
Wyposażenie awaryjno-ratunkowe	4	2	6					
Instalacja przeciwoślodzeniowa				4	2	20.11.2007	20.11.2007	
Urządzenia wodno-sanitarne				2	1	21.11.2007	21.11.2007	
Sterowanie silnikami				1	1	21.11.2007	21.11.2007	
<b>Obsługa techniczna i dokumentacja samolotu</b>	<b>14</b>	<b>4</b>	<b>18</b>					
Rodzaje dokumentacji samolotu	2	2	4	2	brak	04.09.2007		
Rodzaje przeglądów	6	-	6	7	-	17.01.2008		
Obsługa silnika D-30KU-II				14	-	24/29.01.2008		
Obsługa silnika TA-6A				4	-	31.01.2008		PŁATOWIEC /SILNIK 30.05.2008
Obsługa płatowca				4	-	31.01.2008		
Obsługa szyb samolotu				2	-	04.02.2008		
Obsługa ukł. sterowania samolotem i silnikami				4	-	04.02.2008		
Obsługa klap i podwozia				8	-	05.02.2008		
Obsługa instalacji hydraulicznej				8	-	06.02.2008		
Obsługa instalacji klimatyzacji				4	-	07.02.2008		
Obsługa instalacji p/oblodzeniowej				14	-	08/11.02.2008		
Obsługa urządzeń ratowniczych,				4	-	12.02.2008		

sanitarnych, pasażerskich								
Obsługa instalacji paliwowej				4	-	13.02.2008		
Obsługa instalacji olejowej				1	-	13.02.2008		
Obsługa instalacji tlenowej				1	-	13.02.2008		
Przygotowanie do próby s-ka				14	-	18/19.02.2008		
Zasady odladzania samolotu				2	-	20.02.2008		
Manewrowanie i kotwiczenie sam.				2	-	20.02.2008		
Wymiana silnika				14	-	22.02.2008		
Zasady prowadz. dok. technicznej				5	-	10.03.2008		
Przepisy dot. obsługi samolotu				5	-	11.03.2008		
Przygotowanie s-tu do wylotu				7	-	12.03.2008		
Obsługa A2+Ps (wylot)				7	-	13.03.2008		
Obsługa A2+Pp (postój)				21	-	14/17/18.02.08		
Wykonywanie obsługi B				2	-	19.03.2008		
Wiadomości ogólne				2	-	19.03.2008		
Modyfikacje i zmiany konstrukcyjne wdrożone w samolocie	2	-	2					
Wyposażenie do obsługi technicznej	2	2	4					
BHP przy obsłudze samolotu	2	-	2	1	-	20.03.2008		BHP 30.05.2008
BHP - holowanie, mocowanie s-tu				1	1	20.03.2008	20.03.2008	
BHP - próba silników				1	-	20.03.2008		
Czystość płyty i drogi kołowania				1	-	20.03.2008		
<b>Wybrane wiadomości z aerodynamiki praktycznej s-tu</b>	<b>6</b>	<b>-</b>	<b>6</b>					
Układ konstrukcyjny i jego ocena aerodynamiczna	1	-	1					
Charakterystyki zespołu napędowego	1	-	1					
Lotne charakterystyki samolotu	1	-	1					
Charakterystyki stateczności i sterowności samolotu	3	-	3					
<b>Zespoły napędowe samolotu</b>	<b>13</b>	<b>3</b>	<b>16</b>					
Główne dane techniczne silnika D-30KU-154	2	-	2	2	1	11.12.2007	11.12.2007	
Sprężarka				1	0,5	11.12.2007	11.12.2007	
Komora spalania				1	0,5	13.12.2007	13.12.2007	
Turbina				2	0,5	17.12.2007	17.12.2007	
Instalacja olejowa				2	1	17.12.2007	17.12.2007	
Instalacja paliwowa				2	1	20.12.2007	20.12.2007	
Układ uruchamiania silnika				1	1	03.01.2008	03.01.2008	

Korpus rozdzielczy				2	0,5	03.01.2008	03.01.2008	
Ogólne wskaźniki eksploatacyjne				4	1	14.01.2008	14.01.2008	
Zespoły, instalacje silnika, działanie i konstrukcja układów	3	1	4					
TA-6A – przeznaczenie, zasada działania, konstrukcja	3	1	4	6	3	07.01.2008	10.01.2008	
Zabudowa silników, sterowanie silnikami	5	1	6					
<b>Wyposażenie elektryczne samolotu</b>	<b>13</b>	<b>3</b>	<b>16</b>					
Instalacje, rozdział energii w samolocie	2	1	3	4	2	29.02.2008	29.02.2008	
Instalacja rozruchu silników	4	1	5	4	1	05.03.2008	05.03.2008	
Zabezpieczenie przeciwpożarowe samolotu	3	1	4	3	1	03.03.2008	03.03.2008	OSPRZĘT 18.03.2008
Instalacja przeciwołodziennowa	4	-	4	4	brak	04.03.2008		
<b>Przyrządy pokładowe samolotu</b>	<b>16</b>	<b>3</b>	<b>19</b>					
Przyrządy kontroli pracy silnika	8	-	8	8	1	25/26.03.2008	26.03.2008	
Przyrządy kontroli pracy instalacji	4	-	4	4	1	27.02.2008	27.02.2008	
Automatyczny układ sterowania ABSU-154-2	2	-	2	2	-	28.02.2008		
Urządzenia rejestracji parametrów lotu	2	-	2	2	-	28.02.2008		
<b>Wyposażenie radiowe samolotu</b>	<b>4</b>	<b>2</b>	<b>6</b>					
Wiadomości ogólne	2	-	2	2	1	02.04.2008	02.04.2008	URE 16.04.2008
Rozmównica pokł. SPU-7, układ SGS-25 i aparatura MARS-BM	1	1	2	1	0,5	09.04.2008	09.04.2008	
Radiostacja UKF BAKŁAN	1	1	2	1	0,5	09.04.2008	09.04.2008	
<b>Analiza usterek/awarii/samolotu</b>				2	-	20.03.2008		
<b>Układ jednostek SI</b>	<b>2</b>	<b>2</b>	<b>4</b>					
<b>Prawo lotnicze, licencje</b>	<b>6</b>	<b>-</b>	<b>6</b>					
<b>SUMA</b>	<b>167</b>	<b>41</b>	<b>208</b>					
Tolerancja godzin: + 30%	<b>217</b>	<b>53</b>	<b>270</b>					
<b>PROGRAM PRAKTYKI Z OBSŁUGI TECHNICZNEJ</b>								
<b>Wykonywanie obsług bieżących</b>								
Wykonywanie obsługi postojowej Pp					2		21.03.2008	
Wykonywanie obsługi A <sub>2</sub>					2		21.03.2008	
Wykonywanie obsługi B					2		25.03.2008	
Wykonywanie obsługi przedlotowej P <sub>s</sub>					2		25.03.2008	

<b>Wykonywanie obsług okresowych</b>					
Obsługa okresowa nr 1K	15	10	26/27.03.2008	10/11.03.08	
Obsługa okresowa nr 1	15	10	28/31.03.2008	11/14.03.08	
<b>Wykonywanie obsług specjalnych</b>					
Po locie z przekroczeniem ograniczeń eksploatacyjnych lub po wytoczeniu się samolotu z drogi startowej	-	2		15.04.2008	
Po twardym lądowaniu	-	2		15.04.2008	
Po locie w strefie burz pyłowych lub śniegowych	-	2		15.04.2008	
Po przerwaniu startu	-	2		15.04.2008	
Po uderzeniu pioruna	-	2		16.04.2008	
Po zderzeniu z ptakami	-	2		16.04.2008	
Po locie w turbulencji	-	2		16.04.2008	
Obsługa związana z wymianą silnika TA-6A	-	2		16.04.2008	
Obsługa konserwacyjna	-	2		18.04.2008	
Obsługi sezonowe	-	2		18.04.2008	
Oblot samolotu	-	2		18.04.2008	
Prowadzenie dokumentacji technicznej	-	2		18.04.2008	
<b>Wykonywanie próby silników</b>					
Przedlotowa próba silników		2		29.04.2008	
Pełna próba silników		2		29.04.2008	
<b>SUMA (w realizacji szkolenia)</b>	<b>355 ≈ 163%</b>	<b>101 ≈ 246%</b>			

Wiersze wyróżnione kolorem zawierają tematy **wprowadzone dodatkowo do programu** przez prowadzących szkolenie w specjalności (PiS)

W „Programie przeszkolenia technicznego personelu SIL w specjalności płatowiec i silnik, osprzęt, URE na samolocie Tu-154M” (w części obejmującej specjalność »PiS«) określono jednoznacznie formy prowadzenia zajęć jako „wykład” (teoria) i „ćwiczenia” (praktyka).

#### Uwagi szczegółowe

- W materiale dokumentującym przebieg szkolenia metodę zajęć teoretycznych określono jako „konsultacje”.
- Szkolenie przeprowadzono w okresie 9 miesięcy - od 09 września 2007 (pierwsze zajęcia teoretyczne) do 30 maja 2008 (zdanie egzaminu końcowego).
- Szkolenie teoretyczne zrealizowano w około **163%** maksymalnej zawartości programu szkolenia (inicjatywa godna najwyższego uznania lecz wprowadzona poza wszelkimi procedurami – dlaczego nie wprowadzono w odpowiednim czasie stosownej zmiany w „Programie przeszkolenia...?”).

- Szkolenie praktyczne zrealizowano w około **246%** maksymalnej zawartości programu szkolenia (uwaga – jak wyżej).

### Uwagi ogólne

- Poszczególne części „Program przeszkolenia...” dla danych specjalności nie realizowano zgodnie z obowiązującym zakresem (tematyka, czas poświęcony na szkolenie teoretyczne i praktyczne, stosowanie pomocy szkoleniowych).
- „Program przeszkolenia...”, od daty jego zatwierdzenia i wdrożenia, nie został nigdy uaktualniony pod kątem dostosowania jego zawartości merytorycznej do wynikających z doświadczenia potrzeb czy też zmieniającej się konfiguracji (statusu) samolotu w wyniku wprowadzanych biuletynów serwisowych.
- „Zasady szkolenia personelu technicznego w jednostkach lotniczych oraz dopuszczania specjalistów służby inżynierijno-lotniczej do pracy na sprzęcie lotniczym”, dokument wydany przez MON DWL w 1977 roku, sygn. Lot.1779/77 wymaga przeprowadzenia dla mechaników lotniczych służby inżynierijno-lotniczej „szkolenia praktycznego w jednostce macierzystej w wymiarze 168 godz.”
- Przy zastosowaniu metody szkolenia w formie „samokształcenia” osoba szkolona – a dokładniej szkoląca się samodzielnie – musi korzystać z pomocy naukowych wydanych w języku rosyjskim (instrukcje eksploatacji samolotu, albumy schematów elektrycznych, opisy techniczne i instrukcje eksploatacji urządzeń i agregatów). Dokumentacja ta nie została przetłumaczona na język polski pomimo wielokrotnego zgłaszania takich potrzeb DSP przez dowódców 36 splt (szczegóły w nagranych rozmowach z dowódcami 36 splt – skrócona wersja treści rozmów znajduje się w załączniku nr 4.2.6). W 36 splt nie prowadzono kontroli znajomości języka rosyjskiego personelu technicznego, nie prowadzono kursów języka rosyjskiego, choć dowództwo wiedziało o brakach w tym zakresie. Tak więc poziom wyszkolenia personelu SIL przy zastosowaniu samokształcenia nie mógł być zadowalający.

## ROZMOWY Z DOWÓDCAMI JW2139 W ASPEKCIE SZKOLEŃ PERSONELU TECHNICZNEGO

- Temat 1 - Prośba o opisanie istniejącego w pułku systemu pozyskiwania i szkolenia personelu technicznego (począwszy od określania potrzeb i stosowanych metod naboru, po programy szkolenia teoretycznego i praktycznego, procesy ich realizacji, prowadzenie szkoleń odświeżających wiedzę, egzaminów, przechowywanie zapisów z egzaminów, itp.).
- Temat 2 - Prośba o opisanie metod sprawdzania znajomości języka rosyjskiego (personel techniczny korzystał z rosyjskiej dokumentacji technicznej)

### 1. Dowódca w okresie 11.11.1986 – 28.01.1999 (źródło informacji – rozmówca oraz strona internetowa 36 spl)

Uzyskane informacje:

- Cała kadra inżynieryjno – techniczna (wraz z Przewodniczącym Komisji Oblotów) została przeszkolona, w zakresie eksploatacji i obsługi technicznej samolotu TU-154M, w centralnym ośrodku szkoleniowym producenta samolotu w Uljanowsku.
- Kadra ta odpowiadała za wyszkolenie (zgodnie z posiadaną specjalnością – płatowiec / silnik, URE lub osprzęt) podległego im personelu technicznego, a także za okresowe szkolenie personelu latającego (pilotów) i personelu SIL w trakcie, organizowanych raz w miesiącu, tzw. „dniach techniki” oraz wiosennych i jesiennych prac przygotowujących sprzęt i personel lotniczy do eksploatacji w sezonach letnim i zimowym.
- Przedstawiciele tej kadry pełnili równoległe funkcje instruktorów oraz egzaminatorów szkolonego personelu.
- Zostali przeszkoleni (i otrzymali stosowne certyfikaty wydane przez producenta) również w zakresie budowy, eksploatacji i obsługi technicznej nowych, instalowanych w samolocie urządzeń, jak np. UNS1.
- Personel techniczny znał język rosyjski (edukacja szkolna) ; nie prowadzono kontroli znajomości tego języka.

### 2. Dowódca w okresie 05.02.1999 – 24.02.2003 (źródło informacji – rozmówca oraz strona internetowa 36 spl)

Uzyskane informacje:

- Podstawowym źródłem personelu technicznego dla pułku były istniejące wówczas szkoły chorążych (TSWL) w Zamościu i Oleśnicy. Dla kandydatów posiadających świadectwo maturalne cykl szkolenia trwał 2 lata; kandydaci bez matury (np. absolwenci szkół zawodowych) byli szkoleni przez okres 3 lat. Jeden z tych ośrodków prowadził również szkolenia na konkretny typ samolotu, np. JAK40 czy też SU22. Oczywiście, absolwenci z tytułem „mechanik eksploatacji JAK40” byli kierowani do służby w 36 spl, który dysponował tego typu samolotami (poza tym 1 szt. w Słupsku). Tak więc, pułk miał wówczas możliwość pozyskiwania wykwalifikowanego personelu technicznego.
- Dowódca pułku nie miał żadnych możliwości przeprowadzenia procesu naboru / rekrutacji. Absolwentów kierowali do jednostek kadrowcy DSP na podstawie zapotrzebowań zgłoszonych przez te jednostki 2-3 lata wcześniej. W efekcie



dowódca jednostki / pułku nie miał żadnego wpływu na jakość pozyskiwanego personelu technicznego (brak możliwości oceny kandydatów).

- Obowiązujący system szkolenia personelu był identyczny dla wszystkich jednostek wojsk lotniczych.
- Szkolenie prowadzono przy wykorzystaniu kadry inżynieryjno – technicznej jako instruktorów dla szkolonych żołnierzy. Przez pewien okres liczebność kadry inżynieryjno – technicznej przewyższała o 2-3 osoby potrzeby pułku; na tej podstawie utworzono pewnego rodzaju dział szkolenia i instruktor mógł poświęcić więcej czasu na pracę dydaktyczną.
- Instruktorzy nie posiadali żadnych szczególnych uprawnień instruktorskich, nie przechodzili również żadnych kursów z zakresu pedagogiki.
- Istniejące programy szkoleń na Tu-154M obejmowały (w zależności od specjalności) do 300 godzin teorii i praktyki, dlatego też czasami proces szkolenia trwał nawet do 6 miesięcy.
- W pułku przeprowadzano pisemne i ustne egzaminy wewnętrzne, zdarzały się również przypadki nadzorowania sesji egzaminacyjnych przez przedstawiciela DSP.
- Baza szkoleniowa dysponowała pomocami w postaci szczegółowych schematów wszystkich instalacji samolotowych; dokumentacja techniczno-eksploatacyjna była dostępna (Tu-154M) jedynie w języku rosyjskim. Część instrukcji dotyczących JAK40 została przetłumaczona na język polski.
- Znajomość języka rosyjskiego przez personel techniczny – starsza generacja język znała (edukacja szkolna), młodzież miała duże problemy z czytaniem ze zrozumieniem oryginalnej dokumentacji. Brak tłumaczenia oryginalnej dokumentacji producenta na język polski, zdaniem rozmówcy, „nie ułatwiał życia” personelowi.
- Nie prowadzono kontroli znajomości języka rosyjskiego wśród personelu technicznego.
- Szkolenia odświeżające personelu technicznego – prowadzono dwukrotnie każdego roku w ramach przeglądów sezonowych, kiedy przygotowywano samoloty, personel SIL (Służba Inżynieryjno-Lotnicza) i personel latający do eksploatacji sprzętu lotniczego w warunkach, zimowych lub letnich. Szkolenia te były ewidencjonowane.
- Nie prowadzono szkoleń zewnętrznych w ośrodkach szkolenia producenta samolotu. Nie korzystano również z certyfikowanych instruktorów producenta, którzy mogliby prowadzić bardziej efektywne zajęcia szkoleniowe personelu w bazie 36 splt poważnie ograniczając w ten sposób wydatki związane z taką formą szkolenia.  
Powody – brak zgody DSP ze względu na ograniczenia finansowe. Jako dodatkowe „szkolenia praktyczne” (jedyne, które udało się zrealizować przy współpracy producenta) traktowano udział 2-3 mechaników / inżynierów delegowanych do zakładu naprawczego w Rosji celem prowadzenia nadzoru i / lub nawet udziału w pracach obsługowych. Tego typu praktyk nie ewidencjonowano jako zapisów odbywanych szkoleń w indywidualnej kartotece żołnierza.

**3. Dowódca w okresie 25.02.2003 – 31.08.2008** (źródło informacji – rozmówca oraz strona internetowa 36 splt)

Uzyskane informacje:

- Program szkolenia personelu technicznego, opracowany przez Pion Techniki Lotniczej Dowództwa Sił Powietrznych był standardowym programem szkolenia dla żołnierza zawodowego. Pion Techniki Lotniczej DSP odpowiadał centralnie za szkolenie całego personelu technicznego w siłach powietrznych, z 36 splt włącznie.
- W ramach restrukturyzacji sił zbrojnych zlikwidowano Techniczne Szkoły Wojsk Lotniczych w Oleśnicy i Zamościu, zredukowano liczbę etatów w jednostkach, część jednostek uległa likwidacji.
- W związku z powyższym pojawiły się braki personelu technicznego (szczególnie w okresie przejściowym po restrukturyzacji) również w 36 splt
- Kolejne nabory / przydziały dostarczały kandydatów na mechaników lotniczych po zaledwie kilku (3, 6-cio) miesięcznych kursach z bardzo niskim poziomem wiedzy, nie przygotowanych do efektywnej obsługi sprzętu lotniczego.
- W 36 splt za szkolenie (opracowanie programów, teorię, praktykę) odpowiadali Szef Logistyki wraz z Szefem Techniki (Starszym Inżynierem Pułku)
- Dowódcy kluczy prowadzili przygotowanie zawodowe i szkolenie nowoprzyjętych żołnierzy w ramach bieżącej działalności oddziału (nie realizowano żadnego szkolenia teoretycznego „w ławce szkolnej”), ta forma „szkolenia” była rodzajem stażu w postaci wykonywania najprostszych / pomocniczych czynności żołnierza / mechanika lotniczego w postaci przysłowiowego „podawania kluczy”.
- Po wypadku śmigłowca z Premierem Millerem na pokładzie przeprowadzono szczegółowe kontrole zewnętrzne w pułku; nie stwierdzono żadnych nieprawidłowości w obszarze szkolenia personelu technicznego.(sic!)
- Dopiero po sformowaniu szkół podoficerskich w Dęblinie (CSIL, SPSP) pułk mógł pozyskać znacznie lepiej przygotowany zawodowo personel techniczny.
- Znajomość języka rosyjskiego – starsza generacja żołnierzy / podoficerów znała język i korzystała z oryginalnej dokumentacji producenta samolotu; młodszy żołnierze niestety nie znali języka rosyjskiego. Inicjatywa dowództwa 36 splt proponująca zlecenie przetłumaczenia dokumentacji technicznej producenta na język polski jak również wszelkie inne propozycje poprawy sytuacji w zakresie jakości, bezpieczeństwa i poziomu świadczonych usług (przewóz najważniejszych osób w państwie) były odrzucane przez DSP i MON (odpowiedzi: „niech się uczą, brak pieniędzy, musicie sobie dawać radę, itp”).
- Propozycja przeprowadzenia procesu certyfikacji 36splł według europejskiego, cywilnego przepisu JAR / Part145, 66 została również odrzucona przez DSP i MON pomimo wykazywania przez dowództwo pułku, że standard świadczonych przez pułk usług był niższy niż oferowany przez najmniejszych przewoźników komercyjnych.
- Żadna z inicjatyw poprawy sytuacji w pułku nie została zaakceptowana przez DSP.

**4. Dowódca w okresie 01.09.2008 – 21.07.2010** (źródło informacji – rozmówca oraz strona internetowa 36 splt)

Uzyskane informacje:

- Szkoleniem personelu technicznego zajmowali się Szef Logistyki i Starszy Inżynier Pułku, którzy opracowywali plany szkoleń na kolejne lata.
- Pułk realizował szkolenia personelu technicznego na podstawie posiadanych programów szkolenia.

- W okresie pełnienia przez rozmówcę funkcji dowódcy nie prowadzono szkoleń na samolot Tu-154M; brak potrzeb w związku z utrzymywaniem stabilnego poziomu zatrudnienia w obszarze personelu technicznego.
- Nie prowadzono szkoleń odświeżających i uzupełniających np. związanych z szczególnymi przypadkami eksploatacyjnymi, wdrażanymi biuletynami serwisowymi, itp.
- Nie prowadzono kontroli znajomości języka rosyjskiego.
- Prowadzono szkolenia techniczne, specjalistyczne (np. naprawy elementów kompozytowych) – zdaniem rozmówcy realizowano takie szkolenia ale nie posiada szczegółowej wiedzy na ten temat.
- Nie prowadzono szkoleń personelu w ośrodku szkoleniowym producenta samolotu Tu-154M.
- Nie korzystano z instruktorów producenta samolotu do prowadzenia szkolenia w pułku.
- Generalnie, szkolenia polegały na przekazywaniu wiedzy przez doświadczonych mechaników ich młodszym stażem kolegom w trakcie bieżącej działalności zawodowej.
- Szkolenia techników pokładowych w zakresie „Działania podczas szczególnych przypadków w locie” realizowano w kabinie samolotu na ziemi, a nie podczas sesji symulatorowych.

#### **Informacje uzupełniające, źródło internet:**

- **Centrum Szkolenia Inżynieryjno – Lotniczego (CSIL)** zostało sformowane na podstawie decyzji Nr 305/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia **05 lipca 2007 r.** CSIL przeznaczone jest do szkolenia żołnierzy zawodowych w specjalnościach Służby Inżynieryjno Lotniczej, prowadzenia przeszkolenia studentów wyższych uczelni cywilnych oraz kształcenia szeregowych zawodowych na kursach specjalistycznych organizowanych dla potrzeb Sił Zbrojnych RP. Do zasadniczych zadań CSIL należy realizacja kursów kwalifikacyjnych i doskonalących dla żołnierzy zawodowych, szkolenie specjalistów lotniczych w Ośrodku Szkolenia oraz szkolenie rezerw osobowych. CSIL dziedziczy tradycję następujących jednostek:
  - Centrum Szkolenia Inżynieryjno-Lotniczego w Oleśnicy
  - Technicznej Szkoły Wojsk Lotniczych w Zamościu.
- **Szkoła Podoficerska Sił Powietrznych (SPSP)** w Dęblinie – jej powstanie związane było z zapoczątkowaną w latach 90-tych XX wieku restrukturyzacją Sił Zbrojnych RP, która skutkowałą przede wszystkim redukcją Armii, a w konsekwencji reorganizacją szkolnictwa wojskowego. Reforma dotyczyła zmian jakościowych i ilościowych, wynikających z transformacji ustrojowej oraz wprowadzenia nowego rodzaju kształcenia kadr wojskowych. Likwidacja szkół chorążych i korpusu chorążych wymusiła potrzebę utworzenia szkół podoficerskich. Na podstawie Rozporządzenia Ministra Obrony Narodowej z dnia **8 marca 2004 roku** w sprawie utworzenia szkół podoficerskich (Dz. U. Nr51.poz.505) powołana została Szkoła Podoficerska Sił Powietrznych w Dęblinie. Szkoła rozpoczęła swoją działalność 1 lipca 2004 roku, strukturalnie podporządkowana bezpośrednio Dowódcy Sił Powietrznych. Szkoła ma za zadanie kształcić i wychowywać kadrę dowódczo-techniczną oraz techniczno-eksploatacyjną do kierowania zespołami ludzkimi na szczeblu drużyny.

- **Techniczna Szkoła Wojsk Lotniczych (TSWL) w Zamościu** – powstała w 1951 roku, w 1959 r. , szkołę podzielono na techniczną oficerską, którą przeniesiono do Oleśnicy, a w Zamościu pozostała Techniczna Szkoła Wojsk Lotniczych. Szkoliła specjalistów mechaników samolotów z napędem turbośmigłowym i mechaników napraw śmigłowców. W latach 60, w skład TSWL wchodziły 3 odrębne szkoły - podoficerska, chorążych i podchorążych rezerwy.  
W lipcu 1994 wydano decyzję o **likwidacji TSWL**. Szkoła przestała istnieć w 1995 roku.

## WNIOSKI

1. Przed wprowadzeniem do eksploatacji w 36 splt pierwszego samolotu Tu-154M (1990 r.) właściwie przeprowadzono proces szkolenia personelu technicznego. Cała kadra inżynieryjno – techniczna została przeszkolona w ośrodku producenta samolotu w Ulianowsku zgodnie z obowiązującym programem dla każdej specjalności.
2. Personel techniczny znał język rosyjski w stopniu wystarczającym do posługiwania się oryginalną dokumentacją techniczną.
3. Nigdy nie prowadzono kontroli znajomości języka rosyjskiego.
4. Doświadczona kadra inżynieryjno – techniczna szkoliła podległy jej personel techniczny. Tak więc, bezpośredni przełożeni pełnili rolę instruktorów (bez posiadania uprawnień instruktorskich) jak i egzaminatorów podległego personelu.
5. Baza szkoleniowa 36 splt dysponowała pomocami w postaci szczegółowych schematów wszystkich instalacji samolotowych.
6. Wyżej opisana sytuacja miała miejsce do końca lat dziewięćdziesiątych.
7. Wymiana pokoleniowa w środowisku personelu technicznego spowodowała konieczność rekrutacji nowego personelu, nie władającego już językiem rosyjskim.
8. Wdrożona w końcu lat dziewięćdziesiątych i trwająca do lat 2003-2005 restrukturyzacja sił zbrojnych drastycznie ograniczyła środki finansowe niezbędne do prawidłowego funkcjonowania 36 splt. Wszelkie inicjatywy dowództwa 36 splt zmierzające do poprawy poziomu bezpieczeństwa operacji lotniczych [formy szkolenia personelu, tłumaczenie dokumentacji operacyjno-technicznej na język polski, przeprowadzenie procesu certyfikacji organizacji obsługi technicznej według cywilnych przepisów JAR145 (Joint Airworthiness Regulations)] nigdy nie uzyskały akceptacji Dowództwa Sił Powietrznych czy też Ministerstwa Obrony Narodowej.

26 czerwca 2009 r. (Szef Logistyki) przesłała pismo nr 1581/09/FAX adresowane na Dyrektora Departamentu Zaopatrywania Sił Zbrojnych wnioskując m.in. o zakup zestawu dokumentacji eksploatacyjno-technicznej dotyczącej samolotu Tu-154M nr 90A837 (101). W uzasadnieniu powyższego wniosku stwierdzono: „Zakup dokumentacji technicznej umożliwi właściwe użytkowanie i eksploataowanie samolotu. Należy rozważyć po zakupie dokumentacji **konieczność tłumaczenia na język polski, ponieważ personel lotniczy i techniczny w niewystarczającym stopniu zna język rosyjski i wpłynie to w bardzo dużym stopniu na bezpieczeństwo wykonywania lotów i obsług**”

Wymienione pismo wysłano również, „do wiadomości” do:

- Szefa Szefostwa Techniki Lotniczej Inspektoratu Wsparcia Sił Zbrojnych
- Szefa Oddziału Techniki Lotniczej Szefostwa Wojsk Lotniczych Sił Powietrznych JW 2139 nie otrzymała odpowiedzi na powyższe pismo.

**PRZYGOTOWANIE SAMOŁOTU DO LOTU  
W DNIU 10.04.2010 R.**

Obsługę techniczną samolotów Tu-154M w 36 splt wykonywała służba inżynieryjno-lotnicza (SIL) tej jednostki w zakresie obsługi bieżącego oraz najniższych poziomów obsługi okresowych. Obsługi wyższych poziomów, remonty płatowca i jego wyposażenia, silników oraz osprzętu, a także usuwanie poważniejszych defektów realizowane były w rosyjskich zakładach remontowych objętych nadzorem OAO „Tupolew”.

Na czele służby inżynieryjno-lotniczej 36 splt stał szef Sekcji Techniki Lotniczej podległy szefowi Logistyki pułku. W skład Sekcji Techniki Lotniczej wchodził m.in. inżynierowie płatowca i silnika (PiS), osprzętu lotniczego (O) oraz urządzeń radioelektronicznych (URE) oraz zabezpieczenia lotniczo-technicznego (ZLT). Bezpośrednie prace na samolocie Tu-154M nr 101 realizował personel SIL podległy dowódcy eskadry lotniczej, na której stanie były obydwa samoloty Tu-154M. Personel ten składał się z inżynierów oraz mechaników (podoficerów) specjalności PiS, O i URE. Obsługę techniczną samolotów Tu-154M podczas postoju po wylądowaniu poza MSD realizował pod nadzorem dowódcy statku powietrznego techniczny personel latający wraz z nawigatorem.

**1. Dokumenty, na podstawie których zrealizowano przygotowanie statku powietrznego do lotu**

Podstawowym dokumentem normującym zasady obsługi techniki lotniczej w Siłach Zbrojnych RP jest „Instrukcja służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90 (zwana dalej „Instrukcją SIL...”).

Zgodnie z pkt 12 (str. 7) ww. „Instrukcji SIL...”:

„12. Sprawny technicznie jest SP, na którym wykonane są prace przewidziane dokumentami normatywnymi, usunięte są niesprawności stwierdzone podczas lotu i wykryte na ziemi oraz, który ma odpowiedni zapas resursu technicznego”.

Uzupełnia go pkt 13 o treści:

„13. Statek powietrzny w gotowości bojowej jest to statek sprawny, przygotowany do lotu i wyposażony w środki bojowe lub inne środki, zgodnie z postawionym zadaniem bojowym”.

Punkt 384 „Instrukcji SIL...” określa warunki dopuszczenia do lotów:

„384. Do lotów może być dopuszczony tylko sprzęt technicznie sprawny, przygotowany zgodnie z dokumentacją eksploatacyjną i dodatkowymi wytycznymi, wynikającymi z postawionego zadania”.

Z punktu 385.1 wynika, kto dopuszcza statek powietrzny do użytkowania w powietrzu:

„385.1. Statek powietrzny do użytkowania w powietrzu dopuszczają (w zakresie swojej specjalności) dowódcy grup specjalistycznych w GOL (grupach obsługi lotów) lub personel SIL (służby inżynieryjno-lotniczej) od technika klucza wzwyż, potwierdzając podpisem w książce obsługi statku powietrznego jego sprawność i przygotowanie zgodnie z JZOT (jednolitym zestawem obsług technicznych). Dowódcy grup specjalności w GOL, (...) sprawują nadzór nad wykonywaniem obsługi i odpowiadają za ich realizację”.

Z „Regulaminu lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006 (na dole strony Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP370/2006 – 6-19, str. 6/6) rozdziału VI, § 19 „Ogólne zasady wykonywania lotów”, ust. 34-37 wynika, że:

„34. Zabrania się dopuszczania do lotu statków powietrznych, na których nie wykonano obowiązujących obsług technicznych.

35. Zabrania się dopuszczać do lotu niesprawny statek powietrzny, z zastrzeżeniem ust. 36.

36. W uzasadnionych przypadkach, jeśli niesprawność nie ma wpływu na wykonywane zadanie i nie powoduje obniżenia poziomu bezpieczeństwa lotu, zezwala się na dopuszczenie takiego statku powietrznego do lotu.

37. O dopuszczeniu, o którym mowa w ust. 36, decyduje szef techniki lotniczej (inny odpowiedni) po akceptacji organizatora lotów. Ostateczną decyzję o wykonaniu lotu na takim statku powietrznym podejmuje dowódca statku powietrznego wykonujący zadanie”.

Zgodnie z pkt 388 „Instrukcji SIL...”:

„Gotowość statku powietrznego do lotu oprócz personelu SIL stwierdza również personel latający. Przyjęcie statku powietrznego do lotu potwierdza przed każdym lotem dowódca załogi (pilot) podpisem w książce obsługi po wykonaniu wszystkich czynności kontrolnych i sprawdzających, nakazanych w instrukcji techniki pilotowania danego statku powietrznego. (...)”.

WNIOSEK

**Podkomisja techniczna nie stwierdziła niezgodności w przygotowaniu statku powietrznego z ww. zapisami „Instrukcji SIL...”.**

Personel 36 splt spełnił również wymagania nałożone przez „Instrukcję organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, Warszawa 2009, sygn. WLOP 408/2009, poprzez wykonanie czynności weryfikacyjnych (w tym oblotu) w dniu 07.01.2010 r. oraz oblotu komisyjnego w dniu 06.04.2010 r.

## **2. Oblot weryfikacyjny samolotu Tu-154M nr 101**

W „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, DSP, sygn. WLOP408/2009, w rozdziale V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, zamieszczone są ust. 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 o treści:

„1. Statki powietrzne, przeznaczone do wykonywania lotów o statusie HEAD, podlegają szczególnej selekcji i weryfikacji.

2. Typy statków powietrznych przeznaczonych do wykonywania lotów o statusie HEAD określa Dowódca Sił Powietrznych.

3. Szef Szefostwa Techniki Lotniczej IWsp. SZ określa kryteria ich weryfikacji oraz nakazuje wykonanie czynności weryfikacyjnych na poszczególnych statkach powietrznych.

4. Dowódca Sił Powietrznych corocznie powołuje rozkazem komisję, która w ramach wykonywanych czynności weryfikacyjnych sprawdza stan techniczny statków powietrznych oraz wykonuje czynności kontrolne podczas ich lotu weryfikacyjnego.

5. Loty weryfikacyjne wykonuje się zgodnie z programami lotów weryfikacyjnych opracowanych przez przewodniczącego komisji, oddzielnie dla każdego typu statku powietrznego i zatwierdzonych przez Szefa Szefostwa Techniki Lotniczej IWsp. SZ.

6. Z wykonanych czynności weryfikacyjnych komisja sporządza protokoły weryfikacyjne zgodnie z załącznikiem 4, które stanowią podstawę do planowania wykorzystania statków powietrznych, do wykonywania lotów o statusie HEAD. Protokoły przechowywane są w danej jednostce przez cały okres wykonywania na danym typie statku powietrznego lotów o statusie HEAD.

7. Statki powietrzne, na których wykonano remont główny lub modernizację (modyfikację) związaną ze zmianami konstrukcyjnymi płatowca, zespołu napędowego,

układów energetycznych lub awioniki oraz zrealizowano loty próbne zgodnie z IOLP-2005, podlegają ponownej procedurze weryfikacji do wykonywania lotów o statusie HEAD”.

W dniu 07.01.2010 r., zgodnie z przytoczonymi przepisami zawartymi w ww. „Instrukcji...”, na podstawie opracowanego przez przewodniczącego komisji oblotów samolotów i śmigłowców JW 2139 „Programu oblotu weryfikacyjnego samolotu Tu-154M”, zatwierdzonego przez Szefa Szefostwa Techniki Lotniczej Inspektoratu Wsparcia Sił Zbrojnych w dniu 15.12.2009 r., komisja wyznaczona rozkazem Dowódcy Sił Powietrznych nr Z 3 z dnia **16.01.2009 r.** wykonała czynności weryfikacyjne samolotu Tu-154M nr 101 (czynności przed lotem, oblot weryfikacyjny w czasie 90 min oraz czynności po locie). Według podkomisji technicznej rozkaz na 2010 r. powinien być wydany najpóźniej w **końcu 2009 r.**, aby prawnie usankcjonować jej pracę od 01.01.2010. Podstawą wykonania zadania lotniczego był rozkaz lotu nr 3/07/101(9).

W trakcie oblotu stwierdzono niesprawny system łączności satelitarnej AERO-HSD+. Podłączenie do sieci AERO H+ i SWIFT64 nastąpiło po 45 min od włączenia.

Na wyświetlaczu telefonu typu TT-5620A występował komunikat „LOGGING ON”, nie zapalały się diody H+ i HSD. Ponadto nie zarejestrowano innych sygnałów o uszkodzeniu. Powyższa niesprawność zezwalał statkowi powietrznemu na wykonywanie lotów o statusie HEAD.

Z wykonanych czynności komisja sporządziła „Protokół weryfikacji samolotu typu Tu-154M nr fabryczny 90A837 nr ogonowy 101 z JW 2139 Warszawa”, w którym zamieściła min. następujące informacje:

„V. Czynności przeprowadzone w trakcie weryfikacji przez komisję:

2. (...) Uwagi z oblotu weryfikacyjnego – Niesprawny system łączności satelitarnej AERO-HSD+. Podłączenie do sieci AERO H+ i SWIFT64 następuje po 45 min. od włączenia. (...)

4. Wykonano sprawdzenie poprawności zapisu i analizę parametrów lotu z pokładowego eksploatacyjnego rejestratora parametrów lotu ATM-QAR – bez uwag.

VI. Wnioski:

Na podstawie wyników z wykonanych czynności komisja proponuje samolot Tu-154M nr fabryczny 90A837, nr ogonowy 101 dopuścić do wykonywania lotów o statusie HEAD”.

Protokół wraz z wnioskiem po uzyskaniu pozytywnej opinii Szefa Oddziału Normowania Eksploatacji Szefostwa Techniki Lotniczej został zatwierdzony w dniu 08.01.2010 r.



przez Szefa Szefostwa Techniki Lotniczej Inspektoratu Wsparcia Sił Zbrojnych, co stanowiło formalne dopuszczenie samolotu Tu-154M nr 101 do realizacji lotów o statusie HEAD.

Niesprawność systemu łączności satelitarnej AERO-HSD+, jak wynika z oświadczeń personelu 36 splt pojawiała się również w kolejnych lotach. Niesprawność usunięto w ramach zgłoszenia reklamacji („Zgłoszenie reklamacyjne nr 2/1 EL/R/2010” z dnia 13.01.2010 r. oraz „Protokół reklamacyjny Nr 02/36spl/R/2010 z dnia 13.01.2010 r.). W dniu 02.02.2010 r. przybyły na teren 36 splt technik TKC a.s. (Technical and Commercial Centre) stwierdził, że możliwa jest „pływająca” niesprawność w systemie TKS P, która podczas sprawdzania systemu AERO-HSD+ nie pojawiła się. W celu upewnienia się, że defekt już nie występuje, zalecił wykonanie sprawdzenia systemu w locie. Sprawdzenia zostały wykonane w dniach 09-14.02.2010 r. – bez uwag. Po usprawnieniu usterka nie powtórzyła się. Sprawność systemu łączności satelitarnej AERO-HSD+ potwierdziły późniejsze transmisje danych z samolotu poprzez wybranego operatora (pismo „Siltec Sp. z o.o. nr L.dz. DHS/579/2010 z dnia 15.04.2010 r.).

### **3. Wykonanie obsługi okresowej F(ΦOPMA)1K na samolocie Tu-154M nr 101**

W dniu 23.03.2010 r. personel techniczny 36 splt zakończył wykonywanie obsługi okresowej F1K (określanej również jako 1K) zgodnie z „Ту-154М. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 2. Периодические формы технического обслуживания. № 76-И/90603-Ф-00I-0. Действительно на самолет № 837”. Natomiast dokumentem regulującym procedury wykonywania obsługi bieżących jest „Ту-154М. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 1. Оперативные формы технического обслуживания. № 76-И/90603-Ф-00I-0. Дополнительно на самолет № 837”. Obydwa te dokumenty stanowią merytoryczną całość i zwane są dalej RO-86 – skrót od „Регламент Обслуживания” – wydanie 1986, stanowiący odpowiednik Jednolitych zestawów obsługi technicznych, jakie obowiązują większość innych typów statków powietrznych użytkowanych w lotnictwie SZ RP. „RO-86” jest rosyjskim odpowiednikiem programów obsługi opracowywanych dla statków powietrznych użytkowanych w lotnictwie cywilnym. Obsługa 1K wykonywana była po 4 miesiącach ±15 dniach eksploatacji. Wykonanie prac zostało odnotowane przez personel w poniżej wyszczególnionych dokumentach samolotu:

- 1) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 480, na której zamieszczono wpisy:  
„23.03.2010”, „Wykonano przegląd 1K (RO 86)”;
- 2) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 371, na której zamieszczono wpisy:  
„23.03.2010”, „Wykonano obsługę okresową 1K”, „РО cz II No 76-II-90603-Ф-0010”;
- 3) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „11. Выполнение регламентных работ”, na str. 239, na której zamieszczono wpis:  
„23.03.2010R”, „Wykonano obsługę okresową 1K zgodnie z obowiązującymi przepisami. Urządzenia radioelektroniczne kwalifikują się do dalszej eksploatacji. Z powodu braku АКР P12-Mk nie wykonano punktu 02.023.17”, „RTO cz. 2 nr 76-II-90603-Ф-001-0”.

W ocenie podkomisji technicznej wpisy w dokumentacji **powinny być ujednolicone** na szczeblu jednostki.

Wykonanie prac odnotowane zostało także w:

- 1) „Książka ewidencji obsług okresowych w II klucz eksploatacji pł i s-ków I eskadra JW 2139”. Sygnatura RWD 61/32;
- 2) „Książka ewidencji obsług okresowych Tu-154M. Urządzenia elektryczne i przyrządy pokładowe. Część I. Obsługa okresowa nr 1K”. Sygnatura RWD 388/28;
- 3) „Książka ewidencji obsług okresowych w Klucz URE 1EL JW 2139”. Sygnatura RWD 282/13;

Sprawdzenia wykonywane w czasie prac obsługowych odnotowane zostały w poniższych dokumentach:

- 1) „Książka ewidencji parametrów samolotów Tu-154M”. Sygnatura RWD 61/33;
- 2) „Książka parametrów. Samolot Tu 154M. Obsługi okresowe 1, 1K. Instalacje płatowca”. Sygnatura RWD 388/33;
- 3) „Książka parametrów. Samolot Tu 154M. Obsługi okresowe 1, 1K. Instalacja elektroenergetyczna”. Sygnatura RWD 388/35;
- 4) „Książka parametrów. Samolot Tu 154M. Obsługi okresowe 1, 1K. Przyrządy pokładowe”. Sygnatura RWD 388/34;

5) „Książka ewidencji parametrów samolotów Tu-154M. Klucz URE”. Sygnatura RWD 282/7.

Ponadto w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13 odnotowano wykonanie poszczególnych punktów obsługi w każdym dniu jej realizacji.

W specjalności urządzenia radioelektroniczne nie wykonano pkt 02.023.17 (KT 023.10.00.I) „Sprawdzić parametry radiostacji MIKRON przyrządem P12-Mk” z powodu braku aparatury kontrolno-pomiarowej (AKP) – ww. przyrządu P12-Mk. Na podstawie informacji uzyskanych od personelu URE w jednostce wykonano sprawdzenie zastępcze radiostacji KF „Микрон” МК1-3В-01 poprzez nawiązanie łączności z kontrolerem Wojskowego Portu Lotniczego lotniska KRAKÓW. Przyrząd P12-Mk nie był wykorzystywany przy realizacji prac obsługowych w 36 splt co najmniej od stycznia 2005 r. (w przypadku wykonywania prac na samolocie Tu-154M nr 102). Pierwszą obsługą wykonywaną na samolocie Tu-154M nr 101, przy której nie wykonano prac wg punktu 02.023.17, była obsługa F1 + F1K zakończona w dniu 16.12.2005 r. (potwierdzenie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. радиоэлектронное оборудование” z 1990 r., na str. 250). Obsługa 1 wykonywana jest po 300 ± 30 godzinach lotu samolotu, natomiast obsługa 1K po 4 miesiącach ±15 dniach eksploatacji. Sprawdzenie z wykorzystaniem przyrządu P12-Mk realizowano w trakcie prac okresowych (F3, F1K, F2K, F3K) wykonywanych w ВАР3-400 w Moskwie. Ponadto według opinii specjalistów 36 splt sprawdzenie zastępcze radiostacji KF „Микрон” МК1-3В-01 poprzez nawiązanie łączności realizowane było podczas oblotów komisyjnych lub szkolnych. Personel jednostki wielokrotnie zabiegał o zakup przyrządu. Ostatnie zamówienia złożone były w sprawozdaniach – zapotrzebowaniach 2007/2008 oraz 2008/2009.

#### **UWAGA:**

Po analizie dokumentacji samolotu podkomisja techniczna ustaliła, że obsługi wykonywane przez personel rosyjski odnotowywane były w dokumentacji w dowolny sposób, np. Ф-1K, Ф1K, Ф1(K), Ф1(k), Ф1 (Ф od Форма), a przez personel polski jako np. 1K, 1. K oznacza obsługi wykonywane okresowo po upływie nakazanego czasu, np. 1K, 2K, 3K (np. po 4 miesiącach ±15 dniach eksploatacji), natomiast sama cyfra np. 1, 2, 3 po osiągnięciu określonego nalotu/lądowań (np. po 300 ±30 godzinach lotu lub lądowań samolotu). W praktyce wielokrotnie zdarzało się łączenie tych rodzajów obsług, co zapisywano jako np. 1 + 1K, Ф3 + Ф2K)).

System obsługi samolotu Tu-154M obejmował:

- 1) „Tu-154M. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 1. Оперативные формы технического обслуживания. № 76-П/90603-Ф-00I-0. Дополнительно на самолет № 837”

ОПЕРАТИВНЫЕ ФОРМЫ:

- a) по осмотру и обслуживанию (A<sub>1</sub>, A<sub>2</sub>, Б):
- Форма A1 (транзитная);
  - Форма A2 (базовая);
  - Форма Б.

А ponadto wyróżnia się prace:

- b) по встрече (BC);
- c) по обеспечению стоянки (OC);
- d) по обеспечению вылета (OB);

- 2) „Tu-154M. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 2. Периодические формы технического обслуживания. № 76-П/90603-Ф-00I-0. Действительно на самолет № 837”

ПЕРИОДИЧЕСКИЕ ФОРМЫ:

- a) po nalocie samolotu:
- Форма 1 po każdym 300 ±30 godzinach nalotu samolotu;
  - Форма 2 po każdym 900 ±30 godzinach nalotu samolotu;
  - Форма 3 po każdym 1800 ±30 godzinach nalotu samolotu;
- b) po czasie:
- Форма 1K po każdym 4 miesiącach ±15 dni;
  - Форма 2K po każdym 12 miesiącach ±1 miesiąc;
  - Форма 3K po każdym 24 miesiącach ±1 miesiąc;
  - obsługi konserwacyjne (długotrwałe przechowywanie).
  - obsługi sezonowe.

Dodatkowo wykonywane są prace (na podwoziu, slotach, klapach, interceptorach i układzie sterowania sterem wysokości) związane z liczbą lądowań po wykonywanych lotach szkolnych i treningowych:

- po każdym 50 ±5 lądowaniach samolotu w zakresie Formy Б;
- po każdym 300 ±30 lądowaniach samolotu w zakresie Formy 1;
- po każdym 900 ±30 lądowaniach samolotu w zakresie Formy 2;

- po każdym 1800 ±30 lądowaniach samolotu w zakresie Формы 3.

Szczegółowy zakres oraz częstotliwość ich wykonywania określona jest w ww. obydwóch „Ту-154М. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 1(...)” oraz „Ту-154М. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 2. (...)”.

Natomiast na pierwszej stronie w „Кsiążке obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14 wykazane są następujące rodzaje obsłóg bieżących:

„A1 – poziom 1;

A2 – poziom 2;

B – (główna) (co 15 dni lub 100 godz. eksploatacji lub 100 lądowań);

P<sub>s</sub> – przedlotowa;

P<sub>p</sub> – postojowa”.

W trakcie spotkania podkomisji technicznej z personelem SIL 36 splt w dniu 17.11.2010 r., personel SIL udzielił następujących wyjaśnień:

„Obsłudze bieżącej P<sub>p</sub> (postojowej) odpowiadają prace określone w „Ту-154М. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 1. Оперативные формы технического обслуживания. № 76-П/90603-Ф-001-0. Дополнительно на самолет № 837”:

- по встрече (BC);

- по обеспечению стоянки (OC);

- по обеспечению вылета (OB).”.

W trakcie kolejnych rozmów Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt uzupełnił te informacje w zakresie obsługi P<sub>s</sub> – przedlotowej, której odpowiadają prace:

- по обеспечению стоянки (OC);

- по обеспечению вылета (OB).”.

Obydwie obsłoby bieżące (P<sub>s</sub> i P<sub>p</sub>) wzorowane były na systemie prac opracowanym przez PLL „LOT” dla samolotów Tu-154M. Jeden z nich w 1994 r. został zakupiony dla 36 splt (Tu-154M nr 102). Po jego przekazaniu, po analizie wykonanej przez ówczesne kierownictwo SIL 36 splt, postanowiono w dalszej eksploatacji obydwu samolotów zaadaptować obsłoby P<sub>s</sub> i P<sub>p</sub> wykonywane w PLL „LOT”. Ze względu na to, że były one bardziej rygorystyczne niż rosyjski system obsłóg określony w RO-86, ich postanowienia zostały przeniesione do „Кsiążки obsługi statku powietrznego” obydwu samolotów Tu-154M, co znalazło potwierdzenie w zapisach na pierwszej stronie „Кsiążки obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”.

**Podkomisja techniczna przyjęła, że pomimo braku zdefiniowania obsługi „P<sub>S</sub>” i „P<sub>P</sub>” w RO-86, przedstawiona przez personel 36 splt identyfikacja ww. obsług upoważnia, aby w dalszym opisie wykonywanych obsług w niniejszym jak również i w innych podzałącznikach, załącznikach oraz protokole stosować opis uwzględniający je np. „wykonano przegląd/obsługi B + P<sub>S</sub> zgodnie z RO-86”.**

Do obydwu ww. dokumentów dodawane były uzupełnienia związane z wykonywaniem prac wynikających z wprowadzonych zmian konstrukcyjnych na samolocie, jego wyposażeniu i instalacjach (poprzez doposażenie, modernizacje).

Na samolocie, jego instalacjach, wyposażeniu, silnikach były wykonywane czynności wprowadzone biuletynami technicznymi. Aktualizacja dokumentacji eksploatacyjnej odbywała się również na podstawie biuletynów. Ponadto realizowane były czynności profilaktyczne nakazane przekazywanymi do 36 splt telegramami Szefostwa Techniki Lotniczej (do końca 2009 r. Głównego Inżyniera Wojsk Lotniczych lub Szefa Szefostwa Techniki Lotniczej, od 2010 r. Głównego Inżyniera Wojsk Lotniczych-Szefa Szefostwa Techniki Lotniczej) oraz Szefów: Inspektoratu Ministerstwa Obrony Narodowej do spraw Bezpieczeństwa Lotów, Oddziału Bezpieczeństwa Lotów Dowództwa Sił Powietrznych, a także w sytuacjach pilnych telegramami (pismami) Głównego Konstruktora „OAO Tupolew”.

#### **4. Prace realizowane w dniu 06.04.2010 r.**

W „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, DSP, sygn. WLOP408/2009, w rozdziale V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, zamieszczone są ust. 9, 10, 11, 15, 16, 17, 18, 19 o treści:

„9. Przed wykonaniem lotu statku powietrznego o statusie HEAD z MSD należy wykonać lot komisyjny na głównym i zapasowym statku powietrznym.

10. Lot komisyjny wykonuje się na podstawie *Ramowego programu lotu komisyjnego* dla każdego typu statku powietrznego. Programy lotów komisyjnych opracowuje przewodniczący komisji właściwej dla tych lotów na podstawie dokumentacji danego typu statku powietrznego, które zatwierdza Szef Szefostwa Techniki Lotniczej IWsp. SZ.

11. Po wykonaniu lotu komisyjnego, przed lotem o statusie HEAD, statek powietrzny nie może być użyty do innych zadań niezwiązanych z tym lotem. W wypadku, gdy z jakichkolwiek przyczyn lot statku powietrznego o statusie HEAD nie odbył się w ciągu

48 godzin, lub statek powietrzny użyty był do innych zadań, lot komisyjny należy wykonać ponownie (nie dotyczy przedmiotowych lotów wykonywanych z lotnisk poza MSD zarówno krajowych jak i zagranicznych). (...)

15. Przygotowanie statku powietrznego do lotu komisyjnego wykonuje naziemny personel techniczny zgodnie z zakresem obsługi, określonym w instrukcjach danego typu statku powietrznego.

16. Lot komisyjny statku powietrznego powinien się odbyć z takim wyliczeniem, aby czas przewidziany na przygotowanie do lotu pozwolił personelowi obsługi naziemnej na wykonanie wszystkich koniecznych prac z zakresu określonego w instrukcjach danego typu statku powietrznego i czynności dodatkowych zleconych po wykonaniu przez komisję przeglądu.

17. Komisja ma prawo zlecić wykonanie dodatkowych czynności w celu zwiększenia bezpieczeństwa, niezawodności i polepszenia jakości przygotowania statku powietrznego do lotu.

18. Podczas lotu komisyjnego komisja dokonuje sprawdzenia pracy zespołu napędowego, działania systemów pokładowych oraz awioniki w poszczególnych fazach lotu zgodnie z *Ramowym programem lotu komisyjnego*.

19. Po locie komisja nadzoruje całokształt przedsięwzięć związanych z wykonywaniem obsługi, analizuje zapis parametrów z pokładowego rejestratora lotu i sporządza protokół zgodnie z załącznikiem 5 w dwóch egzemplarzach. Egzemplarz nr 1 protokołu, wraz z orzeczeniem laboratoryjnym dotyczącym paliwa, pozostaje w jednostce lotniczej. Egzemplarz nr 2 włączany jest do dokumentacji pokładowej statku powietrznego i udostępniany do wglądu funkcjonariuszowi BOR”.

W związku z powyższymi zapisami personel SIL 36 splt w dniu 06.04.2010 r. przystąpił do realizacji czynności na samolocie Tu-154M nr 101 związanych z jego przygotowaniem do wykonania lotu komisyjnego.

W dniu 06.04.2010 r. o godz. 08.00<sup>1</sup> samolot Tu-154M nr 90A837 (101) został przyjęty spod ochrony pełniącego służbę dyżurnego hangaru przez **starszego podoficera obsługi samolotu PiS nr 2**. Potwierdzenie przyjęcia przez niego samolotu o tej godzinie znajduje się w „Książce dyżurnego hangaru samolotów (śmigłowców)”, zarejestrowanej w RWD nr 93/111, na str. 142.

---

<sup>1</sup> Wszystkie czasy w załączniku są przytoczone na podstawie oryginalnego zapisu w dokumentacji źródłowej (są czasami zgodnymi z LT).

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części V „Przyjęcie samolotu” znajduje się potwierdzenie, że **starszy technik klucza PiS** przyjął samolot o godz. 08.00. Przyjęcie samolotu potwierdził wpisami w kolumnie „Przyjął” w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”.

Personel SIL wykonał na samolocie Tu-154M nr 90A837 (101) – obsługi bieżące B + P<sub>S</sub> (B – obsługa główna, P<sub>S</sub> – obsługa przedlotowa) zgodnie z RO-86. Wykonywanie obsług zakończono o godz. 10.10.

W ramach zakończenia obsługi B (rozpoczętej w dniu 01.04.2010 r.) w specjalności płatowiec i silnik zrealizowano punkty wyszczególnione w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”.

W specjalności płatowiec i silnik obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/P/27 (podpisy personelu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Starszy technik klucza PiS** wykonujący czynności obsługowe płatowca potwierdził ich realizację własnoręcznym podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd B + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec” oraz „Złanie odst.”.

**Starszy podoficer obsługi samolotu PiS nr 2** wykonujący czynności obsługowe silników potwierdził ich realizację własnoręcznym podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd B + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Silniki”.

**Kierownik grupy PiS** nadzorujący czynności personelu płatowca i silnika w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie



wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki” i „Złanie odst.”.

W specjalności osprzęt obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/O/9 (podpisy personelu osprzętu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Technik samolotu O nr 3** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd B + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Starszy technik samolotu O** nadzorujący czynności **technika samolotu O nr 3** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

W specjalności urządzenia radioelektroniczne obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/R/9 (podpisy personelu urządzeń radioelektronicznych w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Technik URE** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd B + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

**Technik klucza URE** nadzorujący czynności **technika URE** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

Ilość oleju do lotu w silnikach głównych: nr 1 (lewy) – 26 l, nr 2 (środkowy) – 24 l, nr 3 (prawy) – 26 l (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Olej w silnikach (I)”, w rubryce „Stan do lotu”.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** dokonał wpisu:

„Uruchomiono silniki gł. na mały gaz celem sprawdzenia szczelności. Proces uruchamiania oraz parametry M.G. zgodne z WT. Wybiegi Nr 1 – 33s, Nr 2 – 30, Nr 3 – 34 s. Czas pracy 5 minut” oraz potwierdził wykonanie próby swoim podpisem.

Oprócz realizacji powyższych prac:

- 1) przed oblotem komisyjnym (według ustaleń podkomisji technicznej) wykonano zmianę certyfikowanej konfiguracji kabiny pasażerskiej poprzez przebudowę trzeciego salonu z 8 na 18 miejsc, co potwierdza wpis dokonany w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” przez **starszego technika klucza PiS**: „Na polecenie Szefa Techniki Lotniczej JW 2139 przebudowano trzeci salon na 18 miejsc”. Wykonanie tych czynności nadzorował **kierownik grupy PiS**. Po realizacji tej czynności samolot był ukompletowany w wariantcie 100 miejsc pasażerskich. Jest to **niezgodne** z:

- a) „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая”, rozdział „2. Общие эксплуатационные ограничения”, podrozdział „2.4. Максимальное количество людей на борту”, str. 2.9 (Июль 25/90) danymi zawartymi w tabeli 2.4.1:

„Варианты компоновки” – 90;

„Общие количество людей” – 99 (102)\* (\*При включении в состав экипажа лодмана, двух нештатных членов экипажа и дополнительных бортпроводников”);

„Экипаж” – 3 (6)\* (\*При включении в состав экипажа лодмана, двух нештатных членов экипажа и дополнительных бортпроводников”);

„Бортпроводники” – 6;

- b) „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., na str. 22 oraz na str. 772;
- c) „Самолет Ту-154М. Руководство по загрузке и центровке. Дополнение к Руководству по загрузке и центровке самолетов Ту-154М борт. (зав.) № № 101 (90А837) и 102 (90А862) Спецотряда Польской республики **в вариантах компоновок „Салон” на 90 и 89 пассажирских мест**” zarejestrowanej w 36 splt w RWD nr 88/10;
- d) „Приложение к формуляру, часть I самолета ТУ-154М № 101 (90А837)” – „Протокол взвешивания пустого самолета Ту-154М № 101 (90А837) после III-го капитального ремонта” z dnia 14.11.2009 r. zarejestrowany w 36 splt w RWD nr 88/27, który opracowany został tylko dla konfiguracji „В а р и а н т: Салон ГП на 90 п/м”;
- e) wydanym przez zakład remontowy „Акт сдачи-приемки самолета Ту-154М № 101 (90А837) после проведения третьего капитального ремонта согласно договору № 0295 от 10.04.2009 г.” z dnia 21.12.2009 r., który stanowi w pkt „4.10. Компоновка пассажирских салонов выполнена в варианте 90 пассажирских мест” wraz z pismem przewodnim nr 102Ц/1375 z dnia 21.12.2009 r. stanowiącym zaświadczenie zakładu remontowego o wykonanym remoncie samolotu w wariacie 90 miejsc.

**W takiej konfiguracji samolot wykonywał loty w dniach 7, 8 i 10 kwietnia 2010 r.;**

- 2) sprawdzono liczbę kamizelek ratunkowych na samolocie;
- 3) wykonano tankowanie samolotu paliwem lotniczym w ilości 4563 dm<sup>3</sup> x 0,806 (nr dziennika 26/Petrolot/2010/171), co znalazło potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90А837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., str. 102/109, w części IX „Uzupełnienie do obsługi”. Zbiorniki samolotu były zatankowane paliwem w ilości 18 647 kg. Ponadto tankowanie samolotu zostało odnotowane w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90А837”, w rozdziale „Ewidencja napełniania i opróżniania instalacji paliwowej statku powietrznego”, str. 107/109.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90А837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubrykach „Dnia”, „Godz.” i „Podpis” **kierownik grupy PiS** będący w tym momencie

przełożonym personelu SIL – zamieścił wpis informujący o potwierdzeniu zakończenia prac obsługowych we wszystkich specjalnościach o godz. 10.10.

Po wykonaniu wszystkich czynności przez personel techniczny samolot dopuścił do lotu **kierownik grupy PiS**, dokonując stosownego wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Dopuszczenie do lotu”, w rubrykach „Nazwisko” i „Podpis”.

**Dowódca statku powietrznego** w tym locie dokonał stosownego wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Przyjęcie statku powietrznego przez pilota”, w rubrykach „Nazwisko” oraz „Podpis”.

Po wykonaniu ww. prac w dniu 06.04.2010 r. zgodnie z ustaleniami zawartymi w „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, DSP, sygn. WLOP408/2009, w rozdziale V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, na podstawie opracowanego przez przewodniczącego komisji oblotów samolotów i śmigłowców JW 2139 „Ramowego programu oblotu komisyjnego samolotu Tu-154M (wariant A, H = 31 000 ft)”, zatwierdzonego przez Szefa Szefostwa Techniki Lotniczej Inspektoratu Wsparcia Sił Zbrojnych w dniu 15.12.2009 r. oraz na podstawie rozkazu lotu nr 66/06/102(285) wykonano godzinny oblot komisyjny samolotu Tu-154M nr 101 przed planowanymi zadaniami z wieloma lotami ze startem i lądowaniem poza miejscem stałej dyslokacji (MSD). Godzina wykołowania samolotu – 10.55, godzina wyłączenia zespołu napędowego – 12.20. Oblot wykonała komisja z 36 splt wyznaczona rozkazem dowódcy Sił Powietrznych nr Z 2 z dnia 15.01.2010 r. w składzie:

Przewodniczący: **przewodniczący komisji oblotów samolotów i śmigłowców;**

Członkowie: **starszy inżynier urządzeń radioelektronicznych Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt;**

**starszy inżynier osprzętu Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt;**

**starszy inżynier płatowca i silnika Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt;**

oraz

Dowódca statku powietrznego **dowódca 1 eskadry lotniczej.**

Z wykonanych czynności komisja sporządziła „Protokół lotu komisyjnego” z dnia 06.04.2010 r., w którym zamieściła we „Wnioskach i uwagach komisji” wpis o treści: „Samolot jest przygotowany do wykonania lotu o statusie HEAD”. Potwierdzeniem sprawności jest również zamieszczony w „Uwagach” wpis o treści „Bez uwag” oraz złożenie pod ww. dokumentem podpisów przez przewodniczącego i członków komisji wraz z dowódcą statku powietrznego. Ponadto, potwierdzeniem sprawności samolotu jest dokonany osobiście przez **dowódcę statku powietrznego** wpis o treści: „Samolot po oblocie komisyjnym sprawny” w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”.

Po locie w zbiornikach samolotu pozostało paliwo w ilości 12 000 kg (potwierdzenie w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Paliwo w zbiornikach”, w rubryce „Po locie”).

W dniu 06.04.2010 r. personel SIL 1 eskadry lotniczej w specjalności urządzenia radioelektroniczne dokonał okresowej aktualizacji (co 28 dni) baz danych poniższych urządzeń nawigacyjnych zgodnie z pkt 02.034.34 zawartym w RO-86:

- 1) urządzenia GPS KLN89B z datą ważności nowej bazy do dnia 05.05.2010 r.
- 2) obydwu systemów nawigacyjnych UNS-1D (Universal Navigation System) z datą ważności nowych baz do dnia 06.05.2010 r. (wg pisemnego oświadczenia **technika klucza URE** – zarówno on, jak i **technik samolotu URE nr 2** załadowali pliki C5 1004.exe i D5 1004.exe pobrane ze strony <http://www.it-com.pl/spec/UNS/SP-101/UNS/1004>). Podkomisja techniczna ustaliła, że w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., str. 102/109, w części IX „Uzupełnienie do obsługi”, wykonawcą czynności był **starszy technik samolotu URE nr 1**, a nie **technik samolotu URE nr 2**, a nadzorującym pracę był **technik klucza URE**.

Podkomisja techniczna ustaliła, że udokumentowana w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 09.02.2010 r., na str. 44, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”, aktualizacja bazy danych UNS-1D (cały świat) została dokonana w dniu 09.02.2010 r. (z datą ważności nowej bazy do dnia 11.03.2010 r.).

Podkomisja techniczna ustaliła, że udokumentowana w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.02.2010 r., na str. 44, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”, aktualizacja bazy danych GPS KLN89B została dokonana w dniu 10.02.2010 r. (z datą ważności nowej bazy do dnia 10.03.2010 r.).

Podkomisja techniczna ustaliła, na podstawie zapisów w oświadczeniu **dowódcy klucza URE** oraz prowadzonych przez niego:

- 1) „Notatniku dowódcy klucza technicznego. Klucz eksploatacji urządzeń radioelektronicznych. 1 eskadra lotnicza”, zarejestrowanym w RWD nr 159/8,
- 2) terminarzu „TEWO” z 2009 r., zarejestrowanym w RWD nr 159/3; eskadry lotniczej JW 2139,
- 3) terminarzu „TEWO” z 2010 r., zarejestrowanym w RWD nr 159/7,

że w poniżej wymienionych dniach zostały wykonane czynności, które **nie zostały odnotowane** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”:

- 23.12.2009 r. – uaktualniono bazy danych nawigacyjnych w obydwu systemach nawigacyjnych UNS-1D na blokach NCU, wybudowanych z samolotu Tu-154M nr 101. Aktualizacji ich baz dokonano na samolocie Tu-154M nr 102. Po wykonanych czynnościach bloki NCU zabudowano na samolot Tu-154M nr 101. Sprawdzono aktualność baz danych nawigacyjnych – bez uwag;
- 28.12.2009 r. – uaktualniono bazę danych nawigacyjnych w odbiorniku GPS typu KLN89B;
- 13.01.2010 r. – uaktualniono bazę danych nawigacyjnych w odbiorniku GPS typu KLN89B;
- 13.01.2010 r. – uaktualniono bazy danych nawigacyjnych obydwu systemów nawigacyjnych UNS-1D w zakresie aktualizacji bazy C5 (WORLD W/O LAM-SAM-USA). Dostarczona wraz z bazą C5 druga baza D5 była uszkodzona. Dostawca oprogramowania (firma IT-COM) szybko przekazał 36 splt nową dyskietkę ZIP z bazą danych D5 (w późnych godzinach nocnych). Aktualizacja nastąpiła po północy;
- 14.01.2010 r. – uaktualniono bazy danych nawigacyjnych obydwu systemów nawigacyjnych UNS-1D w zakresie aktualizacji bazy D5 (CAN-EEU-LAM-PAC-SAM-USA);

- 10.02.2010 r. – uaktualniono bazę danych nawigacyjnych w odbiorniku GPS typu KLN89B;
- 11.02.2010 r. – uaktualniono bazy danych nawigacyjnych obydwu systemów nawigacyjnych UNS-1D (baz C5 i D5);
- 09.03.2010 r. – uaktualniono bazy danych nawigacyjnych obydwu systemów nawigacyjnych UNS-1D (baz C5 i D5) oraz urządzenia GPS KLN89B.

Następnie personel SIL wykonał obsługi bieżące  $A_2 + P_P$  ( $A_2$  – poziom 2,  $P_P$  – obsługa postojowa) zgodnie z RO-86.

**Starszy technik samolotu PiS nr 2** wykonujący czynności obsługowe na płatowcu potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd  $A_2 + P_P$ ”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Płatowiec”.

**Starszy podoficer obsługi samolotu PiS nr 2** wykonujący czynności obsługowe na silnikach potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd  $A_2 + P_P$ ”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Silniki”.

**Kierownik grupy PiS** nadzorujący czynności ww. personelu płatowca i silnika w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki”.

**Technik samolotu O nr 3** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd  $A_2 + P_P$ ”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Starszy technik samolotu O** nadzorujący czynności **technika samolotu O nr 3** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI

„Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Starszy technik samolotu URE nr 1** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

**Technik klucza URE** nadzorujący czynności **starszego technika samolotu URE nr 1** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubrykach „Dnia”, „Godz.” i „Podpis” **kierownik grupy PiS** będący przełożonym personelu SIL zamieścił wpis informujący o potwierdzeniu zakończenia prac obsługowych we wszystkich specjalnościach o godz. 13.30.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 14/109, w części V „Przyjęcie samolotu” znajduje się potwierdzenie, że **technik samolotu PiS nr 2** po zakończeniu obsług przekazał samolot pełniącemu służbę dyżurnemu hangaru o godz. 15.00. Zdanie samolotu zostało potwierdzone wpisami przez **technika samolotu PiS nr 2** w kolumnie „Zdał”, w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”. Przyjęcie samolotu zostało potwierdzone wpisami przez dyżurnego hangaru w kolumnie „Przyjął” w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”.

W „Książce dyżurnego hangaru samolotów (śmigłowców)”, zarejestrowanej w RWD nr 93/111, na str. 142 pełniący służbę dyżurny hangaru potwierdził przyjęcie samolotu o godzinie 15.00.



## 5. Prace realizowane w dniu 07.04.2010 r.

### Wylot z WARSZAWY do SMOLEŃSKA

Zgodnie z ustaleniami zawartymi w „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, DSP, sygn. WLOP408/2009, w rozdziale V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, ust. 12, 20 o treści:

12. (...) Bezpośrednie przygotowanie do lotu statku powietrznego o statusie HEAD odbywa się na zasadach opisanych w ust. 20.

20. Bezpośrednie przygotowanie statku powietrznego o statusie HEAD do lotu z MSD realizuje naziemny personel techniczny wraz z wyznaczonym członkiem załogi. (...), w dniu 07.04.2010 r. personel SIL 36 splt wykonał przygotowanie samolotu Tu-154M nr 101 do realizacji lotu o statusie HEAD.

W dniu 07.04.2010 r. o godz. 06.40 (zapis cyfry „4” mało czytelny) samolot Tu-154M nr 90A837 (101) został przyjęty spod ochrony dyżurnego hangaru przez **starszego technika obsługi pokładowej Tu-154M nr 2**, co zostało potwierdzone w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 15/109, w części V „Przyjęcie samolotu” podpisem w kolumnie „Przyjął” w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”.

**Starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** lub inny członek personelu służby inżyniersko-lotniczej 1 eskadry lotniczej 36 splt **nie potwierdził przyjęcia samolotu** o tej godzinie w „Książce dyżurnego hangaru samolotów (śmigłowców)”, zarejestrowanej w RWD nr 93/111, na str. 142.

Personel SIL wykonał na samolocie Tu-154M nr 90A837 (101) obsługi bieżące  $A_2 + P_S$  ( $A_2$  – poziom 2,  $P_S$  – obsługa przedlotowa) zgodnie z RO-86. Wykonywanie obsług zakończono o godz. 07.20.

W specjalności płatowiec i silnik obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/P/16 (podpisy personelu PiS w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Technik samolotu PiS nr 2** wykonujący czynności obsługowe płatowca potwierdził ich realizację własnoręcznym podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r.,

na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd B + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec” oraz „Złanie odst.”.

**Starszy technik samolotu PiS nr 1** wykonujący czynności obsługowe silników potwierdził ich realizację własnoręcznym podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd B + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Silniki”.

**Starszy technik samolotu PiS nr 2** nadzorujący czynności ww. personelu płatowca i silnika w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki” i „Złanie odst.”.

W specjalności osprzęt obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/O/9 (podpisy personelu osprzętu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Technik samolotu O nr 3** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Starszy technik samolotu O** nadzorujący czynności **technika samolotu O nr 3** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

W specjalności urządzenia radioelektroniczne obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/R/4 (podpisy personelu urządzeń radioelektronicznych w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym

w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Starszy technik samolotu URE nr 1** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

**Technik klucza URE** nadzorujący czynności **starszego technika samolotu URE nr 1** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

Zbiorniki samolotu były zatankowane paliwem w ilości 15 678 kg (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Paliwo w zbiornikach”, w rubryce „Stan do lotu”). Ilość oleju do lotu w silnikach głównych: nr 1 (lewy) – 26 l, nr 2 (środkowy) – 23 l, nr 3 (prawy) – 26 l (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Olej w silnikach (l)”, w rubryce „Stan do lotu”).

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 06.04.2010 r., na str. 15/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** dokonał wpisu:

„Uruchomiono ski gł. przed lotem. Proces uruchamiania oraz parametry M.G. zgodne z WT. Czas pracy 5 minut. Wybiegi Sk Nr 1 – 33 s, Nr 2 – 30 s, Nr 3 – 34 sek” oraz potwierdził wykonanie próby podpisem.

Samolot został sprawdzony pod względem pirotechnicznym przez przedstawicieli Biura Ochrony Rządu (BOR) (zespół w składzie: funkcjonariusz BOR z psem oraz 2 pirotechników).

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”

znajduje się wpis dokonany przez funkcjonariusza BOR: „Dokonałem kontroli pirotechniczno-radiologicznej w miejscach ogólnie dostępnych. (...) Bez / uwag” oraz potwierdzenie wykonania tej kontroli jego podpisem.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubrykach „Dnia”, „Godz.” i „Podpis” **starszy technik samolotu PiS nr 2** jako przełożony personelu SIL zamieścił wpis informujący o potwierdzeniu zakończenia prac obsługowych we wszystkich specjalnościach o godz. 07.20.

**Starszy technik samolotu PiS nr 2** dopuścił samolot do lotu po wykonaniu wszystkich czynności przez personel techniczny, dokonując stosownego wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Dopuszczenie do lotu”, w rubrykach „Nazwisko” i „Podpis”.

**Dowódca statku powietrznego** dokonał stosownego wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Przyjęcie statku powietrznego przez pilota”, w rubrykach „Nazwisko” oraz „Podpis”.

Po wykonaniu ww. prac w dniu 07.04.2010 r. zgodnie z rozkazem lotu nr 66/07/103(288) wykonane zostało zadanie lotnicze transportu VIP na pokładzie po trasie WARSZAWA-OKĘCIE – SMOLEŃSK PÓŁNOCNY. Godzina wykołowania samolotu – 09.50, godzina wyłączenia zespołu napędowego – 11.30.

Po locie w zbiornikach samolotu pozostało paliwo w ilości 8000 kg (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Paliwo w zbiornikach”, w rubryce „Po locie”).

Na lotnisku SMOLEŃSK PÓŁNOCNY załoga samolotu wykonała obsługi bieżące A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub> (A<sub>2</sub> – poziom 2, P<sub>P</sub> – obsługa postojowa) zgodnie z RO-86.

**Starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** wykonał czynności obsługowe w specjalnościach płatowiec i silnik oraz osprzęt i potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI

„Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki” oraz w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Etatowy nawigator** wykonał czynności obsługowe w specjalności urządzenia radioelektroniczne i potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

Dowódca statku powietrznego nadzorował czynności **starszego technika obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** oraz **etatowego nawigatora**. W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu swojego nazwiska w kolumnie „Nadzór”, a w kolumnie „Podpis” zamieścił jeden wpis obejmujący wszystkie rubryki („Płatowiec”, „Silniki”, „Elektro”, „Przyrządy” oraz „Radio”).

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubrykach „Dnia”, „Podpis” **dowódca statku powietrznego** zamieścił wpis informujący o potwierdzeniu zakończenia prac obsługowych we wszystkich specjalnościach. W rubryce „Godz” **nie została wpisana** godzina zakończenia prac.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 15/109, w części V „Przyjęcie samolotu” nie ma potwierdzenia, że starszy **technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** przekazał samolot Tu-154M nr 90A837 (101) pod ochronę. Zdanie samolotu **nie zostało** potwierdzone wpisami w kolumnach „Zdał”, w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”. Podkomisja techniczna ustaliła, że **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** po zakończeniu obsługi, zamknięciu samolotu, odjechaniu schodów i opuszczeniu samolotu przez załogę, przekazał samolot pod ochronę Rosjan. Ponadto personel 36 splt poinformował, że samolot każdorazowo podlegał oplombowaniu przez załogę w przypadku, gdy opuszcza ona jego pokład i udaje się poza lotnisko. Podkomisja techniczna ustaliła, że przekazywanie samolotu pod ochronę lokalnych służb

zabezpieczających jest normalną praktyką stosowaną od dawna przy współpracy BOR z jego odpowiednikami zagranicznymi. Jest to procedura stosowana w trakcie organizacji prawie każdej wizyty międzynarodowej na tym szczeblu przez większość państw europejskich (zabezpieczenie przylatującego statku powietrznego jest realizowane przez państwo przyjmujące – gospodarza wizyty). Oddanie samolotu pod ochronę Rosjan na lotnisku SMOLEŃSK PÓLNOCNY w dniu 07.04.2010 r. było zaplanowane i uzgodnione przez BOR ze stroną rosyjską już na etapie przygotowania wizyty. Potwierdzenie tych wcześniejszych ustaleń znalazło wyraz w korespondencji pomiędzy BOR a Ambasadą RP w Moskwie.

Po przyjeździe załogi na lotnisko, przed wykonaniem obsługi przedlotowej samolot został przejrany, nie stwierdzono nieprawidłowości. **Starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** nie był w stanie określić, czy podpisywał jakiegokolwiek dokumenty zdawczo-odbiorcze ochrony.

W „Instrukcji organizacji lotów o statusie HEAD”, sygn. WLOP 408/2009, Warszawa 2009, Rozdział VII „Ochrona statku powietrznego o statusie HEAD”, § 14 „Zasady ogólne”, zawarte są ust. od 1 do 5 oraz 8 o treści:

„1. Statek powietrzny o statusie HEAD podczas wykonywania lotu oraz podczas postoju na lotnisku lub innym miejscu startu i lądowania podlega szczególnej ochronie.

3. Ochronę statku powietrznego podczas postoju na lotnisku organizuje zarządzający lotniskiem w odniesieniu do lotnisk cywilnych, dowódca jednostki wojskowej w odniesieniu do lotnisk wojskowych i współużytkowanych przez wojsko. Dowódca statku powietrznego zamawia te usługi na lotniskach poza granicami kraju.

4. Ochronę statku powietrznego w innych miejscach startów i lądowań oraz na lotniskach poza granicami kraju w odniesieniu do Prezydenta RP, Marszałka Sejmu RP, Marszałka Senatu RP i Prezesa Rady Ministrów, organizuje BOR.

5. W czasie postoju statku powietrznego na lotnisku, jego drzwi oraz zewnętrzne włązy techniczne zamyka się i plombuje lub okleja plombami, w sposób zabezpieczający przed nieupoważnionym dostępem oraz prowadzi się rejestr plomb w Kartach Kontrolnych Plomb. Za wykonanie tych czynności odpowiada dowódca załogi statku powietrznego...

8. Przed przygotowaniem statku powietrznego do lotu dowódca statku powietrznego przeprowadza kontrolę statku powietrznego uwzględniającą weryfikację zgodności plomb z numerami zapisanymi w Kartach Kontrolnych Plomb. W przypadku stwierdzenia naruszenia plomby lub niezgodności numeru plomby z zapisami w Karcie Kontrolnej Plomb zawieszają się start do czasu sprawdzenia pirotechnicznego statku powietrznego”.

Podkomisja techniczna ustaliła, że „Zeszyt ewidencji wydawanych plomb do statków powietrznych” z wzorami plomb oraz plomby z numerami kolejnymi znajdują się w dyżurce oficera dyżurnego JW. Przed wylotem o statusie „HEAD” załoga zobowiązana jest pobrać od oficera dyżurnego JW odpowiednią liczbę plomb. Oficer dyżurny JW powinien zaewidencjonować wydanie plomb w ww. „Zeszycie ewidencji...”. Przedstawiony podkomisji technicznej przedmiotowy „Zeszyt...” został założony **dopiero** w lipcu 2010 r. W zeszycie znajduje się potwierdzenie wydawania plomb załogom lotniczym 36 splt.

### **Wylot ze SMOLEŃSKA do WARSZAWY**

Zgodnie z ustaleniami zawartymi w „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, DSP, sygn. WLOP408/2009, w rozdziale V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, ust. 23 o treści:

„23. Podczas wykonywania lotów statku powietrznego o statusie HEAD realizowanych z lotnisk poza MSD, obsługi techniczne statku powietrznego wykonywane są przez załogę statku powietrznego. Rozpoczęcie przygotowania naziemnego statku powietrznego powinno się odbyć z takim wyliczeniem, aby czas przewidziany na przygotowanie do lotu pozwolił na wykonanie przez załogę wszystkich koniecznych czynności obsługowych określonych w instrukcjach danego typu statku powietrznego oraz innych dodatkowych czynności związanych z charakterem wykonywanego zadania. W trakcie bezpośredniego przygotowania statku powietrznego do lotu załoga jest zobowiązana do uruchomienia zespołu napędowego celem kontroli parametrów jego pracy. Ostateczną decyzję o dopuszczeniu statku powietrznego do lotu podejmuje dowódca statku powietrznego” w dniu 07.04.2010 r. załoga wykonywała przygotowanie samolotu Tu-154M nr 101 do lotu.

Na lotnisku SMOLEŃSK PÓŁNOCNY przed wylotem do WARSZAWY załoga samolotu wykonała obsługi bieżące  $A_2 + P_S$  ( $A_2$  – poziom 2,  $P_S$  – obsługa przedlotowa) zgodnie z RO-86.

W dniu 07.04.2010 r. o godz. 16.10 samolot Tu-154M nr 90A837 (101) został przyjęty przez **starszego technika obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** spod ochrony służb rosyjskich (według wyżej zamieszczonej informacji ustalonej przez podkomisję techniczną).

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części V „Przyjęcie samolotu” znajduje się potwierdzenie, że **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** przyjął samolot o godz. 16.10. Przyjęcie samolotu potwierdził podpisem w kolumnie „Przyjął” w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”.

**Starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** wykonał czynności obsługowe w specjalnościach płatowiec i silnik oraz osprzęt i potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki” oraz w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”. Nie dokonano wpisu o wykonaniu czynności w rubryce „Złanie odst.”.

**Etatowy nawigator** wykonał czynności obsługowe w specjalności urządzenia radioelektroniczne i potwierdził ich realizację własnoręcznym podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

**Dowódca statku powietrznego** nadzorował czynności **starszego technika obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** oraz **nawigatora**. W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu swojego nazwiska w kolumnie „Nadzór”, a w kolumnie „Podpis” zamieścił jeden wpis obejmującym wszystkie rubryki („Płatowiec”, „Silniki”, „Elektro”, „Przyrządy” oraz „Radio”).

Wykonano tankowanie samolotu paliwem lotniczym w ilości 7000 dm<sup>3</sup> x 0,800 (brak przytoczonego nr dokumentu rosyjskiego potwierdzającego wydanie paliwa), co znalazło potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”. Ponadto tankowanie samolotu zostało odnotowane w „Książce obsługi statku



powietrznego Nr 101 90A837”, w rozdziale „Ewidencja napełniania i opróżniania instalacji paliwowej statku powietrznego”, str. 107/109.

Przed wylotem zbiorniki samolotu były zatankowane paliwem w ilości 13 600 kg (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Paliwo w zbiornikach”, w rubryce „Stan do lotu”).

Ilość oleju do lotu w silnikach głównych: nr 1 (lewy) – 26 l, nr 2 (środkowy) – 23 l, nr 3 (prawy) – 25 l (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Olej w silnikach (I)”, w rubryce „Stan do lotu”).

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubrykach „Dnia” i „Podpis” **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2** zamieścił wpis informujący o potwierdzeniu zakończenia prac obsługowych we wszystkich specjalnościach. W rubryce „Godz.” **nie została wpisana** godzina zakończenia prac.

**Starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2 nie uruchamiał silników przed lotem** (brak wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”). **Jest to niezgodne** z „Instrukcją organizacji lotów o statusie HEAD”, sygn. WLOP 408/2009, Warszawa 2009, rozdziałem V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, § 11 „Zasady ogólne”, ust. 23:

„Podczas wykonywania lotów statku powietrznego o statusie HEAD realizowanych z lotnisk poza MSD, obsługi techniczne statku powietrznego wykonywane są przez załogę statku powietrznego. Rozpoczęcie przygotowania naziemnego statku powietrznego powinno się odbyć z takim wyliczeniem, aby czas przewidziany na przygotowanie do lotu pozwolił na wykonanie przez załogę wszystkich koniecznych czynności obsługowych określonych w instrukcjach danego typu statku powietrznego oraz innych dodatkowych czynności związanych z charakterem wykonywanego zadania. **W trakcie bezpośredniego przygotowania statku powietrznego do lotu załoga jest zobowiązana**

**do uruchomienia zespołu napędowego celem kontroli parametrów jego pracy.** Ostateczną decyzję o dopuszczeniu statku powietrznego do lotu podejmuje dowódca statku powietrznego”.

Po wykonaniu wszystkich czynności przez załogę samolot dopuścił do lotu **dowódca statku powietrznego**, dokonując stosownego wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Dopuszczenie do lotu”, w rubrykach „Nazwisko” i „Podpis”.

**Dowódca statku powietrznego** dokonał stosownego wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Przyjęcie statku powietrznego przez pilota”, w rubrykach „Nazwisko” oraz „Podpis”.

Po wykonaniu ww. prac w dniu 07.04.2010 r. zgodnie z rozkazem lotu nr 66/07/103(288) wykonane zostało zadanie lotnicze przewozu VIP na pokładzie po trasie SMOLEŃSK PÓŁNOCNY – WARSZAWA-OKĘCIE. Godzina wykołowania samolotu – 20.10, godzina wyłączenia zespołu napędowego – 21.45.

Po locie w zbiornikach samolotu pozostało paliwo w ilości 6000 kg (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Paliwo w zbiornikach”, w rubryce „Po locie”).

Po przylocie do WARSZAWY personel SIL 36 splt wykonał obsługi bieżące  $A_2 + P_P$  ( $A_2$  – poziom 2,  $P_P$  – obsługa postojowa) zgodnie z RO-86.

**Starszy technik samolotu PiS nr 3** wykonujący czynności obsługowe na płatowcu potwierdził ich realizację własnoręcznym podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd  $A_2 + P_P$ ”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Płatowiec”.

**Starszy podoficer obsługi samolotu PiS nr 2** wykonujący czynności obsługowe na silnikach potwierdził ich realizację własnoręcznym podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania

obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Silniki”.

**Kierownik grupy PiS** nadzorujący czynności ww. personelu płatowca i silnika w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki”.

**Technik samolotu O nr 3** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Starszy technik klucza O** nadzorujący czynności **technika samolotu O nr 3** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r. na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Technik samolotu URE nr 2** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

**Technik klucza URE** nadzorujący czynności **technika samolotu URE nr 2** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

Wykonano tankowanie samolotu paliwem lotniczym w ilości 22 568 dm<sup>3</sup> x 0,808 (nr dziennika 30/Petrolot/2010/172), co znalazło potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”. Ponadto tankowanie samolotu zostało odnotowane w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w rozdziale

„Ewidencja napełniania i opróżniania instalacji paliwowej statku powietrznego”, str. 107/109.

W „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubrykach „Dnia”, „Godz.” i „Podpis” **kierownik grupy PiS** będący przełożonym personelu SIL zamieścił wpis informujący o potwierdzeniu zakończenia prac obsługowych we wszystkich specjalnościach o godz. 23.00.

W „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 07.04.2010 r., na str. 16/109, w części V „Przyjęcie samolotu” znajduje się potwierdzenie, że **starszy technik samolotu PiS nr 3** po zakończeniu obsług przekazał samolot pełniącemu służbę dyżurnemu hangaru o godz. 23.00. Zdanie samolotu zostało potwierdzone wpisami przez **starszego technika samolotu PiS nr 3** w kolumnie „Zdał”, w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”. Przyjęcie samolotu zostało potwierdzone wpisami przez dyżurnego hangaru w kolumnie „Przyjął” w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, oraz w zamienionych miejscami wpisach w rubrykach „Data” „Godzina” (23. nieczytelna cyfra 0).

W „Księżce dyżurnego hangaru samolotów (śmigłowców)”, zarejestrowanej w RWD nr 93/111, na str. 142 pełniący służbę dyżurny hangaru potwierdził przyjęcie samolotu o godzinie 23.00.

## **6. Prace realizowane w dniu 08.04.2010 r.**

### **Wylot z WARSZAWY do PRAGI**

Zgodnie z ustaleniami zawartymi w „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, DSP, sygn. WLOP408/2009, w rozdziale V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, ust. 11, 12, 20 o treści:

„11. Po wykonaniu lotu komisyjnego, przed lotem o statusie HEAD, statek powietrzny nie może być użyty do innych zadań niezwiązanych z tym lotem. W wypadku, gdy z jakichkolwiek przyczyn lot statku powietrznego o statusie HEAD nie odbył się w ciągu 48 godzin, lub statek powietrzny użyty był do innych zadań, lot komisyjny należy

wykonać ponownie (nie dotyczy przedmiotowych lotów wykonywanych z lotnisk poza MSD zarówno krajowych jak i zagranicznych).

12. (...) Bezpośrednie przygotowanie do lotu statku powietrznego o statusie HEAD odbywa się na zasadach opisanych w ust. 20. (...)

20. Bezpośrednie przygotowanie statku powietrznego o statusie HEAD do lotu z MSD realizuje naziemny personel techniczny wraz z wyznaczonym członkiem załogi. (...)", w dniu 08.04.2010 r. personel SIL 36 splt wykonał przygotowanie samolotu Tu-154M nr 101 do realizacji lotu o statusie HEAD.

W związku ze spełnieniem wymagań określonych w ust. 11 (nieprzekroczenie czasu 48 godzin do kolejnego wylotu, niewykorzystywanie go do innych zadań niż o statusie HEAD) oraz w ust. 12 (powrót statku powietrznego na lotnisko w MSD z osobą uprawnioną na pokładzie, a następnie powtórne wykorzystanie tego statku powietrznego (również przez osobę uprawnioną) w czasie do 48 godzin jego postoju) personel 36 splt zrealizował zapis zawarty w ust. 12 o treści **„dopuszcza się rezygnację z lotu komisyjnego po powrocie statku powietrznego na lotnisko w MSD z osobą uprawnioną na pokładzie, a następnie powtórny wykorzystaniu tego statku powietrznego (również przez osobę uprawnioną) w czasie do 48 godzin jego postoju”**.

W dniu 08.04.2010 r. o godz. 08.00 samolot Tu-154M nr 90A837 (101) został przyjęty spod ochrony dyżurnego hangaru przez **technika samolotu PiS nr 1**. Potwierdzenie przyjęcia przez niego samolotu o tej godzinie znajduje się w „Książce dyżurnego hangaru samolotów (śmigłowców)”, zarejestrowanej w RWD nr 93/111, na str. 142.

**Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt - starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** przyjął samolot Tu-154M nr 90A837 (101) w tym dniu o godz. 14.00.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części V „Przyjęcie samolotu” znajduje się potwierdzenie, że **Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt - starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** przyjął samolot o godz. 14.00. Przyjęcie samolotu potwierdził podpisem w kolumnie „Przyjął” w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”.

Personel SIL wykonał na samolocie Tu-154M nr 90A837 (101) obsługi bieżące A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub> (A<sub>2</sub> – poziom 2, P<sub>S</sub> – obsługa przedlotowa) zgodnie z RO-86. Wykonywanie obsług zakończono o godz. 15.20.

W specjalności płatowiec i silnik obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/P/19 (podpisy personelu PiS w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”,

w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Starszy technik samolotu PiS nr 3** wykonujący czynności obsługowe na płatowcu potwierdził ich realizację podpisem w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec” oraz „Złanie odst.”.

**Starszy podoficer obsługi samolotu PiS nr 2** wykonujący czynności obsługowe na silnikach potwierdził ich realizację podpisem w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Silniki”.

**Starszy technik samolotu PiS nr 2** nadzorujący czynności ww. personelu płatowca i silnika w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki” i „Złanie odst.”.

W specjalności osprzęt obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/O/9 (podpisy personelu osprzętu w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Technik samolotu O nr 3** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Starszy technik klucza O** nadzorujący czynności **technika samolotu O nr 3** w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu.

Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

W specjalności urządzenia radioelektroniczne obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/R/12 (podpisy personelu urządzeń radioelektronicznych w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Technik samolotu URE nr 2** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

**Starszy technik klucza URE** nadzorujący czynności **technika samolotu URE nr 2** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

Zbiorniki samolotu były zatankowane paliwem w ilości 24 235 kg (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Paliwo w zbiornikach”, w rubryce „Stan do lotu”). Ilość oleju do lotu w silnikach głównych: nr 1 (lewy) – 26 l, nr 2 (środkowy) – 23 l, nr 3 (prawy) – 25 l, co zostało potwierdzone w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Olej w silnikach (l)”, w rubryce „Stan do lotu”.

**Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt - starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** nie dokonał wpisu o faktycznie wykonanym uruchomianiu silników (potwierdzonym przez zapis eksploatacyjnego rejestratora parametrów lotu ATM-QAR/R128ENC) przed lotem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”). Jest to niezgodne z „Instrukcją organizacji lotów o statusie HEAD”, sygn.

WLOP 408/2009, Warszawa 2009, rozdziałem V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, § 11 „Zasady ogólne”, ust. 20:

„20. Bezpośrednie przygotowanie statku powietrznego o statusie HEAD do lotu z MSD realizuje naziemny personel techniczny wraz z wyznaczonym członkiem załogi. **W trakcie bezpośredniego przygotowania statku powietrznego do lotu wyznaczony członek załogi zobowiązany jest do uruchomienia zespołu napędowego i kontroli parametrów jego pracy.** Przewodniczący komisji (zastępca lub wyznaczony członek komisji) nadzoruje całokształt przedsięwzięć związanych z obsługą i bezpośrednim przygotowaniem statku powietrznego. Odpowiedzialnym za statek powietrzny po jego bezpośrednim przygotowaniu do lotu jest dowódca statku powietrznego”.

Samolot został sprawdzony pod względem pirotechnicznym przez przedstawicieli Biura Ochrony Rządu (BOR).

W „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” znajduje się wpis dokonany przez funkcjonariusza BOR o treści: „Sprawdzono pod względem pirotechnicznym na LW OKECIE o godz. 15.50. MW w miejscach og. dostępnych nie stwierdzono” oraz potwierdzenie wykonania tej kontroli jego podpisem.

W „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubrykach „Dnia”, „Godz.” i „Podpis” **starszy technik samolotu PiS nr 2** - przełożony personelu SIL zamieścił wpis informujący o potwierdzeniu zakończenia prac obsługowych we wszystkich specjalnościach o godz. 15.20.

Po wykonaniu wszystkich czynności przez personel techniczny samolot dopuścił do lotu **starszy technik samolotu PiS nr 2**, dokonując stosownego wpisu w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Dopuszczenie do lotu”, w rubrykach „Nazwisko” i „Podpis”.

**Dowódca statku powietrznego** w tym dniu dokonał stosownego wpisu w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu.



Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Przyjęcie statku powietrznego przez pilota”, w rubrykach „Nazwisko” oraz „Podpis”.

Po wykonaniu ww. prac w dniu 08.04.2010 r. zgodnie z rozkazem lotu nr 67/08/105(293) wykonane zostało zadanie lotnicze przewozu VIP na pokładzie po trasie WARSZAWA-OKĘCIE – PRAGA. Godzina wykołowania samolotu – 16.45, godzina wyłączenia zespołu napędowego – 18.10.

Po locie w zbiornikach samolotu pozostało paliwo w ilości 17 000 kg (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 17/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Paliwo w zbiornikach”, w rubryce „Po locie”).

Na lotnisku PRAGA po przylocie załoga samolotu **nie odnotowała** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” wykonania obsług bieżących (dokument „Ty-154M. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 1. Оперативные формы технического обслуживания. № 76-II/90603-Ф-00I-0. Дополнительно на самолет № 837.” nakazuje wykonywanie obsługi A<sub>1</sub> po każdym lądowaniu samolotu na lotnisku tranzytowym (oraz obsługi postojowej P<sub>P</sub>). Według oświadczenia Szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt przekazanego podkomisji technicznej „po lądowaniu w m. Praga (Republika Czeska) wykonałem obsługę A<sub>1</sub> + P<sub>P</sub>.”.

Jest to **niezgodne** z:

- 1) „Regulaminem lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006 (na dole strony Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP370/2006 – 6-19, str. 6/6) rozdziałem VI, z § 19 „Ogólne zasady wykonywania lotów”, ust. 34: „Zabrania się dopuszczania do lotu statków powietrznych, na których nie wykonano obowiązujących obsług technicznych”;
- 2) „Instrukcją służby inżyniersko-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, pkt 150: „Z a b r a n i a s i ę zmniejszania zakresu obsług lub wydłużania okresu między obsługami ustalonych w JZOT bez zgody głównego inżyniera lotnictwa”.

Ponadto zgodnie z:

- 3) „Regulaminem lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006 (na dole strony

Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP370/2006 – 4-12, str. 4/6) rozdziałem IV, z § 12 „Personel lotniczy”, ust. 30:

„30. Dowódca statku powietrznego zobowiązany jest: (...)

6) dopilnować, aby członkowie załogi wykonywali czynności na pokładzie statku powietrznego zgodnie z zakresem ich obowiązków; (...);”;

- 4) „Regulaminem lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006 (na dole strony Wydanie 2007-01-01, Zmiana 0. WLOP370/2006 – 4-12, str. 5/6) rozdziałem IV, z § 12 „Personel lotniczy”, ust. 30:

„30. Dowódca statku powietrznego zobowiązany jest: (...)

12) odtwarzać, nadzorować lub zlecać nadzorowanie odtwarzania gotowości do startu statku powietrznego na lotnisku (lądowisku, innym miejscu startów i lądowań) na którym brak wyspecjalizowanego personelu w zakresie obsługi danego typu statku powietrznego;(...)”

oraz ust. 31:

„31. Pozostali członkowie załogi – w zależności od specjalności i funkcji pełnionej na pokładzie – wykonują obowiązki sprecyzowane w instrukcji eksploataowania danego typu statku powietrznego oraz w innych instrukcjach i dokumentach o tym stanowiących”.

## **Wylot z PRAGI do WARSZAWY**

Zgodnie z ustaleniami zawartymi w „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, DSP, sygn. WLOP408/2009, w rozdziale V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, ust. 23 o treści:

„23. Podczas wykonywania lotów statku powietrznego o statusie HEAD realizowanych z lotnisk poza MSD, obsługi techniczne statku powietrznego wykonywane są przez załogę statku powietrznego. Rozpoczęcie przygotowania naziemnego statku powietrznego powinno się odbyć z takim wyliczeniem, aby czas przewidziany na przygotowanie do lotu pozwolił na wykonanie przez załogę wszystkich koniecznych czynności obsługowych określonych w instrukcjach danego typu statku powietrznego oraz innych dodatkowych czynności związanych z charakterem wykonywanego zadania. W trakcie bezpośredniego przygotowania statku powietrznego do lotu załoga jest zobowiązana do uruchomienia zespołu napędowego celem kontroli parametrów jego pracy. Ostateczną decyzję

o dopuszczeniu statku powietrznego do lotu podejmuje dowódca statku powietrznego” w dniu 08.04.2010 r. załoga wykonywała przygotowanie samolotu Tu-154M nr 101 do lotu.

Na lotnisku PRAGA przed wylotem do WARSZAWY załoga samolotu wykonała obsługi bieżące. W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” dokonano wpisu o wykonaniu obsługi A + P<sub>S</sub> (P<sub>S</sub> – obsługa przedlotowa) zgodnie z RO-86. W „Ty-154M. Регламент технического обслуживания. Издание второе. Часть 1. Оперативные формы технического обслуживания. № 76-II/90603-Ф-00I-0. Дополнительно на самолет № 837” nie występuje obsługa „A” bez żadnych indeksów, lecz występują obsługi A<sub>1</sub> oraz A<sub>2</sub>. **Nie odnotowano więc, która z tych dwóch obsługa została faktycznie wykonana.**

Z oświadczenia **Szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt** przekazanego podkomisji technicznej „przed wylotem do m. Warszawa wykonałem obsługę A<sub>1</sub> + P<sub>S</sub>”.

**Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt - starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** wykonał czynności obsługowe w specjalnościach płatowiec i silnik oraz osprzet i potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki” oraz w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Nawigator** wykonał czynności obsługowe w specjalności urządzenia radioelektroniczne i potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

**Dowódca statku powietrznego** nadzorował czynności **Szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt - starszego technika obsługi pokładowej Tu-154M** oraz **nawigatora**. W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu swojego nazwiska w kolumnie „Nadzór”, „Nazwisko”, zaś w kolumnie „Podpis” zamieścił jeden wpis obejmujący wszystkie rubryki („Płatowiec”, „Silniki”, „Elektro”, „Przyrządy” oraz „Radio”).

Zbiorniki samolotu były zatankowane paliwem w ilości 17 000 kg (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Paliwo w zbiornikach”, w rubryce „Stan do lotu”). Ilość oleju do lotu w silnikach głównych: nr 1 (lewy) – 26 l, nr 2 (środkowy) – 23 l, nr 3 (prawy) – 25 l, co zostało potwierdzone w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Olej w silnikach (I)”, w rubryce „Stan do lotu”.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubrykach „Dnia”, „Podpis” **Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt - starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** zamieścił wpis informujący o potwierdzeniu zakończenia prac obsługowych we wszystkich specjalnościach. W rubryce „Godz.” **nie została wpisana godzina zakończenia prac.**

**Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt - starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nie wykonał uruchomienia silników przed lotem** (brak wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”). Jest to **niezgodne** z „Instrukcją organizacji lotów o statusie HEAD”, sygn. WLOP 408/2009, Warszawa 2009, rozdziałem V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, § 11 „Zasady ogólne”, ust. 23:

„Podczas wykonywania lotów statku powietrznego o statusie HEAD realizowanych z lotnisk poza MSD, obsługi techniczne statku powietrznego wykonywane są przez załogę statku powietrznego. Rozpoczęcie przygotowania naziemnego statku powietrznego powinno się odbyć z takim wyliczeniem, aby czas przewidziany na przygotowanie do lotu pozwolił na wykonanie przez załogę wszystkich koniecznych czynności obsługowych określonych w instrukcjach danego typu statku powietrznego oraz innych dodatkowych czynności związanych z charakterem wykonywanego zadania. **W trakcie bezpośredniego przygotowania statku powietrznego do lotu załoga jest zobowiązana do uruchomienia zespołu napędowego celem kontroli parametrów jego pracy.**”

Ostateczną decyzję o dopuszczeniu statku powietrznego do lotu podejmuje dowódca statku powietrznego”.

Po wykonaniu wszystkich czynności przez załogę samolot dopuścił do lotu **dowódca statku powietrznego**, dokonując stosownego wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Dopuszczenie do lotu”, w rubrykach „Nazwisko” i „Podpis”.

**Dowódca statku powietrznego** dokonał stosownego wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Przyjęcie statku powietrznego przez pilota”, w rubrykach „Nazwisko” oraz „Podpis”.

Po wykonaniu ww. prac w dniu 08.04.2010 r. zgodnie z rozkazem lotu nr 67/08/105(293) wykonane zostało zadanie lotnicze przewozu VIP na pokładzie po trasie PRAGA – WARSZAWA-OKĘCIE. Godzina wykołowania samolotu – 23.35, godzina wyłączenia zespołu napędowego – 00.40 w dniu 09.04.2010 r.

Po locie w zbiornikach samolotu pozostało paliwo w ilości 11 000 kg (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Paliwo w zbiornikach”, w rubryce „Po locie”).

Po przylocie do Warszawy personel SIL wykonał obsługi bieżące  $A_2 + P_P$  ( $A_2$  – poziom 2,  $P_P$  – obsługa postojowa) zgodnie z RO-86.

**Technik samolotu PiS nr 2** wykonujący czynności obsługowe na płatowcu potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd  $A_2 + P_P$ ”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Płatowiec”.

**Starszy technik samolotu PiS nr 1** wykonujący czynności obsługowe na silnikach potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd  $A_2 + P_P$ ”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Silniki”.

**Starszy technik samolotu PiS nr 2** nadzorujący czynności ww. personelu płatowca i silnika w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki”.

**Technik samolotu O nr 1** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Starszy technik klucza O** nadzorujący czynności **technika samolotu O nr 1** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”.

**Starszy podoficer obsługi samolotu URE nr 1** wykonujący czynności obsługowe potwierdził ich realizację podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

**Starszy technik samolotu URE nr 1** nadzorujący czynności **starszego podoficera obsługi samolotu URE nr 1** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, dokonał wpisu w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”.

W 36 splt wykonano tankowanie samolotu paliwem lotniczym w ilości 9518 dm<sup>3</sup> x 0,806 (nr dziennika 27/Petrolot/2010/177), co znalazło potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”. Ponadto tankowanie samolotu zostało odnotowane w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w rozdziale „Ewidencja napełniania i opróżniania instalacji paliwowej statku powietrznego”, str. 107/109.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubrykach „Dnia”, „Godz.” i „Podpis” **starszy technik samolotu PiS nr 2** - przełożony personelu SIL zamieścił wpis informujący o potwierdzeniu zakończenia prac obsługowych we wszystkich specjalnościach. W rubrykach „Dnia”, i „Godz.” nie zachowały się po katastrofie pełne wpisy (w rubryce „Dnia” zachował się „09.04” w rubryce „Godz.” zachowała się cyfra „1”).

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części V „Przyjęcie samolotu” znajduje się potwierdzenie, że **starszy technik samolotu PiS nr 2** po zakończeniu obsług przekazał samolot pełniącemu służbę dyżurnemu hangaru o godz. 02.00. w dniu 09.04.2010 r. Zdanie samolotu zostało potwierdzone wpisami przez **starszego technika samolotu PiS nr 2** w kolumnach „Zdał”, w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”. Przyjęcie samolotu zostało potwierdzone wpisami przez dyżurnego hangaru w kolumnach „Przyjął” w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”.

W „Książce dyżurnego hangaru samolotów (śmigłowców)”, zarejestrowanej w RWD nr 93/111, na str. 143 pełniący służbę dyżurny hangaru potwierdził przyjęcie samolotu o tej godzinie.

W dniu 08.04.2010 r. w czasie przelotu z PRAGI do WARSZAWY nastąpiło zderzenie z ptakiem.

Wpis o zdarzeniu powinien być dokonany przez załogę (**dowódcę statku powietrznego**) **zgodnie z:**

- 1) „Instrukcją służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, z pkt 388: „Gotowość statku powietrznego do lotu oprócz personelu SIL stwierdza również personel latający. Przyjęcie SP (statku powietrznego) do lotu potwierdza przed każdym lotem dowódca załogi (pilot) podpisem w książce obsługi po wykonaniu wszystkich czynności kontrolnych i sprawdzających, nakazanych w instrukcji techniki pilotowania danego SP. Wszystkie niesprawności zaistniałe na SP w czasie lotu **pilot zobowiązany jest odnotować** w książce obsługi bezpośrednio po zakończeniu lotu”;

- 2) „Regulaminem lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006 (na dole strony Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP370/2006 – 4-12, str. 4/6) rozdziałem IV, z § 12 „Personel lotniczy”, ust. 30: „**Dowódca statku powietrznego zobowiązany jest: (...)**
- 11) **niezwłocznie po zakończeniu lotu wpisać do książki obsługi statku powietrznego wszystkie stwierdzone objawy niewłaściwego funkcjonowania statku powietrznego; (...)**”;
- 3) „Instrukcją organizacji lotów w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (IOL-2008)”, DSP, Warszawa 2008, stanowiącą załącznik do decyzji nr 539/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 23 listopada 2007 r., w rozdziale 2, w § 17 „Podsumowanie bieżące”, w ust. 11: „**Uwagi** dotyczące sprawności eksploatowanego SP **pilot wpisuje** w „Książce obsługi statku powietrznego” (lub innym odpowiednim dokumencie) bezpośrednio po wykonanym locie”.

Wpisu o stwierdzeniu uszkodzenia samolotu dokonał **technik samolotu PiS nr 2** po przylocie samolotu w miejsce stałego bazowania w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Podczas wykonywania przeglądu w ramach obsługi  $A_2 + P_P$  stwierdzono powierzchniowe uszkodzenie osłony radaru (noska samolotu) w prawej dolnej części o wymiarach 10 x 7 cm z powodu zderzenia z ptakiem. Wykonano przegląd samolotu. Stwierdzono pozostałości ptaka na osłonie radaru oraz dolnej powierzchni slotu na prawej stronie skrzydła. Brak uszkodzeń płatowca. Wykonano przegląd WN oraz pierwszego stopnia sprężarki. Bez uwag”.

Weryfikację stanu technicznego samolotu wyżej opisaną w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 08.04.2010 r., na str. 18/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” wykonał **technik samolotu PiS nr 2** pod nadzorem **starszego technika samolotu PiS nr 2**.

## **7. Inne prace realizowane w dniu 09.04.2010 r.**

Podkomisja techniczna ustaliła, że prawdopodobnie samolot Tu-154M nr 101 w dniu 09.10.2010 r. został przyjęty przez **starszego podoficera obsługi samolotu PiS nr 2** od pełniącego służbę dyżurnego hangaru około godz. 08.00. Ze względu na brak



możliwości dokonania wpisu (wypełnione stosowne rubryki) nie ma potwierdzenia przyjęcia samolotu w „Księżce dyżurnego hangaru samolotów (śmigłowców)”, zarejestrowanej w RWD nr 93/111, na str. 143. Nie zachował się także fragment „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, z „Raportem technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 09.04.2010 r., na str. 19/109, w części V „Przyjęcie samolotu” z kompletnym zapisem, stanowiącym, że **starszy podoficer obsługi samolotu PiS nr 2** przyjął samolot. Zachowały się jedynie końcowe litery nazwiska w kolumnie „Przyjął” w rubryce „Nazwisko” oraz zapis roku z zapisanej daty w kolumnie „Przyjął” w rubryce „Data”.

Po przyjęciu samolotu Tu-154M nr 101 personel warsztatu mechanicznego przystąpił do wykonywania naprawy osłony radaru. Uszkodzenie powłoki lakierniczej usunięto poprzez jej odtworzenie. Niestety, na podstawie otrzymanych z 36 splt materiałów, przeprowadzonych rozmów oraz pisemnych oświadczeń osób zaangażowanych w proces naprawczy należy stwierdzić, że – przeciwnie do ustnych deklaracji personelu – naprawa nie została wykonana zgodnie z wytycznymi „Ty-154. Руководство по капитальному ремонту”.

**Młodszy technik warsztatu mechanicznego GOT** odnotował jako wykonawca czynności wykonanie naprawy w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 09.04.2010 r., na str. 19/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” i zamieścił swój podpis w kolumnie „Wykonał. Podpis”. **Nie został odnotowany** wpis w kolumnie „Sprawdził. Podpis”.

Szczegółową „Analizę naprawy uszkodzonej osłony radaru” zamieszczono w załączniku nr 4.10.4.

W „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 09.04.2010 r., na str. 19/109, w części V „Przyjęcie samolotu” znajduje się potwierdzenie, że **starszy podoficer obsługi samolotu PiS nr 2** po zakończeniu prac przekazał samolot pełniącemu służbę dyżurnemu hangaru o godz. 14.00 w dniu 09.04.2010 r. Zdanie samolotu zostało potwierdzone wpisami przez **starszego podoficera obsługi samolotu PiS nr 2** w kolumnach „Zdał”, w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”. Przyjęcie samolotu zostało potwierdzone wpisami przez dyżurnego hangaru w kolumnach „Przyjął” w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”.

Ponadto ze względu na brak możliwości wpisu (niezapisanych rubryk) nie zostało potwierdzone przez pełniącego służbę dyżurnego hangaru przyjęcie samolotu o tej godzinie w „Księżce dyżurnego hangaru samolotów (śmigłowców)”, zarejestrowanej w RWD nr 93/111, na str. 143.

W dniu 09.04.2010 r. zostało ponadto wykonane mycie części ogonowej samolotu. Jednakże czynność ta nie została odnotowana w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”. Z informacji udzielonych przez personel 36 splt wynika, że czynność mycia płatowca samolotu lub jego części powinna być odnotowywana w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”.

## **8. Prace realizowane w dniu 10.04.2010 r.**

W „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, DSP, sygn. WLOP408/2009, w rozdziale V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, zamieszczone są ust. 11, 12, 20 o treści:

„11. Po wykonaniu lotu komisyjnego, przed lotem o statusie HEAD, statek powietrzny nie może być użyty do innych zadań niezwiązanych z tym lotem. W wypadku, gdy z jakichkolwiek przyczyn lot statku powietrznego o statusie HEAD nie odbył się w ciągu 48 godzin, lub statek powietrzny użyty był do innych zadań, lot komisyjny należy wykonać ponownie (nie dotyczy przedmiotowych lotów wykonywanych z lotnisk poza MSD zarówno krajowych jak i zagranicznych).

12. Dopuszcza się rezygnację z lotu komisyjnego po powrocie statku powietrznego na lotnisko w MSD z osobą uprawnioną na pokładzie, a następnie powtórny wykorzystaniu tego statku powietrznego (również przez osobę uprawnioną) w czasie do 48 godzin jego postoju. W tym czasie statek powietrzny nie może być wykorzystany do realizacji innych zadań. Bezpośrednie przygotowanie do lotu statku powietrznego o statusie HEAD odbywa się na zasadach opisanych w ust. 20.(...)

20. Bezpośrednie przygotowanie statku powietrznego o statusie HEAD do lotu z MSD realizuje naziemny personel techniczny wraz z wyznaczonym członkiem załogi. W trakcie bezpośredniego przygotowania statku powietrznego do lotu wyznaczony członek załogi zobowiązany jest do uruchomienia zespołu napędowego i kontroli parametrów jego pracy. Przewodniczący komisji (zastępca lub wyznaczony członek komisji) nadzoruje całokształt przedsięwzięć związanych z obsługą i bezpośrednim przygotowaniem statku

powietrznego. Odpowiedzialnym za statek powietrzny po jego bezpośrednim przygotowaniu do lotu jest dowódca statku powietrznego”.

W związku ze spełnieniem wymagań określonych w ust. 11 (nieprzekroczenie czasu 48 godzin do kolejnego wylotu, niewykorzystywanie go do innych zadań niż o statusie HEAD) oraz w ust. 12 (powrót statku powietrznego na lotnisko w MSD z osobą uprawnioną na pokładzie, a następnie powtórne wykorzystanie tego statku powietrznego [również przez osobę uprawnioną] w czasie do 48 godzin jego postoju) personel 36 splt wykorzystał zapis zawarty w ust. 12 o treści **„dopuszcza się rezygnację z lotu komisyjnego po powrocie statku powietrznego na lotnisko w MSD z osobą uprawnioną na pokładzie, a następnie powtórny wykorzystaniu tego statku powietrznego (również przez osobę uprawnioną) w czasie do 48 godzin jego postoju”**.

Zgodnie z powyższą „Instrukcją...” w dniu 10.04.2010 r. bezpośrednio przed lotem personel służby inżynieryjno-lotniczej 1 eskadry lotniczej 36 splt w składzie:

- 1) w specjalności płatowiec i silnik (wyznaczony do pracy przez **kierownika grupy PiS**):
  - a) **starszy technik klucza PiS** – sprawujący nadzór nad wykonywanymi czynnościami w specjalności płatowiec i silnik;
  - b) **technik samolotu PiS nr 1** – realizator czynności obsługowych w specjalności płatowiec i silnik;
- 2) w specjalności osprzęt lotniczy (wyznaczony do pracy przez **dowódcę klucza O**):
  - a) **starszy technik klucza O** – sprawujący nadzór nad wykonywanymi czynnościami w specjalności osprzęt;
  - b) **technik samolotu O nr 1** – realizator czynności obsługowych w specjalności osprzęt;
- 3) w specjalności urządzenia radioelektroniczne (wyznaczony do pracy przez **dowódcę klucza URE**):
  - a) **starszy technik samolotu URE nr 1** – sprawujący nadzór nad wykonywanymi czynnościami w specjalności urządzenia radioelektroniczne;
  - b) **starszy podoficer obsługi samolotu URE nr 1** – realizator czynności obsługowych w specjalności urządzenia radioelektroniczne

wykonał na samolocie Tu-154M nr 90A837 (101) obsługi bieżące A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub> (A<sub>2</sub> – poziom 2, P<sub>S</sub> – obsługa przedlotowa) zgodnie z RO-86.

W czynnościach przygotowania samolotu do lotu brał udział również **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** – (zgodnie z ww. „Instrukcją organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, Warszawa 2009, sygn. WLOP 408/2009).

Ponadto zgodnie z ww. „Instrukcją...”, z komisji oblotów samolotów i śmigłowców nadzór sprawował **starszy inżynier urządzeń radioelektrycznych Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt**. Na teren jednostki przybył o godz. 05.42 (czas ustalono na podstawie danych z analizy zapisu kamer). Podkomisja techniczna ustaliła, że nie mógł dotrzeć do JW na czas, jednakże miał ustalony z podległym mu wtedy personelem sposób przekazywania informacji o potencjalnych nieprawidłowościach mogących wystąpić w trakcie przygotowania samolotu. Po przybyciu do JW sprawdził stan przygotowania samolotu do wylotu.

Czasy przybycia personelu do 36 splt w dniu 10.04.2010 r. (ustalone na podstawie danych z analizy zapisu kamer).

- 1) **starszy technik klucza PiS** – godz. 03.39;
- 2) **technik samolotu PiS nr 1** – godz. 03.47;
- 3) **starszy technik klucza O** – godz. 02.33;
- 4) **technik samolotu O nr 1** – godz. 02.52;
- 5) **starszy technik samolotu URE nr 1** – godz. 03.27;
- 6) **starszy podoficer obsługi samolotu URE nr 1** – godz. 03.00;
- 7) **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** – przybycie około godz. 04.00.

Personel SIL specjalności osprzęt i urządzenia radioelektryczne w pierwszej kolejności rozpoczął wykonywanie obsługi  $A_2 + P_S$  na samolocie Jak-40 nr 045, a w drugiej na samolocie Jak-40 nr 044.

Według oświadczenia **starszego technika klucza PiS** samolot Tu-154M nr 101 został przyjęty przez niego od **dyżurnego hangaru** o godz. 04.00. Potwierdzenie przyjęcia samolotu o tej godzinie przez **starszego technika klucza PiS** znajduje się w „Książce dyżurnego hangaru samolotów (śmigłowców)”, zarejestrowanej w RWD nr 93/111, na str. 143. W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w części V „Przyjęcie samolotu” znajduje się zapis, że **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** przyjął samolot o godz. 04.20. Przyjęcie samolotu zostało

potwierdzone wpisami w kolumnie „Przyjął” w rubrykach „Nazwisko”, „Podpis”, „Data” „Godzina”.

Po przyjęciu samolotu Tu-154M nr 101 **starszy technik klucza PiS** nadzorował rozpoczęcie i wykonywanie czynności w zakresie obsługi bieżących  $A_2 + P_S$  na płatowcu i silnikach samolotu przez **technika samolotu PiS nr 1**. **Technik samolotu PiS nr 1** potwierdził wykonanie czynności obsługowych własnoręcznymi podpisami w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd  $A_2 + P_S$ ”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki” oraz „Złanie odst.”. W specjalności PiS **nie został dokonany wpis** z określeniem narzędzi, którymi wykonywano obsługę (podkomisja techniczna uzyskała informację od personelu SIL, że zwyczajowo do dokumentacji wpisywano nr kompletu narzędzi, którymi wykonywano czynności obsługowe).

Specjaliści osprzętu rozpoczęli wykonywanie obsług około godziny 04.00, a urządzeń radioelektronicznych około godziny 04.30. W obydwu specjalnościach zakończono wykonywanie prac około godziny 05.00 oraz potwierdzono ich wykonanie, dokonując wpisu do „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”.

W specjalności osprzęt obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/O/13 (podpisy personelu O w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Technik samolotu O nr 1** potwierdził wykonanie czynności obsługowych własnoręcznymi podpisami w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd  $A_2 + P_S$ ”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”. Nie zachował się fragment „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zawierający podpisy **starszego technika klucza O** w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 20/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubrykach „Elektro” i „Przyrządy”. (we wszystkich rubrykach w kolumnach „Nadzór” „Nazwisko” zachowały się po katastrofie jedynie początkowe litery jego nazwiska).

W specjalności urzędzenia radioelektroniczne obsługę wykonywano narzędziami nr 39/1/R/4 (podpisy personelu urządzeń radioelektronicznych w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”).

**Starszy podoficer obsługi samolotu URE nr 1** potwierdził wykonanie czynności obsługowych własnoręcznym podpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Wykonano przegląd A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub>”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio”. Nie zachował się fragment „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zawierający podpis **starszego technika samolotu URE nr 1** w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Nadzór”, „Nazwisko”, „Podpis”, w rubryce „Radio” (w rubryce w kolumnach „Nadzór” „Nazwisko” zachował się jedynie zapis jego nazwiska).

Około godz. 05.00 samolot Tu-154M nr 101 został wystawiony przed hangar w celu wykonania próby silników. O godz. 05.05 **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** rozpoczął wykonywanie próby silników. Po uruchomieniu silnika nr 1 (lewego), a następnie silnika nr 2 (środkowego), proces dalszego uruchamiania został przerwany na komendę **technika samolotu PiS nr 1** z powodu zauważenia przez niego wycieku cieczy spod osłony silnika. Z oświadczeń personelu wykonującego obsługę wynika, że analizę wykonano wspólnie ze **starszym technikiem klucza PiS** i jednoznacznie ustalono, że wyciekającą cieczą była woda pozostała po myciu części ogonowej samolotu poprzedniego dnia. Przeprowadzono ponownie próbę silników, którą zakończono około godziny 05.20. W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** dokonał wpisu: „Uruchomiono silniki główne na mały gaz. Proces uruchamiania oraz parametry małego gazu zgodne z WT. Czas pracy silników na ziemi 5 minut. Wybiegi SWC: 1) – 34 sek, 2) – 36 sek, 3) – 33 sek.” oraz potwierdził wykonanie próby podpisem.

Z oświadczenia **starszego technika klucza PiS** wynika, że „podczas wykonywania obsług A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub> na samolocie Tu-154M nr 101 nie były uzupełniane instalacje płatowcowe

i silnikowe żadnymi cieczami roboczymi oraz nie była uzupełniana instalacja paliwowa samolotu”.

Zbiorniki samolotu były zatankowane paliwem w ilości 18 672 kg (potwierdzenie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Paliwo w zbiornikach”, w rubryce „Stan do lotu”). Ilość oleju do lotu w silnikach głównych: nr 1 (lewy) – 26 l, nr 2 (środkowy) – 22 l, nr 3 (prawy) – 25 l, co zostało potwierdzone w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w „Części IV. Tankowanie samolotu”, w kolumnach „Olej w silnikach (l)”, w rubryce „Stan do lotu”.

Około godz. 05.30 **starszy technik klucza PiS** (wg oświadczenia) potwierdził w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” wykonanie wszystkich prac w specjalności PiS.

Nie zachował się fragment „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zawierający podpisy **starszego technika klucza PiS** w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 20/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnach „Nadzór”, „Podpis”, w rubrykach „Płatowiec”, „Silniki” i „Złanie odst.” (we wszystkich rubrykach w kolumnach „Nadzór” „Nazwisko” zachowały się jedynie początkowe litery jego nazwiska).

Nie zachował się fragment „Książki obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zawierający podpisy **starszego technika klucza PiS** w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 20/109, w części VI „Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór”, w kolumnie „Zakończono”, w rubrykach „Dnia”, „Godz.” i „Podpis” informujący o potwierdzeniu zakończenia prac obsługowych we wszystkich specjalnościach.

Samolot dopuścił do lotu **starszy technik klucza PiS** o godz. 05.40 (godzina została określona w jego oświadczeniu), dokonując stosownego wpisu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 20/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Dopuszczenie do lotu”, w rubrykach „Nazwisko” i „Podpis”.

Z oświadczenia **starszego inżyniera urządzeń radioelektronicznych Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt** wynika, że po jego przybyciu na lotnisko **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** osobiście potwierdził wykonanie wszystkich czynności

obsługowych na samolocie Tu-154M nr 101 oraz wyjaśnił, że „samolot jest w 100% sprawny”. Ponadto poinformował szczegółowo o okolicznościach przerwania próby silników (ze względu na wyciek kilku kropel wody na połączeniu dolnych osłon środkowego silnika). **Starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** oświadczył również, że w „czasie próby wszystkie parametry silników były zgodne z WT, a dolne osłony silnika nr 2 oraz pozostałych silników suche). Wykonanie wszystkich obsługa oraz brak uwag potwierdzili również pozostali specjaliści SIL uczestniczący w przygotowaniu samolotu do wylotu. Następnie **starszy inżynier urządzeń radioelektronicznych Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt** sprawdził dokonanie wpisów w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”. Uwag nie stwierdził.

**Dowódca statku powietrznego** w tym dniu **nie dokonał stosownych wpisów** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 20/109, w części I „Dane ogólne. Dopuszczenie i przyjęcie samolotu”, w kolumnie „Przyjęcie statku powietrznego przez pilota”, w rubrykach „Nazwisko” oraz „Podpis”. W rubryce „Nazwisko” wpisu nazwiska dowódcy statku powietrznego dokonał prawdopodobnie **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M**.

Podkomisja techniczna ustaliła, że poniżej wymienieni dowódcy statku powietrznego **nie dokonali wpisów** o przyjęciu samolotu w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”:

- 1) **dowódca zespołu lotniczego** podczas lotów w dniach: 04.01.2010 r., 07.01.2010 r., 09.02.2010 r. (dwóch lotów), 10.04.2010 r.;
- 2) **zastępca dowódcy 1 eskadry lotniczej** podczas lotów w dniach: 08.01.2010 r., 12.01.2010 r.;
- 3) **dowódca 1 eskadry lotniczej** podczas lotów w dniach: 13.02.2010 r., 14.02.2010 r.

O godz. 05.30 samolot został sprawdzony pod względem pirotechnicznym przez przedstawicieli(a) Biura Ochrony Rządu (BOR) (wg jego / ich oświadczenia).

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” wykonanym w dniu 10.04.2010 r., na str. 20/109, w części VII „Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” znajduje się wpis dokonany przez funkcjonariusza BOR: „Kontrola pirotechniczna. Materiałów niebezpiecznych nie stwierdzono” oraz potwierdzenie wykonania tej kontroli jego podpisem.

O godz. 06.30 do luków samolotu został załadowany bagaż, a na jego pokład catering.



Przed godz. 07.00 w samolocie zajęli miejsca ostatni pasażerowie i oczekiwano na przybycie Prezydenta RP. Po jego przyjeździe o godz. 07.07 (ustalonej na podstawie monitoringu) meldunek o gotowości załogi i sprawności samolotu do wylotu złożył **dowódca Sił Powietrznych** po wcześniejszym uzgodnieniu z **dowódcą statku powietrznego** (zgodnie z oświadczeniem zastępcy dowódcy 36 splt „Gen. Błasik poinformował mnie, żebym powiadomił dowódcę załogi, że ma życzenie wraz z nim złożyć meldunek Prezydentowi przed trapem samolotu. (...) Ok. godz. 07.12-07.15 podjechały pojazdy BOR, i nastąpiło przywitanie p. Prezydenta przez gen. Błasika, a następnie przez kpt. Protasiuka”). Ponadto potwierdzeniem osobistego złożenia meldunku Panu Prezydentowi RP przez dowódcę Sił Powietrznych jest relacja złożona przez funkcjonariusza BOR podczas rozmowy z Komisją.

Po zajęciu miejsca w samolocie przez Prezydenta RP o godz. 07.14 załoga zaczęła uruchamiać silniki, o godz. 7.16. sprawdziła sterowanie (wg oświadczeń personelu technicznego nie zgłaszała uwag do jego funkcjonowania) i o godz. 07.17 rozpoczęła kołowanie na drogę startową. Załoga nie zgłosiła również żadnych nieprawidłowości w trakcie kołowania. Start samolotu nastąpił o godz. 07.27.

## **9. Dodatkowe ustalenia podkomisji technicznej**

### **1) Apteczka techniczna**

Na samolocie znajdowała się apteczka techniczna. Przewożenie apteczki na pokładzie jest zgodne z „Instrukcją organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, sygn. WLOP 408/2009, Warszawa 2009, rozdziałem V „Przygotowanie statków powietrznych o statusie HEAD”, § 11 „Zasady ogólne”, ust. 25: „Na każdym statku powietrznym, przeznaczonym do wykonywania lotów o statusie HEAD, powinien się znajdować zestaw niezbędnych narzędzi i tzw. apteczka techniczna. Ich kompletację ustala szef sekcji techniki lotniczej jednostki (równorzędny)”, a także zgodnie z ustaleniami zawartymi w „Instrukcji służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90 pkt 451: „Apteczka techniczna i środki naziemnej obsługi powinny być skompletowane i załadowane na SP zgodnie z wykazem i wariantami opracowanymi w jednostce lotniczej (oddzielnie dla każdego typu SP) i zatwierdzonymi przez zastępcę dowódcy jednostki ds. inżynieryjno-lotniczych (równorzędny). Rozmieszczenie wyżej wymienionych

środków na SP nie może ograniczać miejsca załadowania planowanych ładunków zgodnie z wariantem zastosowania bojowego”.

Jednakże, zgodnie z przedstawionym przez 36 splt dokumentem o nazwie „Apteczka techniczna Tu-154M na wylot do USA i KANADY w dniach 12-16.04.2010 r.”, na pokładzie samolotu Tu-154M nr 101 w dniu 10.04.2010 r. znajdowała się apteczka techniczna o masie około 1278 kg, zweryfikowana następnie przez 36 splt do około 1066 kg (potwierdzenie w piśmie Dowódcy JW 2139 nr 552/11/FAX z dnia 07.02.2011 r.). „Apteczka techniczna...” zawierała wykazy i dane masowe agregatów wyspecyfikowane w zestawieniach:

- a) „Apteczce technicznej PiS nr 1”;
- b) „Apteczce technicznej Osprzętu nr 1”;
- c) „Apteczce technicznej Osprzętu nr 2”;
- d) „Apteczce technicznej URE nr 1”;
- e) „Apteczce technicznej URE nr 2”;
- f) „Wyposażeniu ratowniczym”.

Wszystkie powyższe wykazy **nie zostały zatwierdzone** przez Szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt.

Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt wyjaśnił, że zaplanował weryfikację zawartości apteczki technicznej po powrocie samolotu ze SMOLEŃSKA ze względu na ewentualne jej wykorzystanie do usunięcia niesprawności, które mogłyby wystąpić w tym dniu. Dopiero po tym miał zamiar zaakceptować jej ostateczny skład i złożyć swoje podpisy na przedmiotowych wykazach.

Ze względu na to, że w dniu 10.04.2010 r. odbywał się inny lot samolotu Tu-154M nr 101 z ww. apteczką na pokładzie, przytaczane powyżej przepisy nakazują, aby dokumenty zawierające ukompletowanie apteczki były zatwierdzone i aktualizowane na wszystkie loty w których byłaby ona przewożona na pokładzie samolotu.

## 2) Przydzielenie statku powietrznego do obsługi

Stwierdzono następujące nieprawidłowości:

- a) Brak uzupełnienia rozkazów w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” w rozdziale „9. Движение самолета в эксплуатации”, w podrozdziale „9.2. Сведения об экипаже”

o przydzieleniu samolotu do obsługi technikom pokładowym (starszym technikom obsługi pokładowej):

- **starszemu technikowi obsługi pokładowej Tu-154M;**
  - **starszemu technikowi obsługi pokładowej Tu-154M nr 2;**
- b) **starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M** wykonujący obowiązki przed wyznaczeniem na ostatnio zajmowane stanowisko technika samolotu (obsługi naziemnej) miał przydzielony rozkazem samolot do obsługi (co potwierdził wpis z 2006 r. w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „9. Движение самолета в эксплуатации”, w podrozdziale „9.2. Сведения об экипаже” na str. 347);
- c) Brak odnotowania rozkazu o zakończeniu pracy na samolocie przez:
- **ubylego do rezerwy inżyniera pokładowego Tu-154M** (jest jedynie wpis rozkazu o przydzieleniu samolotu jako technikowi obsługi naziemnej w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „9. Движение самолета в эксплуатации”, w podrozdziale „9.2. Сведения об экипаже” na str. 347);
  - **ubylego do rezerwy starszego technika obsługi pokładowej Tu-154M** (jest jedynie wpis rozkazu o przydzieleniu samolotu jako technikowi obsługi naziemnej w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 1990 r., w rozdziale „9. Движение самолета в эксплуатации”, w podrozdziale „9.2. Сведения об экипаже” na str. 347);
- d) Brak odnotowania rozkazu o zakończeniu pracy na samolocie przez technika samolotu **ubylemu do innej jednostki technikowi samolotu PiS** (jest jedynie rozkaz o przydzieleniu samolotu do obsługi w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2002 r., w rozdziale „9. Движение самолета в эксплуатации”, w podrozdziale „9.2. Сведения об экипаже” na str. 347);
- e) Brak odnotowania rozkazu umożliwiającego wykonywanie prac w charakterze technika pokładowego (starszego technika obsługi pokładowej) **Szefowi Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt.**

### 3) Odladzanie płatowca samolotu

Z informacji udzielonych przez personel 36 splt wynika, że czynność odladzania płatowca samolotu **nie była** odnotowywana w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”. W ocenie podkomisji technicznej w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” powinien być odnotowany użyty do odladzania płatowca samolotu typ płynu, jego ilość i stężenie oraz czas rozpoczęcia procesu zabezpieczania/odladzania.

### 4) Analiza możliwości pracy inżynierów sekcji techniki lotniczej 36 splt

**W 36 splt jest eksploatowanych 6 typów statków powietrznych:**

a) samoloty:

- Tu-154M,
- Jak-40,
- M-28B w dwóch wersjach (M28B oraz M28B/PT),

b) śmigłowce:

- Mi-8,
- W-3 w trzech wersjach (W-3P, W-3WA , W-3WA FADEC),
- Bell-412HP.

Każdy z ww. typów statków powietrznych oraz ich wersji jest eksploatowany według **innej** dokumentacji (**łącznie 9 różnych kompletów dokumentacji**).

Etat Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt to oprócz szefa sekcji trzech inżynierów poszczególnych specjalności (płatowiec i silnik, osprzęt, urządzenia radioelektroniczne) i jeden oficer o specjalności zaopatrzenie lotniczo-techniczne.

Zgodnie z:

- „Regulaminem lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej” (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006 (na dole strony Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP 370/2006-10-57, str. 1/2), rozdziałem X, z § 57 „Zabezpieczenie inżynierijno-lotnicze”, ust. 3: **„Do obsługi statków powietrznych uprawniony jest wyłącznie przeszkolony na dany typ statku powietrznego personel inżynierijno-lotniczy i latający”;**

- „Regulaminem lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej” (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006 (na dole strony Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP 370/2006-11-69, str. 1/2), rozdziałem XI, z § 69 „Zabezpieczenie inżynieryjno-lotnicze lotów”, ust. 3: **„Do obsługi statków powietrznych uprawniony jest wyłącznie przeszkolony na dany typ statku powietrznego personel inżynieryjno-lotniczy i latający”**;
- „Instrukcją służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, z pkt 198: **„Do eksploatacji sprzętu lotniczego wyznacza się wyłącznie personel latający i SIL, który ukończył szkolenie teoretyczne i praktyczne oraz zdał z wynikiem pozytywnym egzamin ze znajomości budowy, zasad użytkowania i obsługi określonego typu SP, zasad bezpieczeństwa podczas użytkowania i obsługi oraz obowiązków funkcyjnych. Zasady szkolenia oraz dopuszczania specjalistów SIL do pracy na sprzęcie lotniczym zawarte są w odrębnych przepisach”**.

Treść powyżej przytoczonych punktów nakazuje, aby ww. inżynierowie sekcji techniki lotniczej posiadali uprawnienia do obsługi wszystkich ww. typów i wersji statków powietrznych, co w ocenie podkomisji technicznej jest **fizycznie niemożliwe do realizacji**.

Ze względu na zapisy w dokumencie o nazwie „Zasady szkolenia i kontroli technicznego personelu latającego oraz dopuszczenia specjalistów służby inżynieryjno-lotniczej do wykonywania lotów w składzie załogi na statkach powietrznych”, DWLotn., Poznań 1979, w rozdziale „1. Zasady ogólne”, w pkt 1.4: **„Techniczny personel latający może eksploatować następujące ilości typów statków powietrznych:(...) - inżynierowie pokładowi – 3 typy,(...)”**,

podkomisja techniczna stwierdziła, że zasady powyższe **nie są również spełnione w stosunku do ww. oficerów sekcji techniki lotniczej**.

W ocenie podkomisji technicznej właściwe monitorowanie eksploatacji wszystkich statków powietrznych (w tym analizowanie materiałów obiektywnej kontroli lotów i opracowywanie przedsięwzięć profilaktycznych), realizacja czynności w ramach komisji oblotów samolotów i śmigłowców przed wylotami o statusie HEAD, szkolenie personelu technicznego i latającego, a także planowanie i nadzór nad realizacją innych czynności nakazanych dokumentami normatywnymi

(np. obsługiwanie roczne, dni techniki) było w tym składzie etatowym Sekcji Techniki Lotniczej **niemożliwe do realizacji**.

#### **5) Ocena działania przewodniczącego komisji oblotów samolotów i śmigłowców 36 splt**

W „Instrukcji organizacji lotów statków powietrznych o statusie HEAD”, Warszawa 2009, sygn. WLOP 408/2009, **nie został określony** zakres kompetencji i obowiązków dla przewodniczącego komisji oblotów samolotów i śmigłowców, jego zastępcy oraz członków komisji. Nie zostały precyzyjnie określone czynności wykonywane przez komisję:

- a) przed oblotem (weryfikacyjnym oraz komisyjnym);
- b) w trakcie oblotu;
- c) po oblocie;
- d) w trakcie nadzoru całokształtu przedsięwzięć związanych z obsługą i bezpośrednim przygotowaniem statku powietrznego do wykonania lotu o statusie HEAD (co szczególnie nakazuje przedmiotowa „Instrukcja...”).

Ponadto nie zawiera ona żadnych procedur wykonywania lotów statków powietrznych znajdujących się na wyposażeniu PKW, potencjalnie mogących być wykorzystanymi do realizacji lotów o statusie HEAD.

W ocenie podkomisji technicznej stanowisko „Przewodniczącego komisji oblotów samolotów i śmigłowców” nie powinno być usytuowane w strukturze etatowej 36 splt, ze względu na to, że nie może być ograniczane jedynie do jego działalności w tej jednostce. W ocenie podkomisji technicznej powinno być umocowane poza strukturami 36 splt, bo rodzi to konflikt interesów – przewodniczący i pozostali członkowie komisji wykonują polecenia tego samego przełożonego, bez możliwości odwołania się od jego decyzji, co wyraźnie wykazują nawet ustalenia KBWL LP (np. brak jakiegokolwiek reakcji personelu na nakazanie przez przełożonego niezgodnej z dokumentacją samolotu przebudowy trzeciego salonu, na wykonywanie lotów z niesprawną radiostacją awaryjną). W poprzednich latach, od stworzenia tego stanowiska w 1976 r. do początku pierwszej dekady XXI wieku, przewodniczący komisji oblotów samolotów i śmigłowców ze względów organizacyjnych był usytuowany na etacie dodatkowym w 36 splt, ale bezpośrednio podlegał i wykonywał obowiązki określone przez Zastępcę Szefa Logistyki SP – Szefa Techniki Lotniczej – Głównego Inżyniera Wojsk Lotniczych.

Od 2004 r. stanowisko przewodniczącego komisji samolotów i śmigłowców podlegało już bezpośrednio dowódcy 36 splt. Od tego momentu **zatracono ideę** ustanowienia w lotnictwie SZ tego stanowiska, które miało funkcjonować jako niezależne od dowódcy jednostki lotniczej (aby osoba pełniąca tę funkcję ściśle współpracowała z dowódcą na równorzędnych zasadach) i zostało ustanowione w celu:

- a) nadzoru, poczynając od realizacji procedury selekcji i wyboru, statku powietrznego z 36 splt (oraz innych jednostek lotnictwa SZ RP, a także MSWiA) do realizacji zadań z najważniejszymi osobami w państwie;
- b) przedstawiania Zastępcy Szefowi Logistyki SP – Szefowi Techniki Lotniczej – Głównemu Inżynierowi Wojsk Lotniczych do akceptacji propozycji w tym zakresie;
- c) opracowania programów oblotów weryfikacyjnych i komisyjnych, uzgadnianie ich z właściwymi komórkami dowództwa WLiOP, DSP, a następnie przedstawianie ich ww. przełożonemu do zatwierdzenia;
- d) nadzorowania eksploatacji wyselekcjonowanych statków powietrznych do realizacji tych zadań.

W latach ubiegłych osoby pełniące tę funkcję wielokrotnie wykonywały czynności weryfikacyjne i obloty wybranych statków powietrznych we wszystkich rodzajach SZ RP (np. statków powietrznych z jednostek lotniczych Wojsk Lądowych wyznaczonych do realizacji zadań w ramach wszystkich dotychczas realizowanych na terenie RP akcji papieskich – w tym także biorących udział w akcji na terytorium Litwy – statków powietrznych lotnictwa Marynarki Wojennej wykonujących wielokrotnie loty np. z Prezydentem RP). Należy nadmienić, że dokumentacja dotycząca weryfikacji i oblotów statków powietrznych została opracowana i zatwierdzona również na takie typy statków powietrznych jak śmigłowce Mi-17, samoloty CASA C-295M, które nie występują w etacie 36 splt oraz An-28/M-28.

W związku z powyższym w treści rozkazu dowódcy Sił Powietrznych wyznaczającego komisję oblotów samolotów i śmigłowców na dany rok kalendarzowy powinna być również rozważona i uwzględniona możliwość realizacji zadań lotów statków powietrznych o statusie HEAD przez personel z innych jednostek lotnictwa SZ RP. W połowie pierwszej dekady XXI wieku w ww. rozkazach dowódcy Sił Powietrznych umieszczany był personel ze wszystkich jednostek lotnictwa SZ RP dyslokowanych na terenie kraju, dla których wcześniej przewidywano i zarezerwowano możliwość realizacji tych zadań na ich etatowych statkach powietrznych.

**6) Realizacja oblotów komisyjnych na statkach powietrznych wyposażonych w pokładowy, eksploatacyjny rejestrator parametrów lotu FDR**

Podkomisja techniczna proponuje przeanalizowanie, czy istnieje rzeczywista potrzeba wykonywania oblotów komisyjnych na statkach powietrznych wyposażonych w nowoczesny, funkcjonalny, pokładowy, eksploatacyjny, rejestrator parametrów lotu FDR (Flight Data Recorder). Zamiast tego proponuje prowadzenie szczegółowej analizy materiałów OKL pod kątem poprawności użytkowania statku powietrznego przez załogi oraz bieżącego monitorowania jego sprawności technicznej.

**7) Posługiwanie się przez 36 splt dokumentami o nazwie: „Świadectwo sprawności technicznej – Certificate of Airworthiness”, „Świadectwo zdolności w zakresie hałasu – Noise Certificate”, „Świadectwo o dopuszczeniu statku powietrznego do lotów w warunkach RVSM – Certificate of Admission to Flights in RVSM Conditions” dla samolotów Tu-154M nr 101 oraz 102**

Podkomisja techniczna ustaliła, że w lotnictwie SZ RP brakuje podstaw prawnych do wydania dokumentów o nazwie: „Świadectwo sprawności technicznej – Certificate of Airworthiness”, „Świadectwo zdolności w zakresie hałasu – Noise Certificate”, „Świadectwo o dopuszczeniu statku powietrznego do lotów w warunkach RVSM – Certificate of Admission to Flights in RVSM Conditions” dla samolotów Tu-154M nr 101 oraz 102.

Ze względu na konieczność realizacji niektórych lotów zleczanych przez przełożonych 36 splt personel jednostki opracował wzorce dokumentów zgodnie z przepisami lotniczymi obowiązującymi w lotnictwie cywilnym o nazwie „Świadectwo sprawności technicznej – Certificate of Airworthiness”, „Świadectwo zdolności w zakresie hałasu – Noise Certificate”, „Świadectwo o dopuszczeniu statku powietrznego do lotów w warunkach RVSM – Certificate of Admission to Flights in RVSM Conditions” dla samolotów Tu-154M nr 101 oraz 102 i przedstawiał je do zatwierdzenia przełożonym. „Świadectwo zdolności w zakresie hałasu – Noise Certificate” było tłumaczeniem oryginalnego świadectwa przedstawionego przez producenta samolotu.



Procedury wydawania ww. dokumentów dla cywilnych statków powietrznych zostały opisane poniżej.

## **1. Warunki wydania poświadczenia zdatności do lotu statku powietrznego (Aircraft Airworthiness Certificate)**

Poświadczenie zdatności do lotu może zostać wydane po wykonaniu przeglądu zdatności do lotu (Airworthiness Review) przez zatwierdzoną organizację zarządzania ciągłą zdatnością do lotu:

- (a) Zatwierdzona organizacja zarządzania ciągłą zdatnością do lotu musi wykonać pełny udokumentowany przegląd zapisów statku powietrznego w celu sprawdzenia, czy:
- godziny i cykle lotu płatowca i silników zostały zapisane prawidłowo,
  - instrukcja użytkowania w locie dotyczy konfiguracji statku powietrznego i odzwierciedla ostatnią zmianę,
  - na statku powietrznym została wykonana cała obsługa techniczna, zgodnie z zatwierdzonym programem obsługi technicznej,
  - wszystkie znane usterki zostały usunięte lub, jeśli ma to zastosowanie, odłożone w sposób kontrolowany,
  - wszystkie dyrektywy zdatności mające zastosowanie zostały wykonane i odpowiednio zapisane,
  - wszystkie modyfikacje i naprawy wykonane na statku powietrznym zostały zapisane i zatwierdzone zgodnie z obowiązującymi przepisami (Part 21),
  - wszystkie podzespoły o ograniczonej żywotności, zabudowane na statku powietrznym, zostały odpowiednio zidentyfikowane, zarejestrowane i nie przekroczyły zatwierdzonych limitów żywotności,
  - cała obsługa techniczna została poświadczona zgodnie z przepisami,
  - aktualne świadectwo ważenia i wyważenia odzwierciedla konfigurację statku powietrznego i jest ważne,
  - statek powietrzny jest zgodny z ostatnią zmianą projektu typu zatwierdzoną przez władzę lotniczą.
- (b) Personel przeglądu zdatności do lotu zatwierdzonej organizacji zarządzania ciągłą zdatnością do lotu musi przeprowadzić fizyczne oględziny statku

powietrznego. W tym celu personelowi przeglądu zdatości, który nie posiada kwalifikacji wg Part 66 musi udzielić wsparcia personel posiadający takie kwalifikacje.

- (c) Podczas fizycznych oględzin statku powietrznego personel przeglądu zdatości do lotu musi sprawdzić, czy:
- wszystkie wymagane oznakowania i tabliczki zostały umieszczone prawidłowo,
  - statek powietrzny jest zgodny z zatwierdzoną instrukcją użytkowania w locie,
  - konfiguracja statku powietrznego jest zgodna z zatwierdzoną dokumentacją,
  - wszystkie widoczne usterki zostały usunięte lub, jeśli ma to zastosowanie, odłożone w sposób kontrolowany,
  - nie ma rozbieżności między statkiem powietrznym a udokumentowanym przeglądem zapisów wg punktu (a).
- (d) Poświadczenie przeglądu zdatości do lotu (Formularz nr 15b EASA) jest wydawane przez odpowiednio upoważniony personel przeglądu zdatości do lotu, w imieniu zatwierdzonej organizacji zarządzania ciągłą zdatością do lotu, po stwierdzeniu, że przegląd zdatości do lotu został przeprowadzony w sposób prawidłowy.

## **2. Warunki uzyskania zatwierdzenia do wykonywania lotów w przestrzeni RVSM (Reduced Vertical Separation Minimum – Zredukowane Minimum Separacji Pionowej)**

RVSM – zredukowane do 300 m (1000 ft) Minimum Separacji Pionowej pomiędzy samolotami wdrożono w styczniu 2002 r. w 41 krajach Europy i Afryki Północnej. RVSM wprowadza sześć dodatkowych poziomów lotu pomiędzy FL 290 i FL 410, zapewniając znaczną redukcję kosztów paliwa i ograniczenie liczby opóźnień rejsów.

## ICAO Tables of Cruising Levels

RVSM airspace		Non - RVSM airspace
FL 410	→	FL 410
FL 400	←	FL 400
FL 390	→	FL 390
FL 380	←	FL 380
FL 370	→	FL 370
FL 360	←	FL 360
FL 350	→	FL 350
FL 340	←	FL 340
FL 330	→	FL 330
FL 320	←	FL 320
FL 310	→	FL 310
FL 300	←	FL 300
FL 290	→	FL 290



Second RVSM FLIGHT PLANNING WORKSHOP - EUROCONTROL, Brussels - 13 November 2001

### (a) Ogólne wymagania do operacji w przestrzeni RVSM

Operator lotniczy zamierzający wykonywać loty w przestrzeni powietrznej RVSM musi spełnić następujące wymagania:

- statek powietrzny musi mieć zdolność utrzymywania wysokości, zgodnie z kryteriami określonymi w Specyfikacji Minimalnych Osiągów Systemów statku powietrznego (MASPS – Minimum Aircraft System Performance Specification),
- posiada opracowane i wdrożone zasady i procedury utrzymania zdolności statku powietrznego w odpowiednich programach obsługi technicznej, instrukcjach obsługi i napraw,
- posiada opracowane i wdrożone zasady i procedury dla załóg lotniczych wyznaczonych do operowania w przestrzeni RVSM,
- załogi lotnicze, dyspozytorzy i personel obsługi technicznej uczestniczący w przygotowaniu i wykonaniu operacji RVSM zostały przeszkolone w zakresie znajomości odpowiednich zasad i procedur.

### (b) Warunki uzyskania zatwierdzenia RVSM

- przedstawienie władzy lotniczej dokumentacji technicznej zdolności statku powietrznego do lotu w przestrzeni RVSM, w tym Instrukcję użytkownika w locie (AFM), uwzględniającą wprowadzenie RVSM,

- przedstawienie opisu wyposażenia zainstalowanego w związku z RVSM,
- przedstawienie programów szkolenia początkowego i okresowego załóg lotniczych oraz innego personelu, który uczestniczy w przygotowaniu i wykonaniu operacji RVSM,
- przedstawienie stosownych instrukcji i list kontrolnych uzupełnionych o standardowe procedury operacyjne, obsługowe i ograniczenia stosowane w związku z RVSM,
- przedstawienie MEL (Minimum Equipment List) uwzględniającą wymaganą sprawność wyposażenia do lotów w przestrzeni RVSM,
- przedstawienie zmian w programie planowej obsługi samolotów wymaganych z tytułu operacji RVSM,
- przedstawienie planu uczestnictwa w programie monitorowania przez Eurocontrol zdolności utrzymywania wymaganej wysokości przez statki powietrzne.

(c) **Warunki utrzymania zatwierdzenia RVSM**

- Obowiązek analizowania i zgłaszania władzy lotniczej przypadków nieutrzymywania wysokości:
  - TVE (Total Vertical Error)  $\geq$  niż  $\pm 90\text{m}$  ( $\pm 300\text{ft}$ )
  - ASE (Altimetry System Error)  $\geq$  niż  $\pm 75\text{m}$  (245ft)

(d) **Procedury RVSM**

- Załogi lotnicze muszą znać zasady operowania w przestrzeni RVSM i przejść odpowiednie szkolenie w zakresie:
  - przestrzegania obowiązujących procedur w procesie planowania lotu,
  - przestrzegania obowiązujących procedur przed lotem,
  - przestrzegania obowiązujących procedur przed wlotem w przestrzeń RVSM,
  - przestrzegania obowiązujących procedur w locie w przestrzeni RVSM,
  - przestrzegania procedur awaryjnych po wejściu w przestrzeń RVSM,
  - przestrzegania obowiązujących procedur po zakończeniu lotu.

**UWAGA:** statki powietrzne LOTNICTWA PAŃSTWOWEGO (lotnictwa wojskowego, służby celnej, policji, itd.) są zwolnione z obowiązku spełniania wymagań RVSM w związku z brakiem możliwości ich

dostosowania do wymagań związanych z uzyskaniem zatwierdzenia do lotów RVSM (większość tych samolotów, z założenia projektowego, nie spełnia wymagań RVSM MASPS).

**Wniosek podkomisji technicznej:**

Dokumenty opracowane i stosowane w 36 splt mogły jedynie potwierdzać gotowość techniczną samolotu do spełnienia wymagań nakładanych przez przepisy cywilne w tym zakresie. Jednakże personel 36 splt **nie przedstawił** realizacji innych czynności nakładanych wyżej przytoczonymi odpowiednimi przepisami, takich jak np.: szkolenie personelu w zakresie wykonywania lotów w warunkach RVSM, wykonywanie w locie okresowych sprawdzeń poprawności wskazań przyrządów pokładowych.

**WNIOSEK**

**DZIAŁALNOŚĆ SŁUŻBY INŻYNIERYJNO-LOTNICZEJ 36 SPLT NIE MIAŁA WPLYWU NA KATASTROFĘ.**



**Obsługa A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub> po oblocie komisyjnym:**

- kierownik grupy PiS (nadzór płatowiec i silnik);
- starszy technik samolotu PiS nr 2 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy podoficer obsługi samolotu PiS nr 2 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy technik samolotu O (nadzór osprzęt);
- technik samolotu O nr 3 (realizator osprzęt);
- technik klucza URE (nadzór urządzenia radioelektroniczne);
- starszy technik samolotu URE nr 1 (realizator urządzenia radioelektroniczne);
- starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2 – starszy technik obsługi pokładowej;

**07.04.2010 r.**

**WYLOT Z WARSZAWY DO SMOLEŃSKA****Obsługa A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub> przed wylotem do SMOLEŃSKA:**

- starszy technik samolotu PiS nr 2 (nadzór płatowiec i silnik);
- technik samolotu PiS nr 2 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy technik samolotu PiS nr 1 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy technik samolotu O (nadzór osprzęt);
- technik samolotu O nr 3 (realizator osprzęt);
- starszy technik klucza URE (nadzór urządzenia radioelektroniczne);
- starszy technik samolotu URE nr 1 (realizator urządzenia radioelektroniczne);
- starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2 – starszy technik obsługi pokładowej;

**Obsługa A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub> po przylocie do SMOLEŃSKA:**

- dowódca 1 eskadry lotniczej – dowódca statku powietrznego (nadzór płatowiec i silnik, osprzęt, urządzenia radioelektroniczne);
- starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2 – starszy technik obsługi pokładowej (realizator płatowiec i silnik, osprzęt);
- etatowy nawigator (realizator urządzenia radioelektroniczne);

## **WYLOT ZE SMOLEŃSKA DO WARSZAWY**

### **Obsługa A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub> przed wylotem ze SMOLEŃSKA do WARSZAWY:**

- dowódca 1 eskadry lotniczej – dowódca statku powietrznego (nadzór płatowiec i silnik, osprzęt, urządzenia radioelektroniczne);
- starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2 – starszy technik obsługi pokładowej (realizator płatowiec i silnik, osprzęt);
- etatowy nawigator (realizator urządzenia radioelektroniczne);

### **Obsługa A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub> po przylocie do WARSZAWY:**

- kierownik grupy PiS (nadzór płatowiec i silnik);
- starszy technik samolotu PiS nr 3 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy podoficer obsługi samolotu PiS nr 2 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy technik klucza O (nadzór osprzęt);
- technik samolotu O nr 3 (realizator osprzęt);
- technik klucza URE (nadzór urządzenia radioelektroniczne);
- technik samolotu URE nr 2 (realizator urządzenia radioelektroniczne);
- starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M nr 2 – starszy technik obsługi pokładowej;

**08.04.2010 r.**

## **WYLOT Z WARSZAWY DO PRAGI**

### **Obsługa A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub> przed wylotem do PRAGI:**

- starszy technik samolotu PiS nr 2 (nadzór płatowiec i silnik);
- starszy technik samolotu PiS nr 3 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy podoficer obsługi samolotu PiS nr 2 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy technik klucza O (nadzór osprzęt);
- technik samolotu O nr 3 (realizator osprzęt);
- starszy technik klucza URE (nadzór urządzenia radioelektroniczne);
- technik samolotu URE nr 2 (realizator urządzenia radioelektroniczne);
- Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt – starszy technik obsługi pokładowej;



**Obsługa po przylocie do PRAGI:**

**Według dokumentacji – NIE WYKONANO**

**Według oświadczenia Szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt – starszego technika obsługi pokładowej – wykonał obsługę  $A_1 + P_P$ ;**

**WYLOT Z PRAGI DO WARSZAWY**

**Obsługa  $A_1 + P_S$  (w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837” została wpisana obsługa A – nie występuje ona w RO-86) przed wylotem do Warszawy.**

**Według oświadczenia Szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt – starszego technika obsługi pokładowej – wykonano obsługę  $A_1 + P_S$ :**

- zastępca dowódcy 1 eskadry lotniczej – dowódca statku powietrznego (nadzór płatowiec i silnik, osprzęt, urządzenia radioelektroniczne);
- Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt – starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M (realizator płatowiec i silnik, osprzęt);
- nawigator (realizator urządzenia radioelektroniczne);

**Obsługa  $A_2 + P_P$  po przylocie do WARSZAWY:**

- starszy technik samolotu PiS nr 2 (nadzór płatowiec i silnik);
- technik samolotu PiS nr 2 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy technik samolotu PiS nr 1 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy technik klucza O (nadzór osprzęt);
- technik samolotu O nr 2 (realizator osprzęt);
- starszy technik samolotu URE nr 1 (nadzór urządzenia radioelektroniczne);
- starszy podoficer obsługi samolotu URE nr 1 (realizator urządzenia radioelektroniczne);
- Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt – starszy technik obsługi pokładowej;

**09.04.2010 r.**

**Naprawa nosowej owiewki stacji radiolokacyjnej po zderzeniu z ptakiem:**

- dowódca GOT (nadzór naprawy);
- starszy inżynier płatowca i silnika Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt (nadzór naprawy);
- młodszy technik warsztatu mechanicznego GOT (realizator naprawy);
- spawacz warsztatu mechanicznego GOT (realizator naprawy);
-

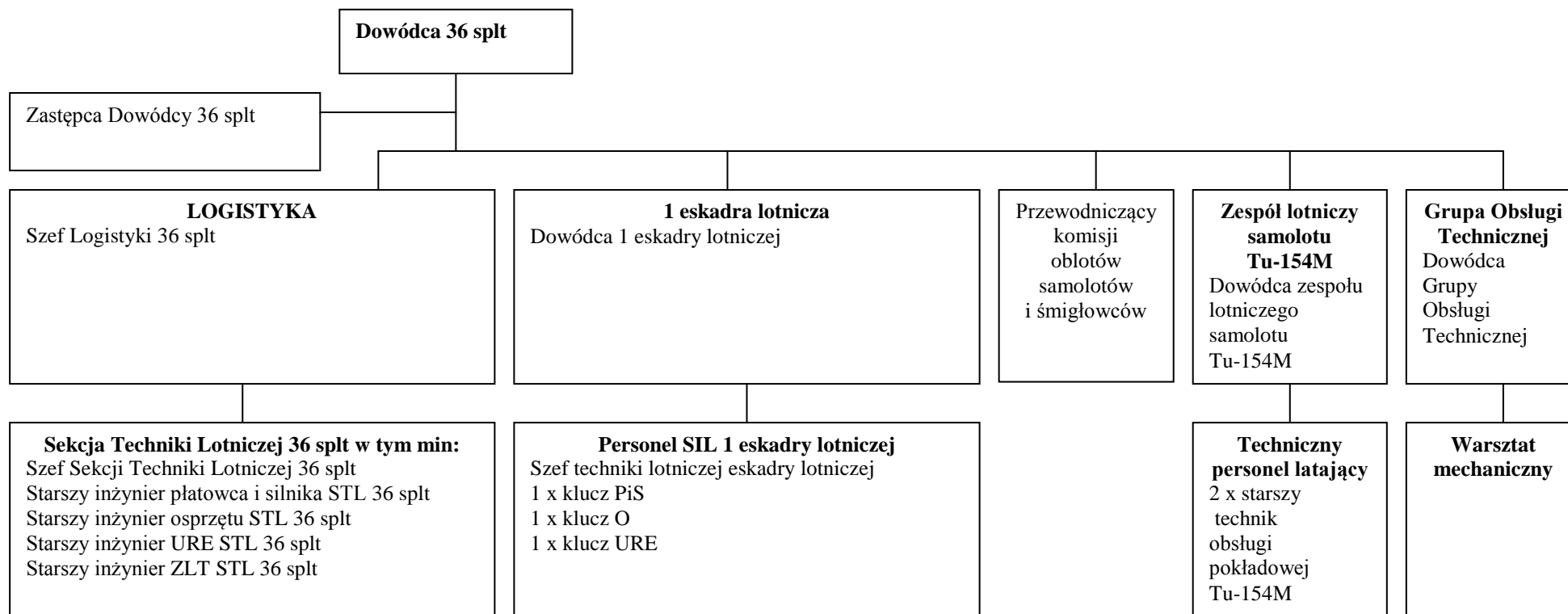
**10.04.2010 r.**

**Obsługa A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub> przed wylotem do SMOLEŃSKA:**

- starszy technik klucza PiS (nadzór płatowiec i silnik);
- technik samolotu PiS nr 1 (realizator płatowiec i silnik);
- starszy technik klucza O (nadzór osprzęt);
- technik samolotu O nr 1 (realizator osprzęt);
- starszy technik samolotu URE nr 1 (nadzór urządzenia radioelektroniczne);
- starszy podoficer obsługi samolotu URE nr 1 (realizator urządzenia radioelektroniczne);
- starszy technik obsługi pokładowej Tu-154M – starszy technik obsługi pokładowej.

## OBSŁUGA SAMOLOTÓW Tu-154M w 36 splt

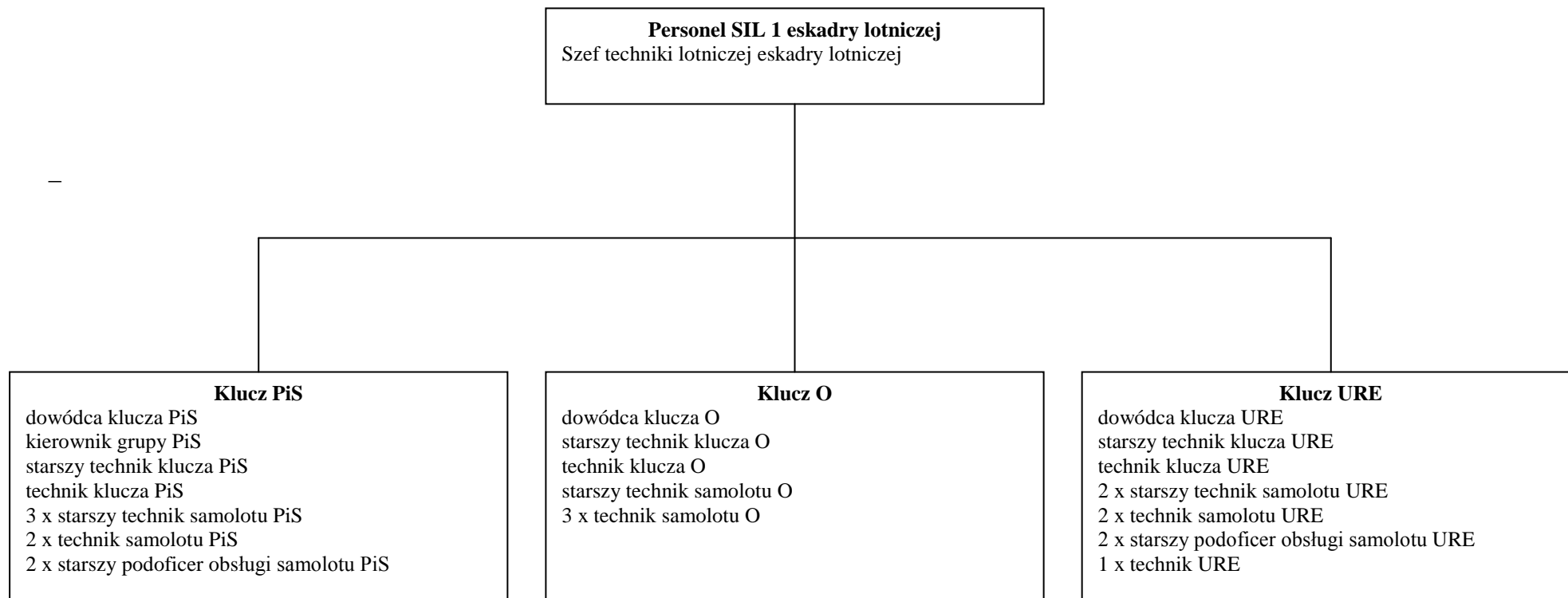
Personel służby inżynieryjno-lotniczej 36 splt obsługujący samoloty Tu-154M oraz techniczny personel latający wykonujący na nich loty usytuowany był w strukturze 36 splt zgodnie z poniższym schematem:



W trakcie wylotów Tu-154M po wylądowaniu na lotnisku niebędącym MSD obsługi wykonywali członkowie załogi samolotu pod nadzorem **dowódcy statku powietrznego: starszy technik obsługi pokładowej** (w specjalności PiS, O) oraz **nawigator** (obsługę w specjalności URE).

Personel warsztatu mechanicznego wykonywał prace zlecone przez personel SIL 1 eskadry lotniczej w zakresie napraw przewidzianych dokumentem „Tu-154. Руководство по капитальному ремонту”.

Szczegółowy wykaz personelu służby inżynierjno-lotniczej 1 eskadry lotniczej 36 splt obsługującego samoloty Tu-154M przedstawiony jest poniżej:



## **NIEPRAWIDŁOWOŚCI W FUNKCJONOWANIU SAMOŁOTU OD OSTATNIEGO REMONTU DO DNIA POPRZEDZAJĄCEGO KATASTROFĘ**

Opisane poniżej nieprawidłowości w funkcjonowaniu Tu-154M, nr fabryczny 90A837, nr boczny 101 zaistniały od czasu jego przylotu z remontu w dniu 23 grudnia 2009 r. do katastrofy w dniu 10 kwietnia 2010 roku.

### **I. SPOSÓB ZAPISU NIESPRAWNOŚCI**

Niesprawność zaistniała na statku powietrznym powinna być odnotowywana w poniższy sposób:

1. Wpis przez osobę, która stwierdziła niesprawność, w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13 lub w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14. Jeżeli niesprawność zaistniała w locie, należy zapoznać z nią personel techniczny.
2. Wpis przez personel techniczny o wykonanej analizie niesprawności oraz o podjętych czynnościach przywracających sprawność statku powietrznego.
3. Wypełnienie przez Komisję Badania Incydentu „Karty incydentu lotniczego”, jeżeli niesprawność została zakwalifikowana jako incydent lotniczy.
4. Umieszczenie opisu niesprawności w Systemie Informatycznym SAMANTA (dalej nazywany SI SAMANTA).
5. Umieszczenie opisu niesprawności albo:
  - 1) w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r.;
  - 2) w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r.;
  - 3) w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r.

### **II. NIESPRAWNOŚĆ (WYMIANA AGREGATU)**

Jeżeli usunięcie niesprawności wiąże się z wymianą części lub agregatu, konieczny jest:

1. Wpis o wymianie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, lub w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14.
2. Wpis o wymianie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837” wyżej wymienionej specjalności.

3. Uzupełnienie informacji o wymianie agregatu w opisie niesprawności w SI SAMANTA.
4. Jeżeli niesprawny agregat ma gwarancję handlową, to konieczne jest:
  - 1) wystawienie przez personel 36 splt „Protokołu reklamacyjnego”;
  - 2) dokonanie wpisu w „Księżce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”.

Po naprawie agregatu lub innych czynnościach podjętych w celu usprawnienia należy dokonać wpisu w „Księżce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”.

### III. WYKAZ USZKODZEŃ ORAZ WYMIAN AGREGATÓW

1. 04.01.2010 r. (specjalność urządzenia radioelektroniczne dalej nazywana URE).  
W „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 43 dokonano wpisu o wymianie RRS 1058-10-12 o nr 153 na RRS 1058-10-12 nr 147. Z informacji uzyskanych od personelu 36 splt wynika, że „zamiana bloku RRS nr 153 na blok nr 147, po ustnej uwadze dowódcy załogi co do pracy radiodalmierza RRS, podyktowana była potrzebą zlokalizowania ewentualnej niesprawności bloku lub instalacji samolotu”.  
Wymiany bloku RRS **nie odnotowano** w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”.
2. 05.01.2010 r. (URE). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 05.01.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel latający uszkodzenia podczas lotu:  
„Niesprawny system nawigacyjny UNS-1D nr 1 brak odwzorowania sygnału kursu HDG z BGMK-2. Stwierdzono urwany przewód 22AUN11 sygnału kursu HDG na łączówce N 019 pomiędzy blokami BKN-5 i BP-41 nr 4”.  
Kwalifikacja „IT / Pozostałe”. Sposób naprawy – naprawiono urwany przewód.  
Wpis o niesprawności zamieszczono również w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 05.01.2010 r., na str. 5, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Uwagi po oblocie weryfikacyjnym: 1. Niesprawny system nawigacyjny UNS-1D nr 1 – brak odwzorowania sygnału kursu HDG z BGMK-2”.

Z informacji uzyskanych od personelu 36 splt wynika, że „uszkodzenie systemu nawigacyjnego UNS-1D wystąpiło podczas lotu w dniu 05.01.2010 r. Zakończenie naprawy nastąpiło w dniu 07.01.2010 r. w związku z trudnościami w ustaleniu przyczyn uszkodzenia”. Ponadto po wykonanej naprawie personel URE zamieścił w ww. „Książce...” wpis: „Stwierdzono urwany przewód 22AUN11 sygnału kursu HDG na łączówce N 019 pomiędzy blokami BKN-5 i BP-41 Nr 4. Sprawdzono działanie systemów UNS-1D Nr 1 i Nr 2. Praca zgodna z WT”.

Niesprawność została odnotowana także w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 353. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „05.01.2010 r. Brak odwzorowania sygnału kursu HDG na UNS-1D nr 1. Stwierdzono urwany przewód 22AUN1 na łączówce N019 pomiędzy blokami BKN-5 i BP-41 nr 4. Naprawiono urwany przewód”.

Niesprawności tych **nie zakwalifikowano** jako incydent lotniczy, co jest **niezgodne** z „Instrukcją bezpieczeństwa lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej”, DSP, sygn. WLOP 346/2004, z zamieszczoną na str. 9 definicją incydentu lotniczego: „Incydent lotniczy – zdarzenie związane z eksploatacją statku powietrznego inne niż wypadek lotniczy, które ma lub mogłoby mieć niekorzystny wpływ na bezpieczeństwo lotów, zaistniałe od chwili, gdy jakakolwiek osoba weszła na jego pokład z zamiarem wykonania lotu, do chwili opuszczenia pokładu statku powietrznego przez wszystkie osoby znajdujące się na nim”.

Na podstawie wpisów w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 05.01.2010 r. brak możliwości przeprowadzenia analizy niesprawności.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

3. 07.01.2010 r. (specjalność osprzęt dalej nazywana O). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 07.01.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel latający uszkodzenia podczas lotu: „Podczas lotu sygnalizacja świetlna »Sprawdź wysokość« oraz brak sygnału wysokości na UNS nr 2”.

Przyczyna – uszkodzenie wewnętrzne wysokościomierza WBE-SWS nr 2. Kwalifikacja „IT / Nieutrzymywanie parametrów lub niewłaściwe działanie agregatów (urządzeń)”. Brak adnotacji o sposobie naprawy. **Brak adnotacji** o ewentualnej wymianie agregatu.

Wpis o niesprawności zamieścił dowódca statku powietrznego w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym

z lotu. Parametry”, z dnia 07.01.2010 r., str. 8, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Podczas lotu stwierdzono nieprawidłową pracę prawego WBE-SWS (sygnalizacja świetlna »SPRAWDŹ WYSOKOŚĆ«) oraz komunikat na wyświetlaczu UNS-1D (komp. 2) – »ADC INPUT FAIL«”.

Ponadto po wykonanej naprawie personel SIL na ww. stronie zamieścił wpisy o treści:

Osprzęt – „Stwierdzono nieprawidłowy styk przewodu m »6« w złączu x 2 prawego wysokościomierza WBE-SWS. Poprawiono lutowanie przewodu, sprawdzono stan techniczny złącz wysokościomierza i instalacji – bez uwag. Sprawdzone działanie wysokościomierza WBE-SWS nr 2 i przekazywanie sygnałów do UNS. Praca zgodna z WT”.

URE – „Sprawdzono działanie systemów UNS-1D NR 1 i NR 2. Praca zgodna z WT”.

Niesprawność została odnotowana także w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 485. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Podczas lotu sygnalizacja świetlna »Sprawdź wysokość«, brak ustawienia wysokości na UNS nr 2, uszkodzenie wewnętrzne wysokościomierza WBE-SWS nr 2, wymiana”.

Niesprawność tę zakwalifikowano jako incydent lotniczy. W „Karcie incydentu lotniczego”, w rubryce „Opis zdarzenia, przyczyny i zastosowana profilaktyka” zamieszczono wpis:

„Po starcie z lotniska Okęcie załoga stwierdziła zaświecenie się lampki »sprawdź wysokościomierze«, pojawienie się informacji na UNS-2 »ADC input failed« oraz niemożliwość podłączenia UNS-2 do automatycznego rodzaju pracy AWU-UNS. Załoga przerwała zadanie. Lądowanie na lotnisku bazowania – bez uwag.

Przyczyną zaistniałego incydentu było uszkodzenie wskaźnika WBE-SWS nr 2 (układ pomiaru wysokości) współpracującego z systemem UNS. Personel techniczny wymienił wadliwy wskaźnik. Samolot sprawny”.

Kwalifikacja „IT”. Podkomisja techniczna ustaliła, że w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 166 **nie została odnotowana** wymiana bloku, o którym mowa w ww. dokumentach.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**



4. 07.01.2010 r. (URE). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 07.01.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel techniczny uszkodzenia podczas lotu: „W dniu 07.01.2010 stwierdzono niesprawność systemu łączności satelitarnej AERO-HSD+. Podłączenie systemu do sieci AERO H+ i SWIFT64 nastąpiło po 45 min od włączenia. Na wyświetlaczu tel. TT-5620A występuje komunikat »LOGGING ON«, nie zapalają się diody H+ i HSD. Ponadto brak sygnałów o uszkodzeniu”.

Przyczyna **nie została** określona. Kwalifikacja „IT / Nieutrzymywanie parametrów lub niewłaściwe działanie agregatów (urządzeń)”.

W „Profilaktyka i opis uzupełniający” umieszczono wpis: „Dn. 02.02.2010 technik TKS a.s. stwierdził, że możliwa jest »pływająca« niesprawność w systemie TKS P, która podczas sprawdzania systemu AERO HSD+ nie pojawiła się. W celu upewnienia się, że defekt już nie występuje, należy przeprowadzić sprawdzenie w powietrzu. Sprawdzono w dn. 9-14.02.2010 - b/u.”.

Wpis o niesprawności **nie został zamieszczony** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13.

Niesprawność została odnotowana także w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 353 wraz ze sposobem naprawy: „Podłączenie systemu AERO-HSD po 45 minutach od włączenia. Na wyświetlaczu tel. TT-5620A komunikat »LOGGING ON«. Zgłoszenie reklamacyjne. Naprawa serwisowa”.

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 143/10/FAX z dnia 13.01.2010 r. dołączony został „Protokół reklamacyjny Nr 02/36spl/R/2010”. W „Książce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 22, pod poz. 2 odnotowano usprawnienie systemu w dn. 02.02.2010 r. oraz sprawdzenie podczas lotów w dniach 09-14.02.2010 r.

Niesprawności **nie zakwalifikowano** jako incydent lotniczy.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

5. 11.01.2010 r. (URE). Jedynie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, z dnia 11.01.2010 r., na str. 11, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” dokonano wpisu: „Na polecenie st. inż. URE wyb. prawy

wskaźnik wariometru IVA-81A nr 7709. Zab. IVA-81A nr 20920. Spr. działanie testem wewnętrznym – praca b/u”.

Potwierdzenie wymiany agregatów – wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 57.

Z informacji uzyskanych od personelu 36 splt wynika, że „wybudowa wskaźnika wariometru IVA-81A nr 7709 i zabudowa wskaźnika nr 20920 spowodowana była faktem, iż wskaźnik o nr 7709, sprawny technicznie, charakteryzował się długim czasem wejścia do pracy. Zamiana wskaźnika wynikała z potrzeby posiadania lepszego i pewniejszego wskaźnika IVA-81A na samolocie nr 101, gdyż samolot ten wdrożony był do lotów operacyjnych”.

6. 15.01.2010 r. (URE). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 15.01.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel bezpośredniej obsługi uszkodzenia podczas obsługi przedlotowej: „W czasie wykonywania obsługi A2 stwierdzono niesprawność systemu nawigacyjnego KURS MP-70 (2 kpl.). Brak odbioru sygnałów radiolatarni VOR oraz LOC. Uszkodzeniu uległ odbiornik nawigacyjny UNP”.

Przyczyna – niesprawny odbiornik nawigacyjny UNP. Kwalifikacja „IT / Nieutrzymywanie parametrów lub niewłaściwe działanie agregatów (urządzeń)”. Sposób naprawy – wymiana agregatu.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 15.01.2010 r., str. 16, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” jest wymieniona obsługa A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub>, co potwierdza również zapis w „Części VI. Potwierdzenie wykonania obsługi technicznej i nadzór” w kolumnie „Wykonano przegląd...”. Ponadto rodzaj wykonanych prac potwierdza również wpis o niesprawności zamieszczony w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 15.01.2010 r., na str. 16, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „W czasie wykonywania obsługi A<sub>2</sub> + P<sub>S</sub> stwierdzono niesprawność KURS MP-70”.

Po wykonanej naprawie personel URE zamieścił w ww. „Książce...” na ww. stronie wpis o treści: „Wybudowano blok UNP nr 9451, a zabudowano blok UNP nr 0139. Sprawdzono działanie KURS MP-70 imitatorem. Praca b/u”.

Potwierdzenie wymiany agregatów – wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 23.

Niesprawność została odnotowana także w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 353. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Блок odbioru sygn. VOR LOC na II kpl. KURS MP-70 Wymiana bl. UNP”.

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 270/10/FAX z dnia 26.01.2010 r. dołączony został „Протокол рекламacyjny Nr 05/36spl/R/2010”. W „Книжке ewidencji рекламации sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 22, pod poz. 5, odnotowano, że „odebrano blok UNP nr 410 dn. 01.03.2010 r.”.

Dyrektor Generalny MAW Telecom International SA w piśmie nr 92 z dnia 11.02.2010 r. przekazał informację o tym, że reklamowany agregat został wysłany do firmy Aviakor celem określenia przyczyn powstania niesprawności i po przeprowadzonych sprawdzeniach Użytkownik zostanie powiadomiony o rezultatach, a także o przyjęciu lub odrzuceniu niesprawności.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

7. 15.01.2010 r. (O) „Brak sygnalizacji sprawności ABSU, uszkodzenie wewnętrzne bloku sterowania BU-65”.

Niesprawność **nie została odnotowana** ani w SI SAMANTA, ani w „Книжке obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Рaporcie technicznym z lotu. Parametry”. Niesprawność została odnotowana jedynie w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 485. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Brak sygnalizacji sprawności ABSU, uszkodzenie wewnętrzne bloku sterowania BU-65, wymiana”.

Jest to niezgodne z „Instrukcją służby inżynierijno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, z pkt 243 o treści: „Każdy specjalista, który w czasie wykonywania obsługi spowodował lub wykrył niesprawność (uszkodzenie) SP, zobowiązany jest wpisać do książki obsługi SP oraz zameldować o tym bezpośredniemu przełożonemu. Po przeprowadzeniu pełnej analizy niesprawności i ustaleniu jednoznacznej

przyczyny oraz sposobu usprawniania SP dowódca klucza (kierownik działu) wpisuje adnotację do ewidencji niesprawności oraz wypełnia kartę niesprawności. Personel SIL zobowiązany jest również do odnotowania w książce obsługi wszystkich czynności związanych z usunięciem niesprawności”.

Z oświadczenia złożonego przez starszego inżyniera osprzętu Sekcji Techniki Lotniczej 36 splł wynika, że „niesprawność została odnotowana w SI SAMANTA dnia 25.01.2010 r. i faktycznie tego dnia miała miejsce. Wpis o niesprawności dnia 15.01.2010 r. jest pomyłką. Przedmiotowa niesprawność powinna być wpisana z datą 25.01.2010 r. Dnia 15.01.2010 r. samolot Tu-154M nr 101 wykonywał 3 loty na trasie WARSZAWA–KEVLAVIK–BANGOR–PORT AU PRINCE. Podczas ww. lotów nie wystąpiła niesprawność ABSU i nie był wymieniany blok BU-65”.

#### **Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

8. 15.01.2010 r. (specjalność płatowiec i silnik dalej nazywana PiS) „Podczas wykonywania obsługi startowej stwierdzono wgięcie części dolnej drzwi nr 2”. Niesprawność **nie została odnotowana** w SI SAMANTA. Wpis o niesprawności został zamieszczony przez dowódcę statku powietrznego w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 15.01.2010 r., na str. 17, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Podczas wykonywania obsługi startowej stwierdzono wgięcie części dolnej drzwi nr 2 spowodowane (wpis nieczytelny, prawdopodobnie – nieumiejętnym) podstawieniem schodów przez obsługę lotniskową”. Z treścią wpisu zapoznał się (wpis nieczytelny – podkomisja techniczna ustaliła, że był to starszy technik klucza PiS). Z jego oświadczenia wynika, że: „po powrocie samolotu Tu-154M nr 101 z Haiti zapoznałem się z wpisem dokonany przez załogę o incydencie na lotnisku. Sprawa dotyczyła zahaczenia trapu ruchomego o drzwi bufetu środkowego. W dniu 18.01.10 po wykonaniu przeglądu drzwi usunięto niesprawność. Sprawdzenie drzwi wykonano zgodnie z kartami technologicznymi 052.10.01D, 052.10.01.E”.

Zgodnie z oświadczeniem personelu 36 splł (kierownika warsztatu mechanicznego GOT –grupy obsługi technicznej) informacja o niesprawności została wpisana w dniu 18.01.2010 r. do „Książki ewidencji wykonanych remontów sprzętu w grupie (dziale) Warsztat Mechaniczny”, zarejestrowanej w RWD nr 306/15, pod pozycją 19, na stronie 206: „wyprostować zagięcie na drzwiach bufetu środkowego Tu-154M 101”. Kierownik warsztatu ponadto przekazał informację: „po oględzinach uszkodzenia stwierdziłem, że jest

to niewielkie zagięcie blachy i wymaga napraw przy użyciu narzędzi blacharskich. Do ww. zadania skierowałem młodszego technika warsztatu mechanicznego GOT, który wykonał daną czynność. Po wykonaniu zostałem poinformowany i sprawdziłem poprawność wykonania, uwag nie stwierdziłem”.

Niesprawność **nie została odnotowana** także w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 689.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

9. 17.01.2010 r. (URE). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 17.01.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel latający uszkodzenia podczas lotu:

„W czasie lotu w dn. 17.01.2010 załoga stwierdziła brak działania systemu SELCAL”.

Przyczyna – **brak określenia**. Kwalifikacja „IT / Nieutrzymywanie parametrów lub niewłaściwe działanie agregatów (urządzeń)”. Sposób naprawy – „Sprawdzono działanie systemu SELCAL. Test wewnętrzny systemu przechodzi prawidłowo. Sprawdzono SELCAL imitatorem IFR-4000 z wykorzystaniem radiostacji UKF i KF – praca systemu prawidłowa”.

Wpis o niesprawności dowódca statku powietrznego zamieścił w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, z dnia 17.01.2010 r., na str. 19, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Brak działania systemu SELCAL”.

Z treścią wpisu zapoznał się dowódca klucza URE w dniu 18.01.2010 r. **Brak informacji** w tym miejscu o podjętym działaniu.

Według oceny podkomisji technicznej prawdopodobnie po przylocie do WARSZAWY w dniu 18.01.2010 r. po zaistnieniu w locie w tym dniu kolejnej niesprawności (opisanej dalej jako „Chwilowe braki łączności UKF”) personel URE dokonał sprawdzenia systemu i następnie wpisu o treści: „Sprawdzono działanie systemu SELCAL. Test wewnętrzny system przeszedł prawidłowo. Sprawdzono system SELCAL imitatorem IFR-4000, zarówno z wykorzystaniem radiostacji UKF jak i KF – praca systemu prawidłowa”.

Ponadto personel URE uzupełnił wpis w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 89, w „Części IX. Uzupełnienie do obsługi. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” o zapis: „Sprawdzono działanie radiostacji UKF-I

na kilkunastu częstotliwościach z całego zakresu pracy radiostacji. Sprawdzono połączenia elektryczne a złącza radiostacji przemyto spirytusem. Działanie radiostacji zgodne z WT”.

Niesprawność została odnotowana także w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 353. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Brak działania systemu SELCAL. Urządzenie sprawdzono i testowano testerem IFR-4000. Działanie b/u”.

Niesprawność zakwalifikowano jako incydent lotniczy. W „Karcie incydentu lotniczego”, w rubryce „Opis zdarzenia, przyczyny i zastosowana profilaktyka” zamieszczono wpis: „Brak działania systemu SELCAL. Personel URE dokonał sprawdzenia systemu SELCAL imitatorom IFR-4000 – praca prawidłowa. Przyczyną niesprawności mogło być niekorzystne oddziaływanie jonosfery w zakresie fal krótkich mogące spowodować chwilowy zanik łączności. Samolot sprawny”.

Kwalifikacja „R”.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

10. 17.01.2010 r. (O). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 17.01.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel latający uszkodzenia podczas lotu: „Podczas lotu stwierdzono brak wskazania wibracji silnika nr 1”.

Przyczyna – uszkodzenie wewnętrzne bloku elektroniki BE-30-2. Kwalifikacja „TZ / Techniczne zużycie elementów lub zespołów statku powietrznego w czasie jego eksploatacji, powodujące konieczność ich przedwczesnej wymiany”. Sposób naprawy – wymiana agregatu.

Wpis o niesprawności dowódca statku powietrznego zamieścił w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 17.01.2010 r., na str. 19, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Brak wskazań wibracji na wskaźniku IW-50 ska nr 1 (wskazania – stała wartość 10%) tylna i przednia podpora”.

Z treścią wpisu zapoznał się starszy technik klucza O (**brak** w tym miejscu **informacji** o dalszym działaniu).

Natomiast w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 89, w „Części IX. Uzupełnienie do obsługi. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi

pilota i nadzoru” dokonano wpisu o treści: „Wybudowano blok BE-30-2 o nr 340012 i zabudowano BE-30-2 o nr 101011 z instalacji wibracji IW-50P-A-3 silnika nr 1. Sprawdzono poprawność pracy – bez uwag”.

Potwierdzenie wymiany agregatów – wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 81.

Niesprawność została odnotowana w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 485. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Brak wskazań wibracji silnika nr 1, uszkodzenie wewnętrzne bloku elektroniki BE-30-2, wymiana”.

Niesprawność zakwalifikowano jako incydent lotniczy. W „Karcie incydentu lotniczego”, w rubryce „Опис zdarzenia, причины и zastosowana профилактика” zamieszczono wpis: „За́лога stwierdziła brak wskazań wibracji na wskaźniku IW-50 silnika nr 1 (stała wartość 10%, tylna i przednia podpora). Materiały OKL wskazują podwyższoną wartość wibracji silnika nr 3 od godziny 22:53 UTC+1 do wartości ok. 32%. W następnym locie po trasie Gander – Warszawa o godzinie 04:36 UTC+1 wibracji osiąga 40%, następnie spada i do lądowania wskazywane są podwyższone wartości (ponad 25%). Przyczyną braku wskazań wibracji było uszkodzenie bloku BE-30-2 w instalacji pomiaru drgań IW-50P-A-3 silnika nr 1. Personel techniczny wymienił wadliwy blok. Wykonano próbę samolotu na ziemi, sprawdzono mocowania silników – parametry zgodne z WT, nie stwierdzono ponadnormatywnych wartości wibracji. Samolot sprawny”.

Kwalifikacja „X”.

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 224/10/FAX z dnia 22.01.2010 r. dołączony został „Протокол рекламacyjny Nr 03/36spl/O/2010”. W „Książce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 22, pod poz. 3, odnotowano, że „w dniu 17.03.2010 r. dostarczono blok po realizacji reklamacji”.

Dyrektor Generalny MAW Telecom International SA w piśmie nr 92 z dnia 11.02.2010 r. przekazał informację o tym, że reklamowany agregat został wysłany do firmy Aviakor celem określenia przyczyn powstania niesprawności i po przeprowadzonych sprawdzeniach Użytkownik zostanie powiadomiony o rezultatach, a także o przyjęciu lub odrzuceniu niesprawności.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

11. 17.01.2010 r. (O lub PiS). „W czasie lotu po trasie Santo Domingo – Gander stwierdzono podwyższoną wibrację silnika nr 3 podpory tylnej do wartości 30%. Pozostałe parametry pracy silników zgodne z WT”.

Powyższy wpis o niesprawności zamieścił dowódca statku powietrznego (jednak nie podpisał go) w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 17.01.2010 r., na str. 19, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”.

**Brak informacji** o potwierdzeniu niesprawności oraz o ewentualnym dalszym działaniu. Niesprawność **nie została odnotowana** w SI SAMANTA.

Niesprawność **nie została odnotowana** w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 689 oraz w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 485.

Niesprawności **nie zakwalifikowano** jako incydent lotniczy.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

12. 18.01.2010 r. (PiS). „W czasie lotu po trasie Gander – Warszawa stwierdzono podwyższoną wartość wibracji silnika nr 3 do wartości 42% (podpora tylna). Pozostałe parametry pracy silników zgodne z WT”.

Powyższy wpis o niesprawności zamieścił dowódca statku powietrznego w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 18.01.2010 r., na str. 20, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”. Po przylocie do Warszawy personel PiS dokonał sprawdzenia stanu technicznego łożyska międzywałowego trzeciego silnika i na ww. stronie zamieścił wpis: „Sprawdzono stan techniczny łożyska międzywałowego na trzecim silniku. Parametry: 100, 90, 90, 90, 90, 100”.

Niesprawność **nie została odnotowana** w SI SAMANTA.



Niesprawność **nie została odnotowana** w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 689.

Komisja SIL 36 spłt w „Notatce technicznej” spisanej w dniu 19.01.2010 r. w JW 2139 w sprawie wystąpienia wskazań podwyższonej wibracji do wartości 40,8% (na wskaźniku systemu kontroli wibracji silnika IW-50) silnika D-30KU nr 59219012414 zabudowanym na pozycji prawy na płatowcu samolotu Tu-154M nr 90A837 (nr boczny 101) stwierdziła, że: „okresowe zwiększenie poziomu wibracji przedmiotowego silnika nastąpiło w dniu 18.01.2010 r. podczas wykonywania lotu po trasie Gander – Warszawa. Po odczytaniu parametrów lotu z pokładowego rejestratora lotów typu ATM-QAR stwierdzono maksymalny okresowy wzrost poziomu wibracji do wartości 40,8% trwający przez okres 4 sekundy oraz wahania wibracji w przedziale 38÷40% trwające przez okres 8 minut, podczas lotu na wysokości 11300 metrów”. Wykonano analizę parametru maksymalnego wibracji z poszczególnych lotów od zakończenia remontu przedmiotowego silnika w oparciu o wyniki zapisu z eksploatacyjnego rejestratora parametrów lotu (...). Ponadto komisyjnie „wykonano dodatkowe czynności sprawdzające:

1. Sprawdzenie sprawności układu wykonującego pomiar wibracji za pomocą AKP typu UPiW. Układ sprawny.
2. Sprawdzone węzły mocowania silnika do elementów płatowca – zgodne z WT.
3. Sprawdzone lekkość obracania się wirników niskiego i wysokiego ciśnienia. Bez uwag.
4. Podczas obsługi typu „B” sprawdzono czystość filtrów oleju MFS-30 i CWS-30. Bez uwag.
5. Wykonano analizę chemiczną próbki oleju. Parametry zgodne z WT...
6. Na podstawie biuletynu nr 1530-BU-AB dla silników D-30KU-154M 2 serii wykonano sprawdzenie stanu łożyska międzywałowego zgodnie z metodyką 560/8-78/90. Parametry zgodne z WT. Wykonanie biuletynu oraz parametry sprawdzenia odnotowano w Książce silnika.
7. Wykonano próbę silnika zgodnie z instrukcją eksploatacji silnika. Parametry silnika zgodne z WT...
8. Sprawdzone stan techniczny łopatek roboczych i widocznych łopatek AK SNC. Bez uwag.
9. Sprawdzone łopatki VI stopnia turbiny. Bez uwag.

W „Notatce...” zawarto również: „zalecenia eksploatacyjne:

Na podstawie analizy danych z lotów po ostatnim remoncie stwierdzono, że poziom wibracji nie wykazuje tendencji wzrostowej i utrzymuje się na stałym poziomie.

Należy uczulić personel pokładowy na szczególne zwrócenie uwagi na poziom wibracji podczas lotu (kopie notatki dla personelu pokładowego).

Zapoznać personel OKL z notatką oraz uczulić na szczególną analizę poziom wibracji prawego silnika pod kątem tendencji wzrostowej wibracji”.

Pod treścią „Notatki...” widnieje podpis również przedstawiciela OKL.

Niesprawności **nie zakwalifikowano** jako incydent lotniczy.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

13. 18.01.2010 r. (URE). „Chwilowe braki łączności UKF”.

Powyższy wpis o niesprawności zamieścił dowódca statku powietrznego w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 18.01.2010 r., na str. 20, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”. Po przylocie do Warszawy personel URE na ww. stronie dokonał wpisu: „Sprawdzono działanie systemu SELCAL. Test wewnętrzny system przeszedł prawidłowo. Sprawdzono system SELCAL imitatorem IFR-4000, zarówno z wykorzystaniem radiostacji UKF jak i KF – praca systemu prawidłowa”. Ponadto uzupełnił wpis w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 89, w „Części IX. Uzupełnienie do obsługi. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” o zapis: „Sprawdzono działanie radiostacji UKF-I na kilkunastu częstotliwościach z całego zakresu pracy radiostacji. Sprawdzono połączenia elektryczne a złącza radiostacji przemyto spirytusem. Działanie radiostacji zgodne z WT”.

Niesprawność **nie została odnotowana** w SI SAMANTA.

Niesprawność **nie została odnotowana** w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 353.

Ww. niesprawności nie zakwalifikowano jako incydent lotniczy.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

14. 20.01.2010 r. (URE). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 17.01.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu uszkodzenia przez personel bezpośredniej obsługi podczas wykonywania obsługi przedlotowej A<sub>2</sub>: „W czasie wykonywania obsługi A<sub>2</sub>

dn. 20.01.2010 stwierdzono niesprawność systemu nawigacyjnego KURS MP-70 (2 kpl.). Brak odbioru sygnałów radiolatarni VOR oraz LOC”.

Przyczyna – uszkodzeniu uległ odbiornik nawigacyjny UNP. Kwalifikacja „IT / Nieutrzymywanie parametrów lub niewłaściwe działanie agregatów (urządzeń)”. Sposób naprawy – wymiana agregatu.

Wpis o niesprawności zamieszczono w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 20.01.2010 r., na str. 22, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Podczas obsługi A<sub>2</sub> stwierdzono brak odbioru sygnałów VOR oraz LOC z II kpl urządzenia KURS MP-70”.

Personel URE na ww. stronie dokonał wpisu o usunięciu niesprawności „Wybudowano niesprawny blok UNP – II kpl. nr 0139, a zabudowano blok warsztatowy nr 8401. Działanie urządzenia KURS MP-70 sprawdzono w trybie samokontroli oraz imitatorem IFR-4000. Urządzenie sprawne”.

Potwierdzenie wymiany agregatów – wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 23.

Niesprawność została odnotowana w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 353. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Blok odbioru sygnałów VOR i LOC na II kpl. KURS MP-70 Wymiana bloku UNP”.

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 270/10/FAX z dnia 26.01.2010 r. dołączony został „Protokół reklamacyjny Nr 06/36spl/R/2010”. W „Książce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 22, pod poz. 6, nie zamieszczono żadnej informacji o sposobie załatwienia reklamacji.

Dyrektor Generalny MAW Telecom International SA w piśmie nr 92 z dnia 11.02.2010 r. przekazał informację o tym, że reklamowany agregat został wysłany do firmy Aviakor celem określenia przyczyn powstania niesprawności i po przeprowadzonych sprawdzeniach Użytkownik zostanie powiadomiony o rezultatach, a także o przyjęciu lub odrzuceniu niesprawności.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

15. 22.01.2010 r. (O). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 22.01.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel latający uszkodzenia podczas uruchamiania urządzenia SP przed lotem: „Brak sygnalizacji sprawności ABSU na pulpicie PPN-13”.

Przyczyna – uszkodzenie wewnętrzne mechanizmu sterowania RA-56W1 w kanale przechylenia – zanieczyszczone płynem hydraulicznym złącza agregatu, zwarcia wewnętrzne. Kwalifikacja „R / Pozostałe”. Sposób naprawy – wymiana agregatu. Profilaktyka – „dokonano przeglądu stanu technicznego złącz elektrycznych agregatów RA-56 kanałów pochylenia i kierunku”.

Wpis o niesprawności zamieścił dowódca statku powietrznego w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, z dnia 22.01.2010 r., na str. 26, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Przed wykołowaniem przy pracujących silnikach na zakresie »mały gaz« oraz przełączeniu »kasowania blokady i pamięci usterki« w położenie »automat« przez mechanika pokładowego w czasie sprawdzania zakresu »sterowanie ręczne korygowane« przez dowódcę statku powietrznego stwierdzono zgaśnięcie zielonej tabliczki »ABSU SPRAWNY« na PPN-13 u mechanika pokładowego. Podczas identyfikacji niesprawnego zapisu ABSU stwierdzono uszkodzenie agregatu sterującego wychyleniem steru wysokości (RA-56 pierwszy podkanał).

Dowódca statku powietrznego na ww. stronie uzupełnił opis niesprawności o następujący wpis: „Z powodu braku części zamiennych w apteczce technicznej usterki nie udało się usunąć. Po konsultacjach z inżynierami 36 splł oraz specjalistami zakładu produkcyjnego w Samarze stwierdzono, że lot do portu macierzystego w m. Warszawa może być bezpiecznie wykonany”.

Zgodnie z oświadczeniem złożonym przez starszego inżyniera osprzętu Sekcji Techniki Lotniczej 36 splł na podstawie „Ty-154M. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая”, rozdział „4. Выполнение полета”, podrozdział „4.9.2. Перечень допустимых отказов”, str. 4.9.41 (Сент. 5/06) pkt „(16) неисправность в одном из подканалов боковой управляемости” istnieje możliwość kontynuowania lotu „разрешение на полет” – „до базы” lub „до аэропорта назначения” lub „до первого аэропорта по расписанию”. Jest to jednakże **niezgodne** z „Instrukcją służby inżynierijno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, z rozdziałem 4.

„Inżynieryjno-lotnicze zabezpieczenie lotów”, podrozdziałem „Obsługa i dopuszczenie do lotów”, pkt 384 o treści: „Do lotów może być dopuszczony tylko sprzęt technicznie sprawny, przygotowany zgodnie z dokumentacją eksploatacyjną i dodatkowymi wytycznymi, wynikającymi z postawionego zadania”.

Wpis o usunięciu niesprawności zamieszczono w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 08.02.2010 r., na str. 41, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”. Personel PiS dokonał wpisu o usunięciu niesprawności: „Wymieniono RA-56W-1 o nr: 089300100, a zabudowano o nr: N081340082” oraz „Sprawdzono szczelność instalacji hydraulicznej. B/U”. Ponadto personel O dokonał wpisu „Wykonano punkty nr 022.01.00.A 4.3.1, 1), 2), 022.10.00.A 3.1, 3.12, 3.22, 3.34, 022.01.00.B 4 po wymianie RA-56-W-1 w kanale przechylenia.” (podkomisja techniczna ustaliła, że prawidłowym nr RA-56W-1 jest N089300100).

Potwierdzenie wymiany agregatów – wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 17.

Niesprawność została odnotowana w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 485. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Brak sygnalizacji sprawności ABSU na PPN-13, uszkodzenie wewnątrz (wpis nieczytelny – prawdopodobnie „zwarcie”) mechanizmu sterowania lotkami RA-56W-1, wymiana”.

Niesprawność zakwalifikowano jako incydent lotniczy. W „Karcie incydentu lotniczego”, w rubryce „Opis zdarzenia, przyczyny i zastosowana profilaktyka” zamieszczono wpis: „W trakcie sprawdzania systemów samolotu po uruchomieniu silników, stwierdzono niesprawność zespołu ABSU. Stwierdzono uszkodzenie agregatu sterowania wychyleniem steru wysokości RA-56-W-1. Na podstawie zapisu w IUL samolotu Tu-154 dotyczącego postępowania w przypadku zaistniałej niesprawności punkt 4.9.2 wykonywano zadanie zgodnie z rozkazem lotu (niesprawność jednego z kanałów sterowności bocznej dopuszcza powrót do lotniska macierzystego nawet, jeżeli zachodzi konieczność wielokrotnych lądowań). Lądowanie w dniu 24.01.2010 r. na lotnisku macierzystym bez następstw. Przyczyną defektu było uszkodzenie agregatu sterowania wychyleniem steru wysokości

RA-56-W. W dniu 09.02.2010 r. personel techniczny wymienił wadliwy blok. Wykonano lot sprawdzający. Samolot sprawny”.

Kwalifikacja „R”.

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 245/10/FAX z dnia 25.01.2010 r. dołączony został „Protokół reklamacyjny Nr 04/36spl/O/2010”. W „Książce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 22, pod poz. 4, odnotowano, że „08.02.2010 r. zrealizowano poprzez dostarczenie agregatu o nr N081340082”.

Dyrektor Generalny MAW Telecom International SA w piśmie nr 92 z dnia 11.02.2010 r. przekazał informację o tym, że reklamowany agregat został wysłany do firmy Aviakor celem określenia przyczyn powstania niesprawności i po przeprowadzonych sprawdzeniach Użytkownik zostanie powiadomiony o rezultatach, a także o przyjęciu lub odrzuceniu niesprawności.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

16. 24.01.2010 r. (PiS). Brak **odnotowania niesprawności** w SI SAMANTA, w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 689. Opis niesprawności został zawarty jedynie w protokole reklamacyjnym.

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 290/10/FAX z dnia 28.01.2010 r. dołączony został „Protokół reklamacyjny Nr 08/36SPLT/P/2010”. W „Książce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 23, pod poz. 8, odnotowano, że „dn. 24.01.2010 r. podczas obsługi polotowej samolotu stwierdzono rozwarstwienie i mechacenie się wykładziny podłogowej w przedziałach pasażerskich oraz niesprawność fotela pasażerskiego obrotowego zamontowanego w przedziale pierwszego salonu”. Dokonano również wpisu o dalszym postępowaniu: „w dniu 02.02.2010 r. przedstawiciele wykonawcy określili stan dywanu jako normalny. Fotel pasażerski został usprawniony”. Ponadto w piśmie Dyrektora Generalnego MAW Telecom International SA nr 92 z dnia 11.02.2010 r. zawarto następujące informacje:

„1. Protokół reklamacyjny nr 08/36SPLT/P/2010 z dnia 25.01.2010 r. – dotyczy rozwarstwiania się i mechacenia wykładziny podłogowej oraz niesprawności fotela pasażerskiego.

W związku z tym, w dniu 2.02.2010 r. przedstawiciele Wykonawcy udali się na wizję lokalną i w towarzystwie Szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt stwierdzono, że brak jest objawów rozwarstwiania się dywanu w przedziale pasażerskim, a mechacenie się dywanu jest dopuszczalne w pierwszych tygodniach jego eksploatacji, gdyż wysokiej klasy dywan (a nie wykładzina – jak to zostało ujęte w protokole) ma taką właściwość.

Fotel pasażerski został prawdopodobnie uszkodzony poprzez zbyt energiczne posługiwanie się mechanizmem blokującym możliwość obrotu lub wystąpiła wada materiału, gdyż miesiąc wcześniej podczas odbioru komisyjnego samolotu działał prawidłowo. Ponieważ przyczyna nie jest jednoznaczna Wykonawca postanowił usprawnić fotel w możliwie krótkim czasie”.

17. 25.01.2010 r. (O). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 25.01.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel bezpośredniej obsługi uszkodzenia podczas wykonywania innych prac: „Brak sygnalizacji sprawności ABSU”.

Przyczyna – uszkodzenie wewnętrzne bloku BU-65 spowodowane zwarceniem w mechanizmie sterowania RA-56W1. Kwalifikacja „I / Pozostałe”. Sposób naprawy – wymiana agregatu.

Wpis o usunięciu niesprawności zamieszczono w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 08.02.2010 r., na str. 41, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”. Personel O dokonał wpisu o usunięciu niesprawności: „Wybudowano BU-65 o nr 0850055 i zabudowano o nr 0100001 z układu ABSU-154.” oraz o wykonanych czynnościach po wymianie bloku: „Wykonano punkty nr 022.10.00.A 3.1, 022.10.00.B 3.3, 3.40, 3.51, 022.10.00.B 3.22 po wymianie bloku BU-65”.

Potwierdzenie wymiany agregatów – wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 13.

Niesprawność **nie została** odnotowana w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 485.

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 501/FAX/10 z dnia 17.02.2010 r. dołączony został „Protokół reklamacyjny Nr 09/36spl/O/2010”, w którym w pkt 3 zamieszczono opis przedmiotu reklamacji (defektu, uszkodzenia): „w dniu 08.02.2010 r. przed startem samolotu załoga stwierdziła brak możliwości wyświetlenia na pulpicie PPN-13 zielonej lampki

»ABSU SPRAWNY«. Podczas identyfikacji niesprawności stwierdzono uszkodzenie I podkanału w kanale przechylenia ABSU. Po analizie usterki stwierdzono nieprawność bloku BU-65”.

W „Książce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 23, pod poz. 9, odnotowano, że „dn. 08.02.2010 r. przed wylotem załoga stwierdziła brak możliwości wyświetlenia zielonej lampki »ABSU SPRAWNY« na pulpicie PPN-13. stwierdzono uszkodzenie I podkanału w kanale przechylenia bloku BU-65” oraz „17.03.2010 r. zrealizowano reklamację poprzez dostarczenie innego bloku”.

Podkomisja techniczna stwierdziła **rozbieżność** pomiędzy zapisami w dokumentacji odnośnie do daty jej zaistnienia, kto z personelu dokonał jej wykrycia.

Niesprawności **nie zakwalifikowano** jako incydent lotniczy.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

18. 25.01.2010 r. (**błędnie** wpisana data – powinno być 24.01.2010 r.), (O). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 25.01.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel latający uszkodzenia podczas lotu: „Niesprawny odbiór powietrza od silnika nr 2 świeci lampka sygnalizacyjna »wysoka temperatura«”.

Przyczyna – uszkodzenie nadajnika temperatury powietrza P-109. Kwalifikacja „TZ / Techniczne zużycie elementów lub zespołów statku powietrznego w czasie jego eksploatacji, powodujące konieczność ich przedwczesnej wymiany”. Sposób naprawy – wymiana agregatu.

Wpis o niesprawności zamieścił dowódca statku powietrznego (**nie podpisał się**) w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z **dnia 24.01.2010 r.** (a nie 25.01.2010 r., jak widnieje w SI SAMANTA), na str. 32, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” o treści: „Niesprawny odbiór powietrza ska Nr 2. (świeci czerwona i żółta lampka)”.

Z treścią wpisu zapoznał się starszy technik klucza O, który dokonał zapisu: „CD str. 36”. Natomiast w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 29.01.2010 r., na str. 35 (a nie str. 36), personel O zamieścił wpis o treści: „Wybudowano niesprawny nadajnik temperatury P-109 o nr 2390896765 i zab. nr 2391274600 z układu sygnalizacji temperatury odbioru powietrza od silnika nr 2. Praca układu zgodna z WT”.



Potwierdzenie wymiany agregatów – wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 97.

Niesprawność została odnotowana również w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r. w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 485. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Сигнализация перегрева в instal. odbioru powietrza od silnika nr 2, uszkodzenie nadajника температуры P-109, wymiana”.

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 262/10/FAX z dnia 26.01.2010 r. dołączony został „Протокол рекламacyjny Nr 07/36spl/O/2010”. W „Книжке евиденци рекламации sprzęту lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 22, pod poz. 7, odnotowano, że „01.03.2010 r. zrealizowano poprzez wymianę nadajника”.

Dyrektor Generalny MAW Telecom International SA w piśmie nr 92 z dnia 11.02.2010 r. przekazał informację o tym, że reklamowany agregat został wysłany do firmy Aviakor celem określenia przyczyn powstania niesprawności i po przeprowadzonych sprawdzeniach Użytkownik zostanie powiadomiony o rezultatach, a także o przyjęciu lub odrzuceniu niesprawności.

Niesprawności **nie zakwalifikowano** jako incydent lotniczy.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

19. 18.02.2010 r. podkomisja techniczna ustaliła, że w tym dniu prawdopodobnie miało miejsce zakłócanie pracy GPS-1 i GPS-2 przez sygnał testowy urządzenia ARM-406P. **Brak opisu niesprawności** w „Книжке obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w SI SAMANTA oraz w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r.

Niesprawność wzmiankowana jedynie w telegramie Szefa Logistyki JW 2139 nr 768/10/FAX z dnia 16.03.2010 r., do którego dołączony został „Протокол рекламacyjny Nr 12/36spl/R/2010”, który w pkt 3. „Звиэзлы opis przedmiotu рекламации (defektu, uszkodzenia)” zawiera informację o wystąpieniu niesprawności podczas lotów w dniach 18.02.2010 r. i 28.02.2010 r. oraz o wniosku komisji, że reklamowany komplet nadajника awaryjnego ARM-406P nie nadaje się do wykorzystania na statku powietrznym.

W „Книжке евиденци рекламации sprzęту lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 23, pod poz. 12, **nie odnotowano** dalszego

postępowania. Przedmiotowa radiostacja została zidentyfikowana na miejscu katastrofy samolotu.

Podkomisja techniczna stwierdziła **brak odnotowania** powyższej niesprawności podczas lotu w dniu 18.02.2010 r. – zgodnie z rozkazem lotu nr 33/18/102(158) w tym dniu samolot wykonywał 2 międzynarodowe loty z VIP-100.

W dniach od 18.02.2010 r. do 28.02.2010 r. samolot Tu-154M nr 101 wykonał 9 lotów – 7 lotów z VIP, 2 obloty komisyjne:

24.02.2010 r. (oblot komisyjny, 2 loty międzynarodowe z VIP-200, lot międzynarodowy z VIP-100);

25.02.2010 r. (lot międzynarodowy oraz krajowy z VIP-100);

26.02.2010 r. (oblot komisyjny);

28.02.2010 r. (2 loty krajowe z VIP-100);

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

20. 23.02.2010 r. (O). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 23.02.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel bezpośredniej obsługi uszkodzenia podczas wykonywania obsługi kompleksowej: „Nie pracuje wentylator chłodzenia koła podwozia głównego”.

Przyczyna – uszkodzenie silnika wentylatora MT-0.18S. Kwalifikacja „R / Pozostałe”. Sposób naprawy – wymiana agregatu.

Brak **odnotowania niesprawności** w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 23.02.2010 r., na str. 59, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”.

Niesprawność została odnotowana w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 485. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Nie pracuje wentylator koła (prawa goleń, tył, wewnętrzne), uszkodzenie silnika wentylatora MT-0.18S, wymiana”.

Potwierdzenie wymiany agregatów MT-0.18S o nr 070055 na MT-0.18S nr 010948 – wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale

„4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 143. (Uwaga podkomisji technicznej: MT-0.18S – oryginalny zapis w ww. formularzu – MT-0.18C).

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 571/10/FAX z dnia 23.02.2010 r. dołączony został „Protokół reklamacyjny Nr 10/36spl/O/2010”. W „Książce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 23, pod poz. 10, odnotowano, że „dn. 24.05.2010 r. zrealizowano reklamację poprzez dostarczenie innego bloku”.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

21. 26.02.2010 r. (O). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 26.02.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel bezpośredniej obsługi uszkodzenia podczas wykonywania obsługi kompleksowej: „Brak sygnalizacji wypuszczenia położenia lewego podwozia głównego”.

Przyczyna – uszkodzenie diód D237A w skrzynce lampek sygnalizacyjnych; Przyczyna „IT / Pozostałe”. Sposób naprawy – wymiana części.

Wpis o usunięciu niesprawności zamieszczono w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 20.02.2010 r., na str. 66, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Podczas wykonywania obsługi stwierdzono brak sygnalizacji wypuszczonego położenia lewej stójki podwozia głównego. Stwierdzono uszkodzenie diód D237A (nr 31 i 32) w RK tabliczek sygnalizacyjnych”.

Personel O na ww. stronie dokonał wpisu o usunięciu niesprawności: „Uszkodzone diody wymieniono, sprawdzono przełączanie sygnalizacji wypuszczonego położenia podwozia – bez uwag”.

Niesprawność została odnotowana w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 486. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Brak sygnalizacji wypuszczenia lewego podwozia, wybity AZS, przepalone diody w skrzynce lampek sygnalizacyjnych, wymiana 2 diód D237A”.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

22. 28.02.2010 r. (URE). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 28.02.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel latający uszkodzenia podczas

wykonywania lotu: „W czasie lotu załoga stwierdziła wyjście z pracy „nawigacja” GPS-1 i GPS-2, pozycja wznoszenia 200-220 FL Nr 1 i Nr 2 na podejściu w Krakowie wyszły z pracy. Brak odbioru sygnałów VOR w odległości 20 mil od VOR Jędrzejów przy wznoszeniu 100 do 210 FL”.

Przyczyna:

- dot. GPS – pracę GPS-1 i GPS-2 zakłóca sygnał testowy urządzenia ARM-406P. Przy wyłączonym ARM-406P praca GPS-ów prawidłowa;
- dot. VOR – uszkodzone złącze antenowe na przewodzie w.cz. przy trójniku antenowym zabudowanym w rejonie bloku RRS.

Kwalifikacja „I / Pozostałe”. Sposób naprawy – sprawdzono rezystancję torów antenowych systemów UNS-1D 1 i 2 kpl.

Wpis o niesprawności dowódca statku powietrznego zamieścił w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 28.02.2010 r., na str. 68, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Wyjście z pracy »nawigacja« GPS Nr 1 i GPS Nr 2. Nr 2 – pozycja wznoszenia 200-220 FL, Nr 1 i Nr 2 na podejściu w Krakowie wyszły z pracy. Brak odbioru sygnałów VOR w odległości 20 mil od VOR Jędrzejów przy wznoszeniu 100 do 210 FL”.

Z treścią wpisu zapoznał się starszy technik klucza URE, który zamieścił wpis „Defekty po URE rozpisano na str. 90”.

Natomiast w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, na str. 90, w „Części IX. Uzupełnienie do obsługi. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” personel URE zamieścił wpis o usunięciu niesprawności o treści: „URE – rozpisanie defektów ze str. 68A. DN. 04.03.2010R.

Podczas usuwania niesprawności zaistniałych w dn. 28.02.2010 r. wykonano następujące czynności:

1. Sprawdzono rezystancję toru antenowego przewodów I i II kpl. UNS-1D pomiędzy ramami bloków NCU a antenami GPS przy pomocy megaomierza M1101 – bez uwag.
2. Przemycło spirytusem złącza antenowe przewodów wcz., bloków NCU oraz anten GPS I i II kpl. UNS-1D.

3. Sprawdzono działanie na ziemi GPS Nr 1 oraz GPS Nr 2 systemów nawigacyjnych UNS-1D i stwierdzono, że pracę GPS-ów zakłóca sygnał testowy nadajnika ARM-406P. Przy wyłączonym ARM-406P praca GPS-ów na ziemi bez uwag.
4. Sprawdzono rezystancję toru antenowego sygnału VOR na odcinku od trójnika znajdującego się w I przedz. tech. do ramy (złącza) bloku RRS za pomocą megaomomierza M1101 – bez uwag.
5. Stwierdzono brak przejścia ekranu przy złączu antenowym przewodu wcz. mierzonym na odcinku pomiędzy trójnikiem znajdującym się w rejonie zabudowanego bloku RRS oraz złączem w ramie RRS.
6. Wymieniono złącze antenowe na przewodzie wcz. sygnału VOR przy trójniku.
7. Sprawdzono działanie UNS-1D I i II kpl. z RRS-em w rodzaju pracy VOR od radiolatarni VOR OKE  $f=113,40\text{MHz}$  oraz w teście przy pomocy imitatora na  $f=108,00\text{MHz}$ . Praca RRS – bez uwag. Tłumienie sygnału VOR, przy którym RRS traci sygnał VOR wynosi 36dB.”.

Niesprawność została odnotowana w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 353. Zamieszczono wpis wraz ze sposobem naprawy: „Wyjście z pracy „nawigacja” GPS-1 i GPS na urządzeniu UNS-1D. Sprawdzono na ziemi b/u”.

Dot. GPS – ww. niesprawność zakwalifikowano jako incydent lotniczy. W „Karcie incydentu lotniczego”, w rubryce „Opis zdarzenia, przyczyny i zastosowana profilaktyka” zamieszczono wpis: „W czasie lotu powrotnego z Krakowa na Okęcie załoga stwierdziła przerwy we wskazaniach odbiorników satelitarnych GPS1 i GPS2 w systemie UNS-1D. Kontynuowano lot wg trzeciego kompletu GPS. Lądowanie na lotnisku bazowania – bez uwag. KBI stwierdziła, że przyczyną incydentu było zakłócanie pracy odbiorników satelitarnych podczas autotestów wewnętrznych nowo zabudowanej radiostacji ratowniczej ARM 406AP. Prawdopodobnie przyczyną zakłóceń jest zbyt mała odległość pomiędzy antenami GPS a ELT. Szef STL podjął decyzję o dalszej eksploatacji samolotu. Do czasu rozwiązania problemu przez zakład remontowy, który wykonał modernizację statku powietrznego (zabudowa ELT), zalecił wykonywanie lotów z wyłączoną radiostacją ratowniczą. Włączenie może nastąpić w sytuacjach zagrożenia. Szef STL powiadomił telefonicznie zakład remontowy w Samarze o zaistnieniu w/w problemu”.

Kwalifikacja „R”.

W dniach od 28.02.2010 r. do 10.04.2010 r. samolot Tu-154M nr 101 wykonał 31 lotów – 14 lotów z VIP, 4 obloty komisyjne, 8 lotów szkolnych, 5 lotów operacyjnych:

08.03.2010 r. (8 lotów szkolnych oraz oblot komisyjny);

09.03.2010 r. (lot międzynarodowy z VIP-200);

11.03.2010 r. (lot międzynarodowy z VIP-200);

12.03.2010 r. (2 loty międzynarodowe z VIP-200, 1 lot krajowy z VIP-200);

23.03.2010 r. (oblot komisyjny);

24.03.2010 r. (lot międzynarodowy z VIP-200);

26.03.2010 r. (lot międzynarodowy z VIP-200);

27.03.2010 r. (oblot komisyjny);

29.03.2010 r. (2 loty międzynarodowe z VIP-300);

31.03.2010 r. (lot operacyjny, międzynarodowy);

01.04.2010 r. (3 loty operacyjne, międzynarodowe);

02.04.2010 r. (1 lot operacyjny, krajowy);

06.04.2010 r. (oblot komisyjny);

07.04.2010 r. (2 loty międzynarodowe z VIP-200);

08.04.2010 r. (1 lot międzynarodowy z VIP-200);

09.04.2010 r. (1 lot międzynarodowy z VIP-200);

10.04.2010 r. (1 lot międzynarodowy z VIP-100).

W ocenie podkomisji technicznej, po analizie obowiązujących dokumentów normatywnych, Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt nie miał uprawnień na wydanie zgody na wykonywanie ww. lotów, a tym bardziej lotów szkolnych i z VIP-ami. (Ewentualną zgodę może wydać jedynie Główny Inżynier WL–Szef Szefostwa Techniki Lotniczej Inspektoratu Wsparcia SZ po uzgodnieniu stanowiska z Szefem Wojsk Lotniczych Dowództwa Sił Powietrznych, któremu podlega Szef Wydziału Ratownictwa Lotniczego Szefostwa Wojsk Lotniczych Dowództwa Sił Powietrznych).

Dotyczy VOR – ww. niesprawność zakwalifikowano jako incydent lotniczy. W „Karcie incydentu lotniczego”, w rubryce „Opis zdarzenia, przyczyny i zastosowana profilaktyka” zamieszczono wpis: „W czasie lotu powrotnego z Krakowa na Okęcie załoga stwierdziła pojawienie się wskazań VOR dopiero w odległości 20 NM od radiolatarni. Lot wykonywano na FL 150. Lot kontynuowano zgodnie planem. Lądowanie na lotnisku bazowania – bez uwag. KBI stwierdziła, że przyczyną incydentu była zbyt mała czułość odbiornika nawigacyjnego VOR/ILS systemu UNS-1D w skutek obluźnienia przewodu w.cz. w złączu

antenowym typu SR-50. Wymieniono złącze. Sprawdzono działanie systemu na ziemi – b/u”.

Kwalifikacja „IT”.

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 768/10/FAX z dnia 16.03.2010 r. dołączony został „Protokół reklamacyjny Nr 12/36spl/R/2010”, który w pkt 3 „Zwięzły opis przedmiotu reklamacji (defektu, uszkodzenia)” zawiera informację o wystąpieniu niesprawności podczas lotów w dniach 18.02.2010 r. oraz 28.02.2010 r. oraz o wniosku komisji, że reklamowany komplet nadajnika awaryjnego ARM-406P nie nadaje się do wykorzystania na statku powietrznym.

W „Księżce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej pod nr RWD Nr 518/15, na str. 23, pod poz. 12, nie odnotowano dalszego postępowania. Przedmiotowa radiostacja została zidentyfikowana na miejscu katastrofy samolotu.

Podkomisja techniczna stwierdziła **brak odnotowania** powyższej niesprawności podczas lotu w dniu 18.02.2010 r. (zgodnie z rozkazem lotu nr 33/18/102(158) w tym dniu samolot wykonywał 2 międzynarodowe loty z VIP-100).

Wpis o zdarzeniu powinien być dokonany przez załogę zgodnie z:

- „Instrukcją służby inżynierijno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, z pkt 388 o treści: „Gotowość statku powietrznego do lotu oprócz personelu SIL stwierdza również personel latający. Przyjęcie SP (statku powietrznego) do lotu potwierdza przed każdym lotem dowódca załogi (pilot) podpisem w księżce obsługi po wykonaniu wszystkich czynności kontrolnych i sprawdzających, nakazanych w instrukcji techniki pilotowania danego SP. Wszystkie niesprawności zaistniałe na SP w czasie lotu pilot zobowiązany jest odnotować w księżce obsługi bezpośrednio po zakończeniu lotu”;
- „Regulaminem lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006 (na dole strony Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP 370/2006 – 4-12, str. 4/6) rozdziałem IV, z § 12 „Personel lotniczy”, ust. 30 o treści: „30. Dowódca statku powietrznego zobowiązany jest: (...)  
11) niezwłocznie po zakończeniu lotu wpisać do książki obsługi statku powietrznego wszystkie stwierdzone objawy niewłaściwego funkcjonowania statku powietrznego;(…)”;

- „Instrukcją organizacji lotów w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (IOL-008)”, DSP, Warszawa 2008, stanowiącą załącznik do decyzji nr 539/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 23 listopada 2007 r., w rozdziale 2, w § 17 „Podsumowanie bieżące”, w ust. 11 o treści: „Uwagi dotyczące sprawności eksploatowanego SP pilot wpisuje w »Książce obsługi statku powietrznego« (lub innym odpowiednim dokumencie) bezpośrednio po wykonanym locie”.

Brak **odnotowania niesprawności** zaistniałej w tym dniu w SI SAMANTA, w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 353.

Niesprawności w tym dniu **nie zakwalifikowano** jako incydentu lotniczego.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

23. 28.02.2010 r. (O). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 28.02.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel latający uszkodzenia podczas lotu: „Nieprawidłowe wskazania ilości oleju w silniku nr 3”.

Przyczyna – uszkodzenie wewnętrzne wskaźnika olejomierza IU7-1. Kwalifikacja „R / Pozostałe”. Sposób naprawy – wymiana agregatu. Data zakończenia naprawy 18.03.2010 r. (podkomisja techniczna ustaliła, że **prawidłową** datą był 19.03.2010 r.).

Wpis o niesprawności zamieszczono w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 28.02.2010 r., na str. 68, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Brak wskazań ilości oleju na silniku Nr 3”.

Z analizy wykonanej przez podkomisję techniczną wynika, że niesprawność zaistniała w trakcie przelotu z KRAKOWA do WARSZAWY.

Z treścią wpisu zapoznał się starszy technik klucza O, który dokonał wpisu „str. 69A”.

W „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 01.03.2010 r., na str. 69, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” personel O zamieścił wpis o treści: „Stwierdzono niesprawność wskaźnika JU-7-1 z instalacji pomiaru oleju prawego silnika”. Na tej samej stronie Szef Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt dokonał wpisu o treści: „Zezwalam na eksploatację s-ka nr 3 z niesprawnym wskaźnikiem poziomu oleju w kabinie. Każdorazowo po lądowaniu



sprawdzić poziom oleju wg miarki na zbiorniku inst. olejowej s-ka nr 3. Podczas lotu szczególną uwagę zwrócić na ciśnienie oleju w inst. olejowej s-ka nr 3. Posługiwać się poziomem oleju s-ka nr 1 w kabinie załogi”.

W dniach od 28.02.2010 r. do 19.03.2010 r. samolot Tu-154M nr 101 wykonał 14 lotów – 5 lotów z VIP, oblot komisyjny, 8 lotów szkolnych:

08.03.2010 r. (8 lotów szkolnych oraz oblot komisyjny);

09.03.2010 r. (lot międzynarodowy z VIP-200);

11.03.2010 r. (lot międzynarodowy z VIP-200);

12.03.2010 r. (2 loty międzynarodowe z VIP-200, 1 lot krajowy z VIP-200).

Zgodnie z oświadczeniem złożonym przez starszego inżyniera osprzętu Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt na podstawie „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая”, rozdział „4. Выполнение полета”, podrozdział „4.9.2 Перечень допустимых отказов”, str. 4.9.6 (Апр. 5/03) pkt. „(7а) Отказ сигнализации: - УРОВЕНЬ МАСЛА” istnieje możliwość kontynuowania lotu „полет до базы (многократные посадки)” lub „продолжение полета до ближайшего аэродрома по расписанию”. Jednakże ww. instrukcja nie umożliwia realizacji wielokrotnie innych lotów.

Jest to jednakże **niezgodne** z „Instrukcją służby inżynierijno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, z rozdziałem 4. „Inżynierijno-lotnicze zabezpieczenie lotów.”, podrozdziałem „Obsługa i dopuszczenie do lotów”, pkt 384 o treści: „Do lotów może być dopuszczony tylko sprzęt technicznie sprawny, przygotowany zgodnie z dokumentacją eksploatacyjną i dodatkowymi wytycznymi, wynikającymi z postawionego zadania”.

Wpis o usunięciu niesprawności zamieszczono w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 19.03.2010 r., na str. 85, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Wybudowano wskaźnik ilości oleju 3 silnika IU7-1 o nr 292208, a zabudowano nr 181422. Sprawdzono działanie układu ilości oleju, praca zgodna z WT”.

Potwierdzenie wymiany agregatów – wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 79.

Niesprawność została odnotowana w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 486. **Odnutowano inną datę** zaistnienia niesprawności – 26.02.2010 r. oraz zamieszczono wpis: „Nie działa olejemierz silnika nr 3, uszkodzenie wewnątrz wskaźnika IU7-1”.

Niesprawność zakwalifikowano jako incydent lotniczy. W „Karcie incydentu lotniczego”, w rubryce „Opis zdarzenia, przyczyny i zastosowana profilaktyka” zamieszczono wpis: „W czasie lotu powrotnego z Krakowa na Okęcie załoga stwierdziła niewłaściwe wskazania ciśnienia oraz temperatury oleju silnika prawego. Kontynuowano lot zwracając uwagę na wskazania ciśnienia i temperatury oleju silnika nr 3. Lądowanie na lotnisku bazowania – bez uwag. KBI stwierdziła, że przyczyną incydentu była niesprawność systemu pomiaru poziomu oleju. Podczas analizy defektu stwierdzono niesprawność jednego ze wskaźników systemu pomiaru oleju silnika nr 3. Z powodu braku sprawnego wskaźnika w zasobach 36 splt Szef STL podjął decyzję o dalszej eksploatacji samolotu z niesprawnym wskaźnikiem, do czasu pozyskania nowego. W związku z powyższym Szef STL udzielił instruktażu personelu latającemu i SIL nt. eksploatacji układu olejowego silnika nr 3”.

Kwalifikacja „IT”.

Do telegramu Szefa Logistyki JW 2139 nr 611/10/FAX z dnia 01.03.2010 r. dołączony został „Protokół reklamacyjny Nr 11/36SPLT/O/2010”. W „Książce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 23, pod poz. 11, odnotowano, że „dn. 17.03.2010 r. zrealizowano reklamację poprzez dostarczenie innego wskaźnika”.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

24. 28.02.2010 r. (PiS). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 28.02.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel latający uszkodzenia podczas lotu.

**Brak opisu** objawów uszkodzenia. Przyczyna – **nie została określona.**

Kwalifikacja „IT / pozostałe”. Sposób naprawy – sprawdzono szczelność instalacji w miejscach dostępnych. Zamieniono miejscami zasłonki instalacji PSWP pomiędzy prawą i lewą linią. Sprawdzono stan filtrów zabudowanych w instalacji. Wykonano sprawdzenie działania instalacji PSWP – praca zgodna z WT.

Wpis o niesprawności zamieścił dowódca statku powietrznego w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raportcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 28.02.2010 r., na str. 68, w „Części VII. Uszkodzenia

wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Okresowe odłączanie się lewej linii PSWP przy odbiorze powietrza od TA-6A (ręcznie b/u) jak również od sków głównych”.

**Brak informacji** o potwierdzeniu niesprawności oraz o ewentualnym dalszym działaniu.

Natomiast w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 01.03.2010 r., na str. 69, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” personel PiS zamieścił wpis o treści: „Wybudowano zasłonki w linii PSWP lewej linii Nr 5701T01 nr 0800066 (uwaga podkomisji technicznej: w dokumentacji samolotu występuje nr 0800064) oraz 5701T02 nr 1290096. Wykonano przegląd wizualny przewodów filtrów na lewej linii PSWP. Następnie zamieniono zasłonki z lewej linii na prawą linię. Sprawdzone szczelność połączeń oraz montażu. Bez uwag. Przygotowano do uruchomienia i sprawdzenia działania pod ciśnieniem z silnika TA-6A”, a poniżej o sprawdzeniu pracy instalacji klimatyzacji o treści: „Uruchomiono silnik TA-6A. Sprawdzone instalację klimatyzacji. Działanie instalacji zgodne z WT”. (podkomisja techniczna ustaliła, że prawidłowe typy zasłonek to 5701T.01 oraz 5701T.02).

Niesprawność **nie została odnotowana** w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 689.

Niesprawności **nie zakwalifikowano** jako incydent lotniczy.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

25. 05.03.2010 r. (URE). Jedynie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, z dnia 05.03.2010 r., na str. 73, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” dokonano wpisu: „Wyb. blok nawigacyjny UNP z II kpl. KURS MP-70 nr 8401. Zab. Blok UNP nr 401. Spr. działanie testem wewnętrznym. Praca b/u”. (Według ustaleń podkomisji technicznej prawidłowy nr zabudowanego bloku UNP – 410). Potwierdzenie wymiany oraz numeru zabudowanego bloku – metryka bloku oraz wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 3. Радиоэлектронное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 23. Z informacji uzyskanych od personelu 36 splt wynika, że „Blok UNP nr 410 był blokiem po remoncie przysłanym do JW 2139 pod koniec lutego 2010 przez zakład remontowy

AVIACOR z m. Samara. Zabudowany blok był na gwarancji po wykonanym remoncie, co było powodem jego zabudowy w celu dalszej eksploatacji”.

26. 18.03.2010 r. (O). Jedynie w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 393/13, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry”, z dnia 18.03.2010 r., na str. 84, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” dokonano wpisu: „Wybudowano blok BE-30-2 o nr 101011 a zabudowano nr 301063”.

Potwierdzenie wymiany agregatów – wpis w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 2. Авиационное оборудование” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, na str. 81. Z informacji uzyskanych od personelu 36 splt wynika, że: „wybudowany blok BE-30-02 o nr 101011 został zabudowany na samolot dnia 17.01.2010 r. podczas usuwania niesprawności polegającej na braku wskazań wibracji na wskaźniku IW-50 silnika nr 1. Kalendarzowy resurs międzyremontowy ww. bloku kończył się 03.12.2010 r. i nie miał zapasu resursu na cały resurs międzyremontowy samolotu. Blok BE-30-2 o nr 10111 został zabudowany na samolot tylko na czas reklamacji niesprawnego bloku o nr 340012. Zabudowany blok o nr 301063 został dostarczony do JW 2139 przez Polit Elektronik dnia 17.03.2010 r. jako realizacja reklamacji Nr 03/36spl/O/2010 z dnia 22.01.2010 r. (reklamacja z powodu niesprawności z dnia 17.01.2010 r.). Reklamacja została zrealizowana poprzez dostarczenie innego bloku niż został wysłany do reklamacji”.

27. 06.04.2010 r. (PiS). Brak **odnotowania niesprawności** zaistniałej w tym dniu w SI SAMANTA, w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej pod nr RWD 343/14, w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r. w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 689.

Do telegramu Szefa Sekcji Techniki Lotniczej JW 2139 nr 978/10/FAX z dnia 07.10.2010 r. dołączony został „Protokół reklamacyjny Nr 14/36SPLT/P/2010”, który w pkt 1 określa podmiot reklamacji – „zasłonka PSWP typu 5701T.02 pneumatycznego systemu wagowego podawania powietrza PSWP” oraz nr agregatu – 1290096, a w pkt 3 „Opis przedmiotu reklamacji (defektu, uszkodzenia)” zawiera informację o treści: „w dniu 06.04.2010 r. stwierdzono okresowe wyłączanie się pneumatycznego systemu wagowego podawania

powietrza PSWP prawej linii” oraz wniosek komisji, że „reklamowana zasłonka PSWP typu 5701T.02 nie nadaje się do wykorzystania na statku powietrznym”.

W „Książce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 23, pod poz. 14, nie odnotowano dalszego postępowania.

W „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, w części „V Выстное оборудование”, w poz. 378, na str. 162-163 **nie dokonano** wpisu o wymianie agregatu. W zbiorze metryk agregatów znajduje się oryginalna metryka przedmiotowego agregatu, co może także wskazywać na to, że nie został wymieniony.

W dniach od 06.04.2010 r. do 10.04.2010 r. samolot Tu-154M nr 101 wykonał 6 lotów – 5 lotów z VIP, 1 oblot komisyjny:

06.04.2010 r. (oblot komisyjny);

07.04.2010 r. (2 loty międzynarodowe z VIP-200);

08.04.2010 r. (1 lot międzynarodowy z VIP-200);

09.04.2010 r. (1 lot międzynarodowy z VIP-200);

10.04.2010 r. (1 lot międzynarodowy z VIP-100).

**Brak informacji**, kto stwierdził niesprawność oraz w jakich okolicznościach.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

28. 06.04.2010 r. (PiS). Brak **odnotowania niesprawności** zaistniałej w tym dniu w SI SAMANTA, w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 689.

Do telegramu Szefa Sekcji Techniki Lotniczej JW 2139 nr 978/10/FAX z dnia 07.10.2010 r. dołączony został „Protokół reklamacyjny Nr 15/36SPLT/P/2010”, który w pkt 2 określa podmiot reklamacji – „przyrząd sterujący PSWP typu 5701T.01 pneumatycznego systemu wagowego podawania powietrza PSWP” oraz nr agregatu – 0800064, a w pkt 4 „Opis przedmiotu reklamacji (defektu, uszkodzenia)” zawiera informację o treści: „w dniu 06.04.2010 r. stwierdzono okresowe wyłączanie się pneumatycznego systemu wagowego podawania powietrza PSWP prawej linii” oraz o wniosek komisji, że: „reklamowany

przyrząd sterujący PSWP typu 5701T.01 nie nadaje się do wykorzystania na statku powietrznym”.

W „Księżce ewidencji reklamacji sprzętu lotniczego w Jednostce Wojskowej 2139”, zarejestrowanej w RWD nr 518/15, na str. 23, pod poz. 15, nie odnotowano dalszego postępowania.

W „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r., w rozdziale „4. Комплект поставки и изменения в комплектации”, w podrozdziale „4.1. Изделия, установленные на самолете”, w części „V Высотное оборудование”, w poz. 380, na str. 164-165 **nie dokonano** wpisu o wymianie agregatu. W zbiorze metryk agregatów znajduje się oryginalna metryka przedmiotowego agregatu, co może także wskazywać na to, że nie został wymieniony.

**Brak informacji**, kto stwierdził niesprawność oraz w jakich okolicznościach.

29. 09.04.2010 r. (PiS). W SI SAMANTA w „Historii uszkodzeń statku powietrznego” z dnia 09.04.2010 r. dokonano wpisu o wykryciu przez personel bezpośredniej obsługi uszkodzenia podczas wykonywania obsługi postojowej: „Uszkodzenie powierzchni dolnej prawej osłony radaru (nosek samolotu)”.

**Brak opisu** objawów uszkodzenia. Przyczyna „Z / Zderzenie SP z ptakiem (ptakami)”.

Wpis o niesprawności zamieścił personel SIL po powrocie samolotu na lotnisko WARSZAWA-OKĘCIE (a wg podkomisji technicznej **powinien** dowódca statku powietrznego) w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 08.04.2010 r., na str. 18/109, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru”: „Podczas wykonywania przeglądu w ramach obsługi A<sub>2</sub> + P<sub>P</sub> stwierdzono powierzchniowe uszkodzenie osłony radaru (noska samolotu) w prawej dolnej części o wymiarach 10 x 7 cm z powodu zderzenia z ptakiem. Wykonano przegląd samolotu. Stwierdzono pozostałości ptaka na osłonie radaru oraz powierzchni slotu na prawej stronie skrzydła. Brak uszkodzeń płatownca. Wykonano przegląd WN oraz pierwszego stopnia sprężarki. Bez uwag”.

Natomiast w „Księżce obsługi statku powietrznego Nr 101 90A837”, zarejestrowanej w RWD nr 343/14, w „Raporcie technicznym z lotu. Parametry” z dnia 09.04.2010 r., na str. 19/109, w „Części VII. Uszkodzenia wykryte podczas obsługi nie objęte zestawem. Uwagi pilota i nadzoru” personel PiS przypuszczalnie zamieścił wpis o usunięciu

niesprawności. Treść wpisu ze względu na zniszczenie podczas katastrofy dużego fragmentu strony jest możliwa do odczytania jedynie w ograniczonym zakresie.

Ponadto niesprawność **nie została odnotowana** w „Формуляр самолета ТУ-154М № 837. Часть 1. Планер и входящие в него системы” z 2009 r. w rozdziale „13. Проведенные работы и текущий ремонт”, w podrozdziale „13.1. Учет выполненных работ”, na str. 689. Niesprawność zakwalifikowano jako incydent lotniczy. W „Karcie incydentu lotniczego”, w rubryce „Опис zdarzenia, причины и zastosowana профилактика” zamieszczono wpis: „По старте с лотниска Прага на высоте ок. 4000 ft настало здерzenie с птицей. По контролю параметров работы двигателей и свойств лотных самолета командир статку powietrznego zdecydował o kontynuowaniu lotu. Lądowanie na lotnisku bazowania bez następstw. Oględziny wykazały niewielkie uszkodzenie noska samolotu (odsłony radaru). Sporządzono dokumentację fotograficzną. Wykonano naprawę i malowanie uszkodzonego elementu. Samolot sprawny”.

Kwalifikacja „Z”.

Wpis o zdarzeniu **powinien być dokonany** przez załogę zgodnie z:

- „Instrukcją służby inżynierijno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Cz. I”, DWLiOP, Poznań 1991, sygn. WLOP 21/90, z pkt 388 o treści: „Gotowość statku powietrznego do lotu oprócz personelu SIL stwierdza również personel latający. Przyjęcie SP (statku powietrznego) do lotu potwierdza przed każdym lotem dowódca załogi (pilot) podpisem w książce obsługi po wykonaniu wszystkich czynności kontrolnych i sprawdzających, nakazanych w instrukcji techniki pilotowania danego SP. Wszystkie niesprawności zaistniałe na SP w czasie lotu pilot zobowiązany jest odnotować w książce obsługi bezpośrednio po zakończeniu lotu”;
- „Regulaminem lotów lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (RL-2006). Wydanie II. MON, DSP, Warszawa 2007, sygn. WLOP 370/2006, (na dole strony Wydanie 2008-12-11, Zmiana 1. WLOP370/2006 – 4-12, str. 4/6) rozdziałem IV, z § 12 „Personel lotniczy”, ust. 30 o treści: „30. Dowódca statku powietrznego zobowiązany jest:(...) 11) niezwłocznie po zakończeniu lotu wpisać do książki obsługi statku powietrznego wszystkie stwierdzone objawy niewłaściwego funkcjonowania statku powietrznego;(...)”;
- „Instrukcją organizacji lotów w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (IOL-2008).”, DSP, Warszawa 2008, stanowiącą załącznik do decyzji Nr 539/MON

Ministra Obrony Narodowej z dnia 23 listopada 2007 r., w rozdziale 2, w § 17 „Podsumowanie bieżące”, w ust. 11 o treści: „Uwagi dotyczące sprawności eksploatowanego SP pilot wpisuje w »Książce obsługi statku powietrznego« (lub innym odpowiednim dokumencie) bezpośrednio po wykonanym locie”.

**Wystąpienie powyższej niesprawności nie miało wpływu na katastrofę.**

## **WNIOSEK**

**WYSTĄPIENIE POWYŻSZEJ OPISANYCH NIESPRAWNOŚCI ORAZ WYMIAN AGREGATÓW NIE MIAŁO WPLYWU NA KATASTROFĘ.**



### OPIS USZKODZEŃ SAMOLOTU

W odległości około 2,7 km przed progiem drogi startowej samolot Tu-154M nr 101 znalazł się poniżej nakazanej ścieżki zniżania i kontynuował zmniejszanie wysokości lotu. Około 30 m przed bliższą radiolatarnią (BRL) samolot znalazł się na tyle nisko, że nastąpił kontakt z pierwszą przeszkodą terenową (1099 m od progu pasa, 39 m w lewo od jego osi). Końcówka prawego skrzydła uderzyła w wierzchołek brzozy na wysokości około 10 m, w wyniku czego przycięte zostały cienkie gałązki o długości około 1 m (rys. 1). Zderzenie to nie spowodowało uszkodzeń mających wpływ na zdolność samolotu do lotu (prawdopodobnie powstały tylko miejscowe uszkodzenia powłoki lakierniczej na krawędzi natarcia skrzydła).



Rys. 1. Brzoza ze ściętymi wierzchołkami

Po przebyciu około 200 m nad terenem porośniętym trawą, samolot zderzył się z następującymi przeszkodami:

- dwie kępy młodych brzózek – przycięte krawędzią lewego skrzydła;
- grupa młodych brzózek, topoli i innych drzew – połamane krawędzią natarcia lewego skrzydła samolotu (rys. 2).



Rys. 2. Grupa młodych drzew ściętych lewym skrzydłem

Zderzenia spowodowały charakterystyczne wgniecenia na krawędzi natarcia skrzydła oraz odkształcenia i liczne rozerwania poszycia na dolnej powierzchni skrzydeł oraz wychylonych klapach zaskrzydłowych (rys. 3). Niewykluczone, że w tym momencie powstały pierwsze uszkodzenia wiązek przewodów elektrycznych.



Rys. 3. Charakterystyczne owalne wgniecenia na krawędzi natarcia skrzydeł

W odległości 855 m od progu pasa, 63 m w lewo od jego osi (około 350 m od miejsca upadku) samolot lewym skrzydłem uderzył w brzozę o średnicy pnia około 30 cm. Uderzenie w konar brzozy nastąpiło na wysokości 5,1 m (rys. 4). Skutkiem tego uderzenia była utrata części lewego skrzydła o długości ok. 6,1 m wraz z lewą lotką i dwiema sekcjami slotów. Oderwanie fragmentu skrzydła nastąpiło pomiędzy żebrami nr 27 i 28. W efekcie utraty tak dużego fragmentu lewego skrzydła rozszczelniony został zbiornik paliwowy nr 3 tego skrzydła.

Zderzenie to spowodowało jednocześnie rozszczelnienie wszystkich trzech instalacji hydraulicznych – przerwane zostały przewody hydrauliczne zasilające mechanizm sterowania lewej lotki typu RP-55. Rozerwaniu przewodów hydraulicznych towarzyszył ubytek płynu hydraulicznego z instalacji oraz spadek ciśnienia w każdej z nich.



Rys. 4. Brzoza, zderzenie, z którą spowodowało oderwanie części lewego skrzydła

Po przebyciu kolejnych 200 m samolot zderzał się z konarami drzew o średnicy do 20 cm, które powodowały dalsze wgniecenia na krawędziach natarcia i uszkodzenia poszycia oraz oderwanie lewej części stabilizatora z lewym sterem wysokości.

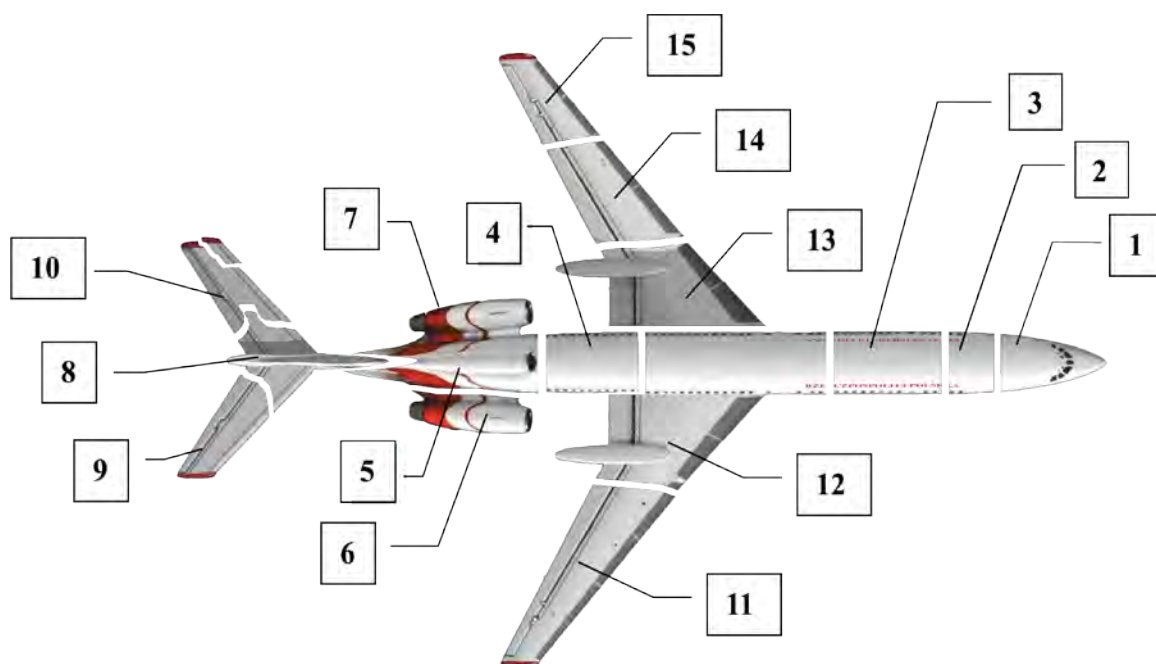




Rys. 5. Drzewa, które spowodowały dalsze uszkodzenia na krawędziach natarcia skrzydeł oraz oderwanie lewego statecznika poziomego

W odległości 525 m od progu pasa startowego, 105 m w lewo od jego osi ( $54^{\circ}49'28,09''N$ ,  $32^{\circ}03'7,26''E$ ) nastąpiło pierwsze zderzenie samolotu z ziemią.

W wyniku tego zderzenia płatowiec samolotu został porozrywany na fragmenty przedstawione na rys. 6.



Rys. 6. Graficzne przedstawienie zachowanych fragmentów samolotu

Największe zachowane elementy to:

- 1 - zmiażdżona przednia część kadłuba od noska do wręgi nr 7;
- 2 - przednia część kadłuba z przednią golenią podwozia;

- 3 - dolna część kadłuba pomiędzy wręgami nr 21 i 31 z pozostałościami prawej burty;
- 4 - podłoga i lewa burta tylnej części kadłuba (rejon kabiny pasażerskiej);
- 5 - końcowa część kadłuba od wręgi hermetycznej do końca kadłuba wraz z silnikiem nr 2 i rozerwaną gondolą silnika nr 1;
- 6 - oddzielony od gondoli silnik nr 1;
- 7 - silnikiem nr 3 z pozostałościami jego gondoli;
- 8 - statecznik pionowy ze sterem kierunku i mechanizmem zmiany położenia statecznika poziomego;
- 9 - prawa część statecznika poziomego ze sterem wysokości;
- 10 - lewa część statecznika poziomego z fragmentem steru wysokości;
- 11 - prawe skrzydło pomiędzy żebrami nr 20 i nr 44 (od żebra nr 20 do końca);
- 12 - prawa część centroplata pomiędzy żebrami nr 2 lewego skrzydła i nr 17 prawego skrzydła wraz z prawym podwoziem głównym;
- 13 - lewa część centroplata z lewym podwoziem głównym;
- 14 - fragment lewego skrzydła pomiędzy żebrami nr 18 i nr 24;
- 15 - część lewego skrzydła od wręgi nr 28 do końca wraz z lewą lotką.

W chwili zderzenia z ziemią samolot był w pozycji odwróconej – kąt przechylenia wynosił około  $-150^{\circ}$ , kąt pochylenia  $-6^{\circ}$  (przód samolotu lekko opuszczony do dołu). Bezpośrednio przed upadkiem samolot poruszał się po torze nachylonym do ziemi pod kątem  $10-12^{\circ}$  z kursem około  $240^{\circ}$ . Kąt ślizgu samolotu wynosił około  $20^{\circ}$ . Zderzenie tego typu klasyfikowane jest jako uderzenie małej energii pod małym kątem. Podmokły teren oraz zarośla wyłumiły energię zderzenia i ograniczyły wielkość pożaru, jaki wystąpił na miejscu katastrofy. Decydujący wpływ na charakter i rozmiar uszkodzeń konstrukcji miała pozycja, w jakiej znalazł się samolot w ostatniej fazie lotu.

Pierwszymi elementami, które miały kontakt z ziemią, były: pozostała część lewego skrzydła oraz statecznik pionowy. Po uderzeniu w ziemię nastąpiło oderwanie prawego statecznika poziomego z prawym sterem wysokości, a następnie całego statecznika pionowego ze sterem kierunku. Jednocześnie niszczeniu ulegało lewe skrzydło samolotu. Następnie z ziemią zderzył się kadłub samolotu. Ponieważ samolot był obrócony o kąt około  $-150^{\circ}$ , pierwszy kontakt z podłożem miała najsłabsza górna jego część. Poszycie i elementy konstrukcyjne górnej części kadłuba zostały porozrywane i zmiażdżone już w chwili pierwszego uderzenia o ziemię. Później zostało dociśnięte podłogą przedziału pasażerskiego, a następnie elementami centroplata z węzłami mocowania podwozia o największej wytrzymałości, a tym samym względnie dużej masie. W centroplacie znajdował się wypełniony 6000 kg paliwa zbiornik nr 4 oraz zbiornik nr 1, w którym również znajdowało się paliwo w ilości przekraczającej 3000 kg. Kabina załogi,

która znalazła się pod spodem, została zmiążdżona przez elementy kadłuba przemieszczające się po niej.

Pozostałości wraku samolotu zostały rozrzucone na obszarze o szerokości około 60 m i długości około 130 m.

### **Kadłub samolotu**

Zmiążdżony i porozrywany na drobne fragmenty. Zachowały się następujące większe elementy:

- a) zmiążdżona przednia dolna część od noska do wręgi nr 13 (rys. 7). Cała przednia część samolotu w tym osłona radaru, kabina załogi i wyposażenie w tej części kadłuba zostało zgniecione i porozrywane na małe fragmenty. Przyrządy pokładowe i wskaźniki stanowiące wyposażenie kabiny załogi miały liczne wgniecenia obudów i uszkodzenia szkła. Większość z nich zachowała się przymocowana do pogniecionych fragmentów tablic przyrządów;



Rys. 7. Pozostałości przedniej części samolotu

- b) fragment dolnej części pomiędzy wręgami nr 14 i nr 19 z przednią golenią podwozia i elementami jej mocowania (rys. 8). Zachowany fragment to dolna część kadłuba w rejonie mocowania przedniej nogi podwozia. Cała górna część kadłuba z tego rejonu została porozrywana na drobne elementy;



Rys. 8. Fragment kadłuba w miejscu mocowania przedniej nogi podwozia

- c) fragment dolnej części, podłogi oraz prawej burty pomiędzy wręgami nr 21 i nr 31. (rys. 9). Zachowała się podłoga z powyrywaniem elementami mocowania wyposażenia, dolne poszycie kadłuba oraz fragment zewnętrznego poszycia kadłuba prawej burty;



Rys. 9. Przednia część kadłuba – pierwszy salonik



- d) dolna partia środkowej części pomiędzy wręgami kadłuba nr 41 i nr 49 z rozerwanym centroplatem. Rozerwanie centroplata nastąpiło niesymetrycznie. Z prawą jego częścią sięgającą do siedemnastego żebra skrzydła (poza mocowanie części odłączanej) wyrwane zostały dwa żebra lewej części centroplata (rys. 10). W porozrywanych zbiornikach paliwa nr 1 i nr 4 centroplatu znajdowały się resztki paliwa lotniczego;



Rys. 10. Środkowa część kadłuba w rejonie centroplata

- e) dolna partia tylnej części z zagniecioną lewą burtą pomiędzy wręgami nr 52 i nr 62 (rys. 11). Fragment obejmował pokrzywioną podłogę przedziału pasażerskiego, dolne poszycie kadłuba oraz fragmenty lewego, bocznego poszycia kadłuba. Prawa burta została oderwana od pozostałej części tego fragmentu kadłuba na wysokości podłogi przedziału pasażerskiego;





Rys. 11. Tylna część kadłuba – kabina pasażerska

- f) końcowa część od przegrody hermetycznej (wręgi nr 66) do końca kadłuba z zabudowanym wewnątrz silnikiem nr 2 (rys. 12). Statecznik pionowy został oderwany od końcowej części kadłuba u nasady. Gondola silnika nr 1 została oderwana od kadłuba u jej nasady. Gondola silnika nr 3 została rozerwana – wraz z końcowym fragmentem kadłuba zachowała się górna część tej gondoli.



Rys. 12. Końcowa część kadłuba

Z wyjątkiem końcowej sekcji kadłuba pozostałe fragmenty miały całkowicie rozczłonkowane górne części poszycia zewnętrznego. Zachowane elementy to pogniecione fragmenty podłogi oraz dolnego poszycia samolotu. Przy dwóch sekcjach zachowały się pozostałości burt bocznych.

Nie zachowały się przymocowane do konstrukcji samolotu (pozostałości podłogi) fotele pasażerskie – wszystkie zostały wyrwane ze swoich mocowań.

### **Skrzydło**

Zachowały się następujące większe fragmenty:

- a) prawa zewnętrzna część pomiędzy żebrami nr 20 i nr 44 (rys. 13). Na krawędzi natarcia i wysuniętych slotach liczne wgniecenia o owalnym kształcie. Połamane śruby mechanizmów wypuszczania slotów. Liczne rozerwania poszycia;



Rys. 13. Prawa część skrzydła

- b) prawa część z centroplatem pomiędzy żebrami nr 2 (lewego płata) i nr 17 (prawego płata) (rys. 14 i 15) – rozerwanie centroplata było niesymetryczne. Sloty zostały oderwane od konstrukcji skrzydła. Wgniecenia i rozerwania poszycia na krawędzi natarcia skrzydła sięgały przedniego dźwigara;



Rys. 14. Krawędź natarcia przykadłubowej części prawego skrzydła



Rys. 15. Krawędź spływu prawego skrzydła oraz prawe podwozie główne

- c) lewe skrzydło pomiędzy żebrem nr 4 w centropłacie i nr 16 w odłączanej części (rys. 16 i 17). Poszycie rozerwane na krawędzi natarcia. Blachy poszycia odgięte do tyłu. Zerwane duże fragmenty górnego poszycia skrzydła. Zniszczenia lewego płata skrzydła były znacznie większe niż stwierdzone na płacie prawym;





Rys. 16. Rozerwana krawędź natarcia lewego skrzydła



Rys.17. Krawędź splywu lewego skrzydła oraz lewe podwozie główne

- d) lewa część pomiędzy żebrami nr 18 i nr 24 (rys. 18). Fragment znacznie zniekształcony – poskręcane dźwigary, porozrywane poszycie. Wszystkie śruby mechanizmu wysuwania slotów urwane;



Rys. 18. Środkowa część lewego skrzydła

- e) zewnętrzna część lewego skrzydła od wręgi nr 28 do jego końca (rys. 19) – fragment oderwany po zderzeniu z dużą brzozą. Względnie dobrze zachowany fragment skrzydła. Niewielkie wgniecenia o owalnym kształcie na krawędzi natarcia (słocie). Oderwany przedni fragment opływu na końcówce skrzydła;



Rys. 19. Lewa końcówka skrzydła



### **Usterzenie poziome**

Prawa część statecznika oderwana w odległości 1 m od miejsca mocowania w stateczniku pionowym. Liczne wgniecenia na krawędzi natarcia, skręcenie konstrukcji statecznika (rys. 20).



Rys. 20. Prawa część statecznika poziomego ze sterem wysokości

Lewa część statecznika oderwana w odległości 1,5 m od miejsca mocowania w stateczniku pionowym. Oderwany fragment (zewnątrzny narożnik), krawędź oderwania poszarpana. Liczne wgniecenia o owalnym kształcie na krawędzi natarcia (rys. 21). Lewy statecznik oddzielił się od płatuwca jeszcze przed zderzeniem samolotu z ziemią.



Rys. 21. Lewa część statecznika poziomego ze sterem wysokości

### **Usterzenie pionowe**

Oderwane od końcowej części kadłuba u nasady. Zmiażdżona przednia część osłony aerodynamicznej mechanizmu przestawiania statecznika poziomego. Mechanizm przestawiania statecznika poziomego intensywnie zanieczyszczony błotem. Wychylenie trzonu mechanizmu odpowiada ustawieniu statecznika poziomego na  $-3^\circ$ . Zerwane poszycie na krawędzi natarcia statecznika pionowego. Ster kierunku zachował się zamocowany do statecznika pionowego – wychylony w lewo o kąt około  $20^\circ$  (rys. 22).



Rys. 22. Statecznik pionowy

### **Zespół napędowy**

Silnik nr 1 (lewy) oderwany od konstrukcji samolotu. Tarcze sprężarki niskiego ciśnienia oddzielone od silnika. Łopatki wirnika zgięte przeciwnie do kierunku obrotów (rys. 23).



Rys. 23. Silnik lewy

Silnik nr 2 (środkowy) zachował się zabudowany wewnątrz końcowej sekcji kadłuba. Łopatkami wirnika zgięte przeciwnie do kierunku obrotów.

Silnik nr 3 (prawy) oderwany od konstrukcji samolotu, intensywnie zanieczyszczony błotem (rys. 24). Łopatkami wirnika zgięte przeciwnie do kierunku obrotów.



Rys. 24. Silnik prawy



### Układ sterowania

Zachowały się fragmenty wolantów oraz zdeformowane pedały wraz z mechanizmami znajdującymi się pod podłogą kabiny załogi. Ciężna z układów sterowania sterem wysokości, lotkami i sterem kierunku posiadają liczne rozerwania w miejscach nitowania do końcówek oraz na prostych odcinkach (rys. 25 i 26). Linki układu sterowania porwane.



Rys. 25. Ciężna układu sterowania samolotem



Rys. 26. Pozostałości układu sterowania samolotem – elementy zabudowane w kokpicie i pod podłogą kabiny załogi

## Podwozie

Przednia goleń podwozia ze śladami uderzeń zachowała się przymocowana do fragmentu przedniej części kadłuba samolotu. Zastrzał przedniej goleni podgięty. Golenie podwozia głównego z niewielkimi śladami uderzeń konarów drzew widoczne w szczególności na osłonach zastrzałów. Podwozie w pozycji wypuszczonej zablokowane. Koła podwozia głównego i przedniego bez widocznych śladów uszkodzeń, zabłocone (rys. 27-29).



Rys. 27. Podwozie przednie





Rys. 28. Lewe podwozie główne



Rys. 29. Prawe podwozie główne

### **Instalacja elektryczna**

Wiązki przewodów elektrycznych porozrywane. Skrzynki sterowania zdeformowane. Pogiete i pourywane dźwigienki przełączników (rys. 30). Obudowy akumulatorów pokładowych zdeformowane. Część ogniwo rozszczelniona.



Rys. 30. Skrzynki sterowania instalacji elektrycznej

### **Wyposażenie pokładu pasażerskiego**

Fotele pasażerskie wyrwane z mocowań, porozrywane na części. Osłony wewnętrzne ścian kabiny pasażerskiej połamane na drobne fragmenty (rys. 31). Kamizelki ratunkowe porzucane w miejscu upadku samolotu.





Rys. 31. Pozostałości wyposażenia kabiny pasażerskiej

### **Stacjonarna instalacja tlenowa**

Samolot Tu-154M nr 101 był wyposażony w stacjonarną instalację tlenową. Służyła ona do dostarczania tlenu dla członków załogi (dowódcy statku powietrznego, drugiego pilota, nawigatora, starszego technika obsługi pokładowej oraz dodatkowego członka załogi). Zabudowana była w kabinie załogi.

W jej skład wchodziło m.in:

- 5 szt. stacjonarnych aparatów tlenowych БКО-5 dla ww. członków załogi z pojemnikami БУ-1 zawierającymi indywidualne maski tlenowe typu KM-114 oraz z nakładanymi oddzielnie na maski okularami przeciwdymnymi ДЗО-1Л;
- pojedyncza butla tlenowa УБШ-25/150М o pojemności 25 l;
- zawór regulacji podawania tlenu УЗР-1;
- przewody tlenowe dostarczające tlen do ww. stacjonarnych aparatów tlenowych.

Na miejscu katastrofy została znaleziona jedynie butla УБIII-25/150M nr 1100477, cała, nierozzerwana, wyrwana (wraz z częścią podstawy, do której była przymocowana) podczas niszczenia konstrukcji samolotu (rys 32).



Rys. 32. Butla УБIII-25/150M wraz z częścią podstawy i przewodami tlenowymi

Na butli znajdowała się głowica z manometrem oraz końcówkami załadowania i opróżniania butli. Na końcówce załadowania butli zachował się dłuższy fragment przewodu tlenowego, przewód tlenowy końcówki opróżniania butli został urwany przy samym złączu. Butla nie miała śladów oddziaływania pożaru ani deformacji spowodowanych oddziaływaniem innych elementów samolotu.

Pozostałe elementy stacjonarnej instalacji tlenowej nie zostały zidentyfikowane na miejscu katastrofy i w miejscu ułożenia wraku.

### **Przenośne wyposażenie tlenowe**

Samolot Tu-154M wyposażony był w przenośne wyposażenie tlenowe. W skład przenośnego wyposażenia tlenowego wchodziło 16 przenośnych butli typu БКП-2-2-210 z tlenem. Każda butla tlenowa miała głowicę z dwoma króćcami przyłączeniowymi do masek przechowywanych w opakowaniu. Do każdego z króćców można było podłączyć

maskę tlenową typu МКП-IT lub maskę przeciwdymną typu ДКМ-1М. Ciśnienie w butli było kontrolowane manometrem zamontowanym na głowicy butli. 14 butli służyło do dostarczania tlenu dla pasażerów, natomiast dwie (w ukończeniu jedynie z maskami przeciwdymnymi) były traktowane jako dodatkowe, rezerwowe dla stacjonarnej instalacji tlenowej załogi.

Na miejscu katastrofy zostało odnalezionych co najmniej kilka butli tlenowych oraz pojedyncze, uszkodzone maski. ustalila, że Wszystkie butle, do których podkomisja techniczna miała dostęp, były napełnione tlenem. Personel rosyjski ze względu na możliwość niekontrolowanego, samoczynnego rozładowania (lub eksplozji) usuwał je z miejsca katastrofy natychmiast po ich zlokalizowaniu.

Prawie wszystkie maski uległy zniszczeniu. Tylko wyżej wspomniane pojedyncze maski lub ich fragmenty zostały zidentyfikowane na miejscu katastrofy i w miejscu ułożenia wraku.

### **Instalacja gazu neutralnego**

Samolot Tu-154M nr 101 był wyposażony w instalację gazu neutralnego. Instalacja służyła do dostarczania gazu neutralnego do zbiorników paliwowych nr 4 i nr 1 w przypadku lądowania ze schowanym podwoziem.

W jej skład wchodziły:

- 3 butle typu ОСУ-5П-01;
- przewody;
- kolektory rozpylające.

Na miejscu katastrofy została znaleziona jedna butla ОСУ-5П-01 nr 08056, cała, nierozrywana, wyrwana podczas niszczenia konstrukcji samolotu (rys. 33).





Rys. 33. Butla OCY-5II-01

Na butli znajdowała się głowica z końcówkami załadowania i opróżniania butli. Butla nie miała śladów oddziaływania pożaru ani widocznych deformacji spowodowanych oddziaływaniem innych elementów samolotu.

Pozostałe dwie butle oraz inne elementy instalacji gazu neutralnego nie zostały zidentyfikowane na miejscu katastrofy i w miejscu ułożenia wraku.

### **Agregaty wyposażenia radioelektronicznego i osprzętu samolotu**

Agregaty, przyrządy pilotażowo-nawigacyjne i pozostałe wskaźniki zabudowane w kokpicie zostały zniszczone w znacznym stopniu. Większość przyrządów zachowała się przymocowana do pociętych elementów tablicy przyrządów. Spośród przyrządów i agregatów znalezionych na miejscu katastrofy do badań laboratoryjnych zostały skierowane:

- z zestawu automatycznego radiokompasu ARK-15 M:



- odbiornik, nr E 9905;
- odbiornik, nr I 349;
- panel sterowania, nr E9905;
- wskaźnik radiomagnetyczny RMI-2B, nr 480638;
- wskaźnik radiomagnetyczny RMI-2B (znaleziono tylko element wskazujący bez numeru);
- wskaźnik wysokości A-034-4, nr 71941 (z zestawu radiowysokościomierza);
- wskaźnik wysokości A-034-4, nr 71948 (z zestawu radiowysokościomierza);
- wysokościomierz barometryczny WM-15 PB, nr 1188008 z zestawu SWS-PN-15 (dowódcy statku powietrznego);
- wskaźnik wysokości UWO-15 M1B, nr 1196652 (drugiego pilota);
- skala wskaźnika jednego przyrządu WBE-SWS (brak numeru);
- blok BSKA-E, nr 1190100946.

Wyposażenie zabudowane w lukach pod podłogą zachowało się w lepszym stanie. Niemniej jednak większość obudów agregatów została silnie zdeformowana (rys. nr 34). W części bloków elektronicznych obudowy zostały rozerwane, a moduły z podzespołami elektronicznymi połamane i zniszczone. Pomimo znacznych uszkodzeń odczytano dane z pamięci urządzenia TAWS oraz UNS-1D zabudowanego po stronie drugiego pilota (jednego z dwóch, w jakie wyposażony był samolot).



Rys. 34. Agregaty wyposażenia nawigacyjnego i łączności

Najlepiej zachowały się agregaty przewożone w luku bagażowym – części zamienne, stanowiące tzw. „apteczkę techniczną” (rys. 35).



Rys. 35. Części zamienne przewożone w luku bagażowym

### **Rejestratory parametrów lotu**

Kaseta ochronna MŁP-14-5 z systemu rejestracji parametrów lotu MSRP-64M-6 została wyrwana z konstrukcji samolotu. Znalaziono ją w pobliżu miejsca pierwszego uderzenia samolotu o ziemię. Rejestratory eksploatacyjne KBN-1-1 i ATM-QAR oraz kasetę ochronną 70A-10M rejestratora rozmów w kabine MARS-BM odnaleziono wśród fragmentów kadłuba samolotu. Odczytano dane ze wszystkich wymienionych wyżej rejestratorów. Nie odnaleziono rejestratora K3-63.

### **Radiostacje awaryjne**

Zabudowane podczas ostatniego remontu radiostacje awaryjne typu ARM-406AC1 nr 7523242494 i ARM-406P nr 7524241208 oraz ich systemy antenowe zostały uszkodzone w chwili katastrofy w stopniu uniemożliwiającym ich zadziałanie.



Rys. 36. Radiostacje awaryjne typu ARM-406AC1 (z lewej) i ARM-406P (z prawej)

Radiostacja ARM-406P (uruchamiana automatycznie wyłącznikiem przeciążeniowym) – oberwany przewód antenowy i zasilający, zgnieciona obudowa radiostacji. Radiostacja ARM-406AC1 – niewielkie uszkodzenia obudowy (użycie radiostacji wymaga podłączenia anteny i jej uruchomienia przez obsługę).

### **Ułożenie szczątków samolotu w jego obrysie**

Szczałki zniszczonego samolotu rozłożono w jego obrysie na utwardzonej powierzchni na terenie lotniska SMOLEŃSK PÓLNOCNY. Elementy poszczególnych instalacji i systemów w oddzielnych grupach i rozłożono w pobliżu wraku (rys. 25, 26, 30, 34, 35, 36). Ogólny widok wraku samolotu przedstawiono na rys. 37.



Rys. 37. Części samolotu ułożone na placu

### **Podsumowanie i wnioski**

Podczas oględzin wraku samolotu nie stwierdzono śladów detonacji materiałów wybuchowych ani paliwa lotniczego.

Niewielki pożar objął tylko nieliczne elementy wraku samolotu i został zainicjowany w trakcie lub bezpośrednio po zderzeniu się samolotu z ziemią. Nie stwierdzono śladów charakterystycznych dla pożaru przebiegającego w trakcie lotu samolotu.

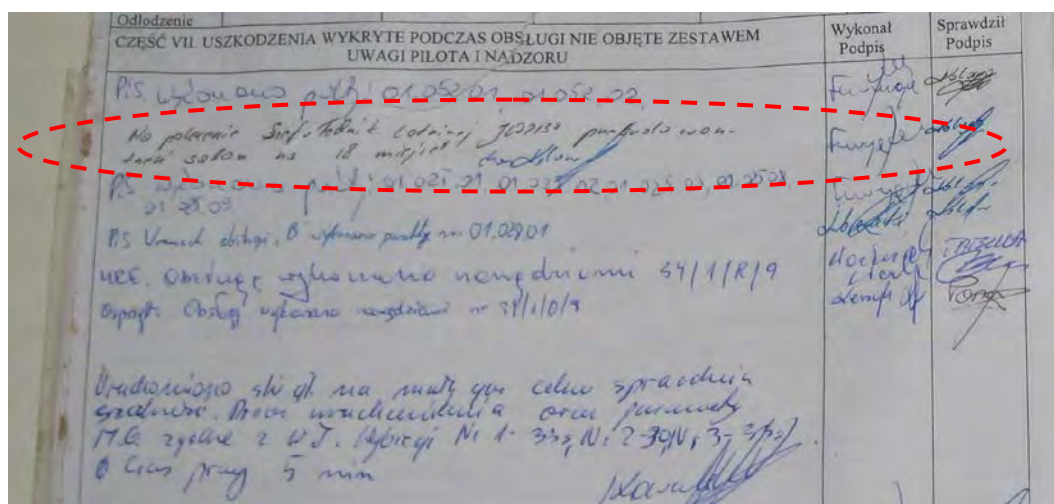
**W wyniku zderzenia z drzewami oraz ziemią samolot Ty-154M nr 101 wraz z wyposażeniem przewożonym na pokładzie został całkowicie zniszczony i podlega skasowaniu.**



## KONFIGURACJA SAMOLOTU W CHWILI ZAISTNIENIA KATASTROFY

W trakcie ostatniego remontu samolotu Tu-154M nr 101 (90A837) nie była zmieniana konfiguracja jego wnętrza polegająca na zmianie ułożenia – ustawienia kanap i foteli w poszczególnych salonach, a tym samym nie zmieniła się liczba przewożonych pasażerów. Na pokładzie samolotu znajdowało się 18 rzędów miejsc siedzących umożliwiających bezpieczny przewóz dziewięćdziesięciu pasażerów. Szczegółowe informacje znajdują się w instrukcji „Самолет Ту-154М – Руководство по загрузке и центровке дополнение – к Руководству по загрузке и центровке самолетов Ту-154М борт. (зав.) № 101 (90A837) и № 102 (90A862) Спецотряда Польской Республики в вариантах компоновок >>Салон<< на 90 и 89 пассажирских мест”. Powyższa instrukcja nie przewiduje zmian konfiguracji wnętrza samolotu.

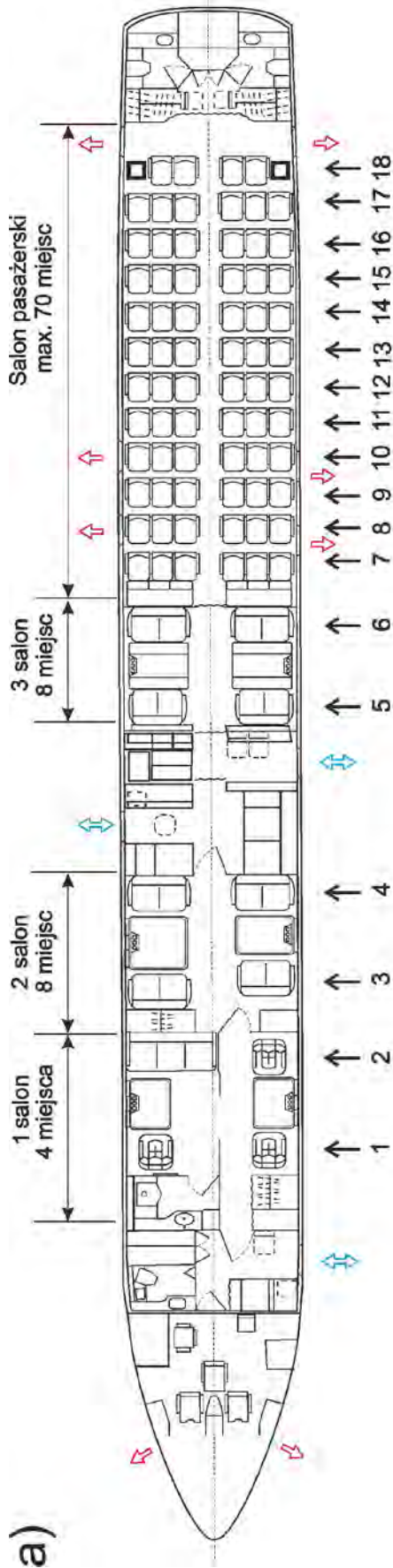
W dniu 06.04.2010 r. na polecenie Szefa Techniki Lotniczej 36 spłt nakazano zmianę konfiguracji wnętrza samolotu z 90 na 100 miejsc dla pasażerów (rys. 1). Zmiana ta dotyczyła trzeciego salonu. Zgodnie z obowiązującą dokumentacją w tej części samolotu powinny znajdować się cztery dwuosobowe kanapy w dwóch rzędach i dwa stoły pomiędzy nimi. W miejsca zdemontowanego wyposażenia zamontowano trzy rzędy po sześć siedzeń jednoosobowych (po trzy z lewej i prawej strony samolotu). Zmiana ta zwiększyła liczbę miejsc siedzących w trzecim salonie z 8 na 18. Zwiększenie ogólnej liczby miejsc z 90 na 100 miało wpływ na zmianę wyważenia samolotu.



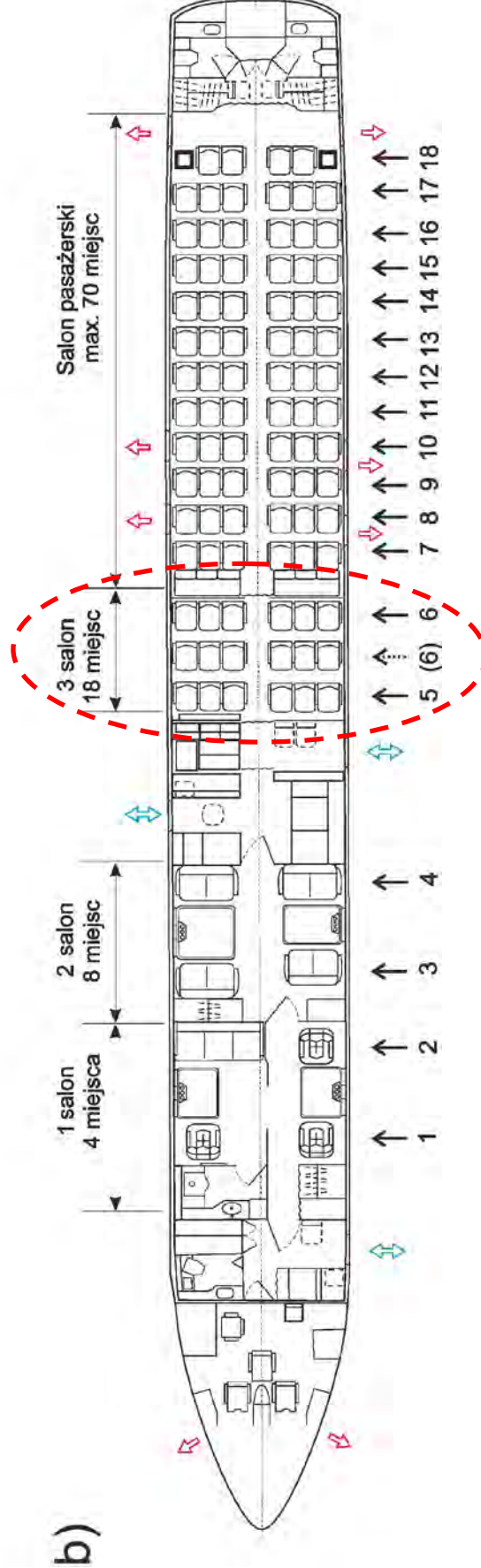
Rys. 1. Wpis w „Księżce obsługi statku powietrznego Tu-154M nr 101 (90A837)” o wykonaniu przebudowy trzeciego salonu z 8 na 18 miejsc w dniu 06.04.2010 r.

Na rysunku 2 przedstawiono w sposób graficzny zmiany, jakim zostały poddany pokład samolotu Tu-154M nr 101 (90A837).

a)



b)



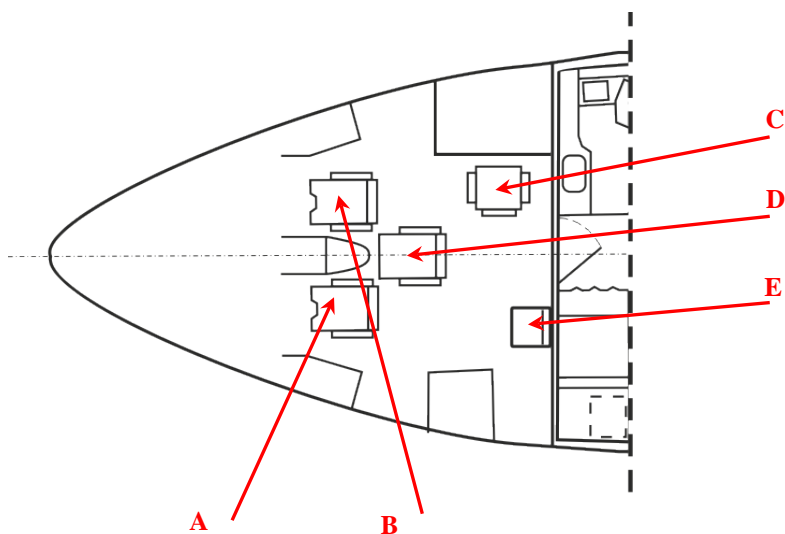
Rys. 2. Widok przedziału pasażerskiego samolotu Tu-154M nr 101 (90A837):

- a) zatwierdzony i dopuszczony przez producenta;
- b) po zmianie wykonanej w 36 splt w dniu 06.04.2010 r.

W kabinie pilotów znajdowało się pięć miejsc siedzących (rys. 3) W czasie lotu rejsowego w dniu 10.04.2010 r. w kabinie pilotów powinno znajdować się tylko czterech członków załogi, tj.:

- dowódca statku powietrznego (kapitan);
- drugi pilot;
- nawigator;
- technik pokładowy (inżynier).

Rozmieszczenie foteli poszczególnych członków załogi w kabinie pilotów przedstawiono na rys nr 3.



Rys. 3. Rozmieszczenie foteli poszczególnych członków załogi w kabinie pilotów:

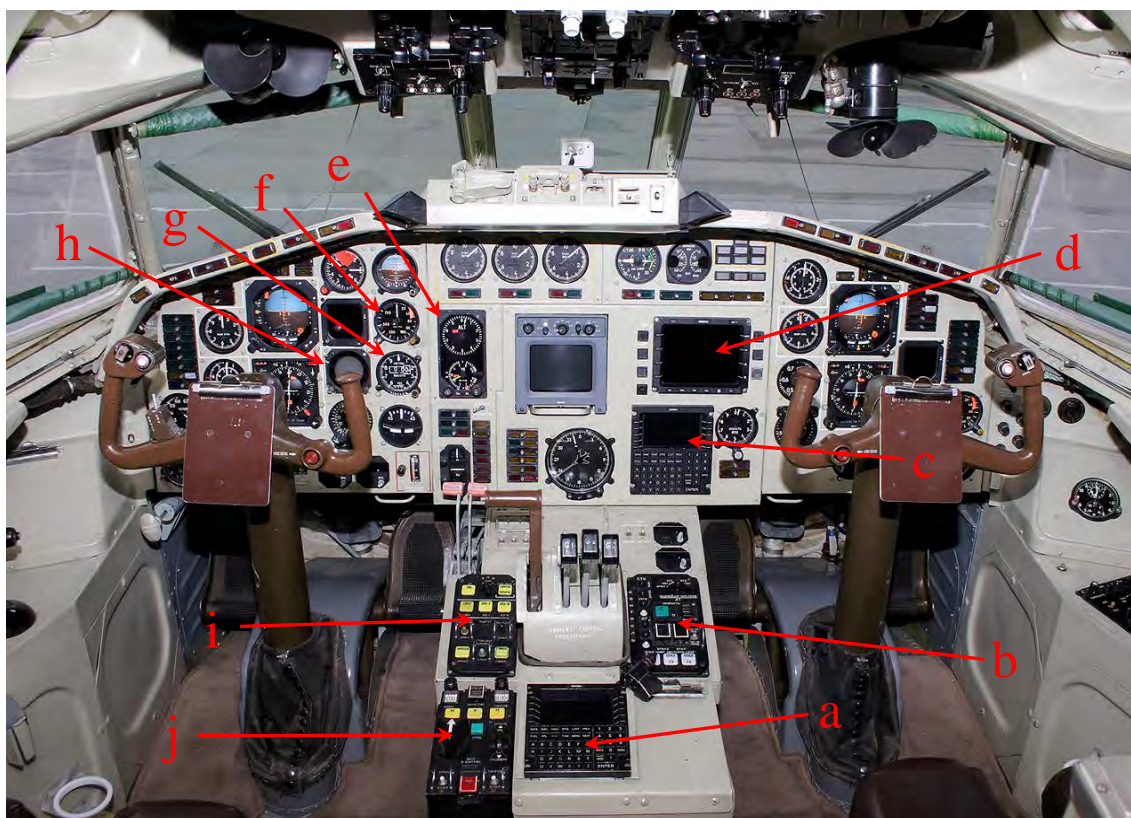
- A – dowódcy statku powietrznego (kapitana);
- B – drugiego pilota;
- C – technika pokładowego (inżyniera);
- D – nawigatora;
- E – instruktora (tylko podczas lotów szkoleniowych).

Rysunek 4 przedstawia widok kabiny pilotów oraz najważniejszych przyrządów i pulpitów używanych w czasie ostatniej fazy lotu. Dowódca statku powietrznego miał w zasięgu wzroku trzy przyrządy wskazujące wysokość barometryczną:

- a) centrala danych aerometrycznych WBE-SWS, która wskazywała wysokość w [m] lub [ft];
- b) wskaźnik wysokości UWO-15M1B z kompletu SWS-PN-15-4B wskazujący wysokość w [m];
- c) wysokościomierz/wariometr KAV-485 wskazujący wysokość w [ft];

oraz wskaźnik radiowysokościomierza A-034-4 wskazujący wysokość w [m].



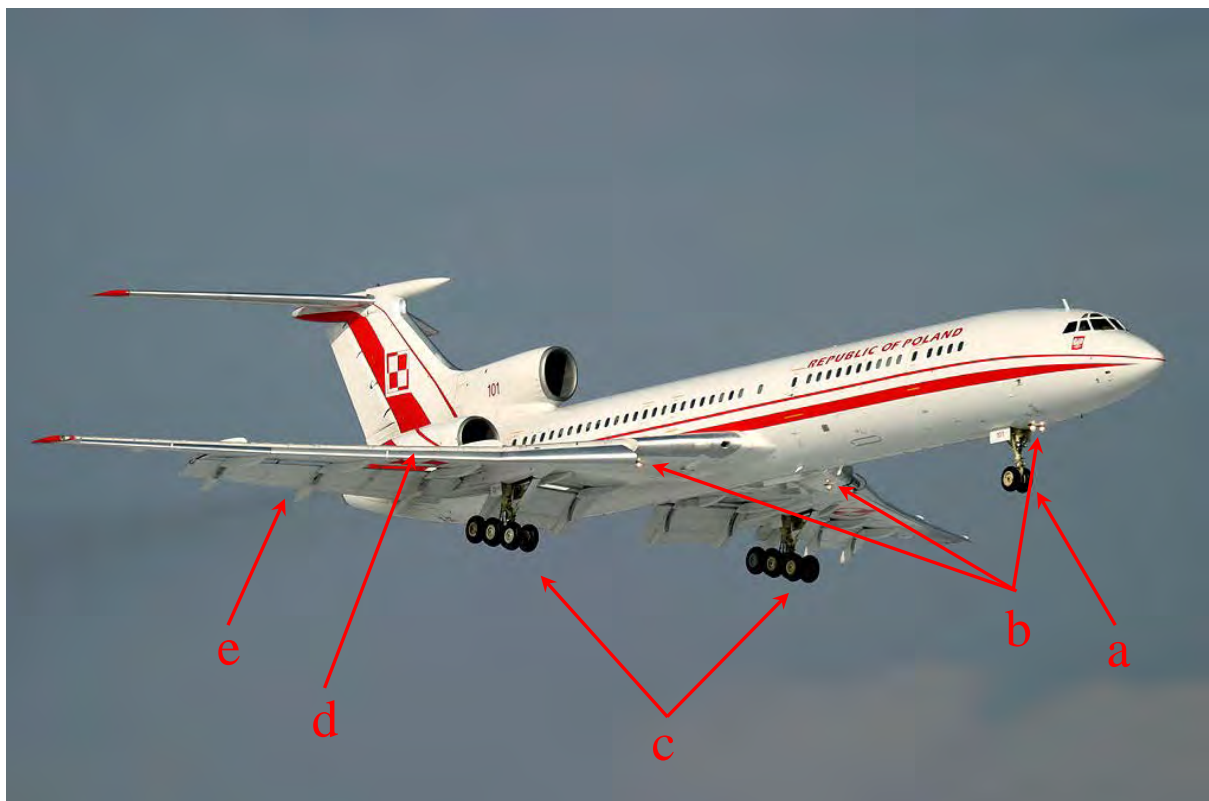


Rys. 4. Tablica przyrządów pierwszego i drugiego pilota samolotu Tu-154M nr 101:

- a – UNS-1D – pulpit komputera zarządzania lotem (FMS);
- b – PN-6 – pulpit sterowania automatem ciągu;
- c – UNS-1D – pulpit komputera zarządzania lotem (FMS);
- d – MFD-640 – wskaźnik wielofunkcyjny;
- e – KAV-485 – wysokościomierz/wariometr (wskazania w [ft]);
- f – A-034-4 – wskaźnik radiowysokościomierza (wskazania w [m]);
- g – UWO-15 M1B – wskaźnik wysokości z kompletu SWS-PN-15-4B (wskazania w [m]);
- h – WBE-SWS – centrala danych aerometrycznych dowódcy statku powietrznego ([m] lub [ft]);
- i – PN-5 – pulpit nawigacji ABSU;
- j – PU-46 – pulpit sterowania ABSU.

W chwili zderzenia (kontaktu) z pierwszą przeszkodą terenową (czubkiem brzozy w rejonie bliższej radiolatarni) samolot Tu-154M nr 101 był w konfiguracji, którą przedstawiono na rysunku 5.





Rys. 5. Widok samolotu Tu-154M nr 101 w konfiguracji do lądowania. Świadczą o tym wypuszczone:

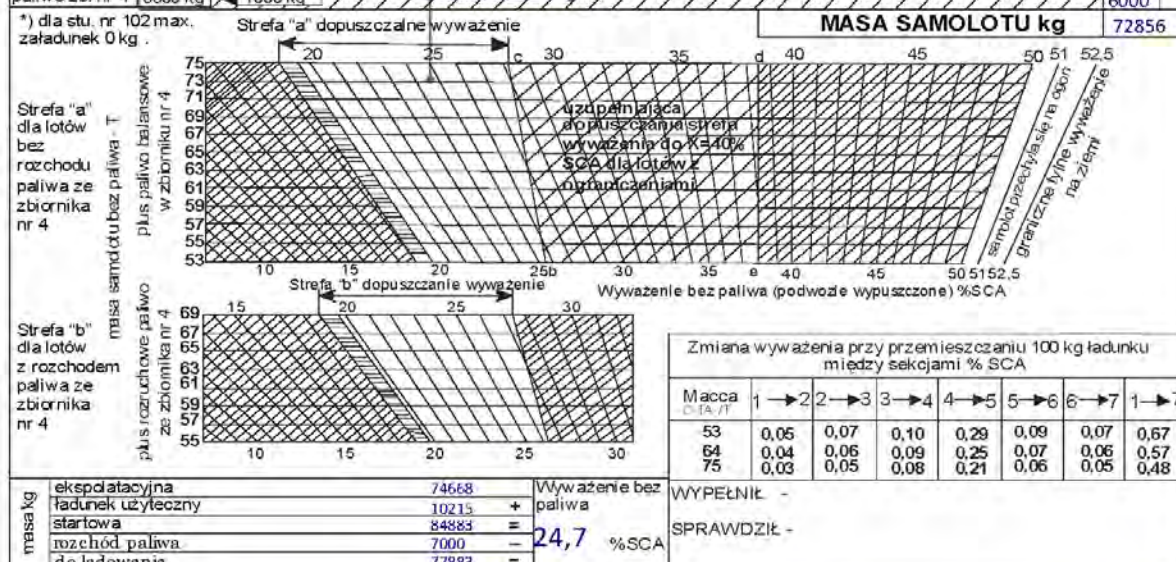
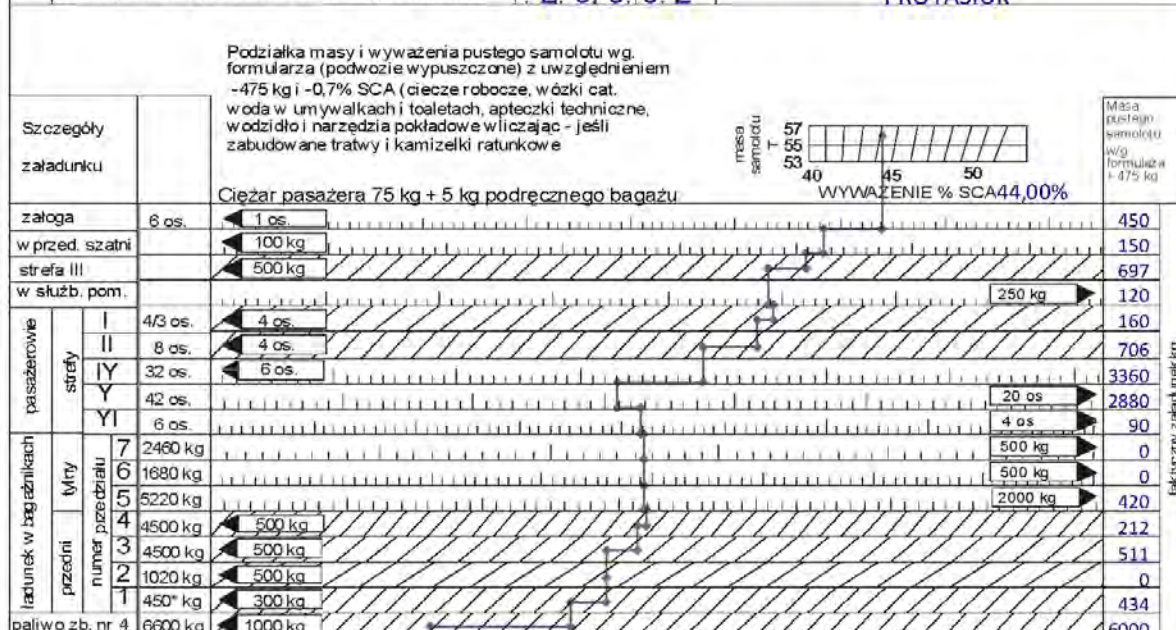
- a – przednie podwozie;
- b – reflektory;
- c – główne podwozie;
- d – sloty;
- e – kłapy zaskrzydłowe.

Ogłędziny i ekspertyzy przeprowadzone na miejscu zdarzenia oraz szczegółowa analiza parametrów lotów oraz rozmów członków załogi potwierdziły, że samolot Tu-15M nr 101 (90A837) w czasie kontaktu z pierwszą przeszkodą terenową – czubkiem brzozy w rejonie bliższej radiolatarni – podczas dalszego lotu i w momencie katastrofy był w konfiguracji do lądowania. W tabeli 1 zostały przedstawione położenia elementów samolotu, które jednoznacznie potwierdzają, że samolot znajdował się w tej konfiguracji.

W momencie startu samolotu z lotniska w WARSZAWA-OKĘCIE w jego zbiornikach znajdowało się 17 600 kg paliwa (wg zapisu na rejestratorze ATM QAR), w tym 6000 kg w zbiorniku nr 4 (balastowym). Masa samolotu wyliczona dla danych z dnia 10.04.2010 r. godz. 05.00 UTC wynosiła **84 883 kg**. Położenie środka ciężkości samolotu wynosiło **24,7%** – środkowe (rys. 6).

Tu-154 nr 101 (90A837)  
w wariant zabudowy "salon" na 90 pasażerów

masa kg.	pustego samolotu	5 6 1 9 1	REJS	1	SAMOLOT	101
	załogi	+				
	szeń pokł. kuchnia, wyposażenie gł	+				
	paliwo(z wyjątkiem paliwa do kołowania) +	1 7 6 0 0	TRASA	Warszawa-Smołęńsk-Warszawa		
	dopuszczalna startowa	1 0 0 0 0	LOTNISKO PIERWSZEGO LĄDOWANIA Smołęńsk			
	eksploatacyjna	=	DATA	10.04.2010	CZAS	05.00 UTC
	maksymalnego ładunku użytecznego =	2 5 3 3 2	DOWÓDCA STATKU POWIETRZNEGO PROTASIUŁ			



Dopuszczalne przednie wyważenie do startu-21% , lądowania- 18% START 27,8 %SCA

Dopuszczalne tylne wyważenie do startu-32% , lądowania- 32% LĄDOWANIE 26,8 %SCA

Rys. 6. Karta wyważenia samolotu Tu-154M nr 101 wykonana dla danych jak z lotu w dniu 10.04.2010 r.

Lp.	Wyszczególnienie	Ustawienie	Potwierdzenie ustawienia – włączenia na podstawie		Rysunek	Uwagi
			Czas wg UTC [QAR]	Korespondencji [MARS-BM]		
1	Wysunięcie klap zaskrzydłowych	36°	06:39:01,5 ÷ 06:39:05,5	2 pilot i nawigator 06:39:01,0 i 06:39:07,0	7	Wcześniej (wg MARS 06:36:44,5) wychylone były na kąt 28°
2	Położenie slotów	wysunięte	06:35:15,5		6	Nawigator mówi o „mechanizacji skrzydeł” od 06:39:09,5 do 06:39:12,0.
3	Statecznik	-3°	06:39:04 ÷ 06:39:10		13	Nierozpoznany głos 06:39:15,0
4	Zaciągacze	przelotowe odłączone	Parametr nie rejestrowany	dowódca 06:39:18,5		
5	Interceptory	schowane	06:33:58,5	dowódca 06:39:20,0	9	
6	Reflektory	wypuszczone, włączone	Parametr nie rejestrowany	dowódca 06:39:23,5	8	
7	Podwozie	wypuszczone	06:34:59	nawigator 06:39:26,0	10,11,12	
8	Wentylatory kół	włączone	Parametr nie rejestrowany	inżynier 06:39:27,5		
9	Sterowanie przednim kołem	10°	Parametr nie rejestrowany	dowódca 06:39:30,5		
10	Potwierdzenie zakończenia karty „lądowanie”		–	nawigator 06:39:32,0		
<b>Inne ustawienia systemów samolotu w chwili zdarzenia</b>						
1	Automatyczna stabilizacja w kanale podłużnym	włączona	05:28:11,5			Odłączona ruchem kolumny sterowej 06:40:58 wg QAR
2	Automatyczna stabilizacja w kanale poprzecznym	włączona	05:28:11,5			Odłączona obrotem wolantu o 06:41:03,5 wg QAR
3	Automat ciągu	włączony	06:34:20,5			Odłączono ruchem DSS do przodu 06:40:59 wg QAR
4	Sygnal markera (DRL)	aktywny	06:39:53 ÷ 06:40:01,5			
5	Sygnal markera (BRL)	aktywny	06:40:58,5 ÷ 06:41:01,5			
6	Instalacja przeciwoślodzeniowa wlotów silników	włączona	06:10:01,5			Włączona w chwili rozpoczęcia zniżania przed lądowaniem

Tab. 1. Położenia poszczególnych elementów i mechanizmów samolotu Tu-15M nr 101 (90A837) świadczące o jego konfiguracji do lądowania



W chwili katastrofy w zbiornikach samolotu znajdowało się **10 600 kg** paliwa, co potwierdzono na podstawie zapisu rejestratora parametrów lotu QAR oraz obliczeń dokonanych na podstawie dokumentów (książka obsługi, dziennik tankowania). Całkowity ciężar samolotu w tym czasie wynosił około **77 883 kg** (obliczono to na podstawie listy pasażerów, wagi bagażu oraz pozostałości paliwa – rys. 6). Podwozie, klapy zaskrzydłowe, sloty, statecznik oraz reflektory znajdowały się do chwili ostatecznego zderzenia samolotu z ziemią w pozycji „do lądowania” – takiej jak przed zderzeniem z pierwszą brzozą w rejonie bliższej radiolatarni.

Zniżanie i podejście do lądowania wykonywane było przy włączonym układzie automatycznego sterowania samolotem. Wybrano następujące zakresy jego pracy:

- automatyczna stabilizacja i sterowanie w kanale pochylenia;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie w kanale przechylenia;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie prędkością przyrządową samolotu z wykorzystaniem automatu ciągu silników.

Układ automatycznego sterowania utrzymywał (stabilizował) bieżący kąt pochylenia i kurs samolotu poprzez zmianę położenia steru wysokości i lotek. Zadana prędkość lotu utrzymywana była zmianą ciągu silników. Pilot miał możliwość sterowania samolotem za pomocą pokręteł na pulpicie PU-46 – zmieniając wartość zadanego kąta pochylenia i przechylenia (zmiana kursu).

Poniższe rysunki jednoznacznie potwierdzają wypuszczenia i ustawienia poszczególnych elementów samolotu na miejscu zdarzenia.



Rys. 7. Wypuszczone sloty lewego i prawego skrzydła samolotu



Rys. 8. Wychylone klapy zaskrzydłowe



Rys. 9. Wypuszczone reflektory przednie





Rys. 10. Schowane interceptory



Rys. 11. Wypuszczona przednia goleń podwozia





Rys. 12. Wypuszczona prawa goleń podwozia głównego





Rys. 13. Wypuszczona lewa goleń podwozia głównego



Rys. 14. Statecznik poziomy ustawiony na kąt  $-3^{\circ}$

**Stwierdzono jednoznacznie, że samolot Tu-154M nr 101 (90A837) w chwili katastrofy znajdował się w konfiguracji do lądowania. Nieprawidłowa konfiguracja wnętrza samolotu polegająca na zmianie liczby miejsc dla pasażerów nie miała wpływu na zaistniałą katastrofę.**



## GEOMETRIA ZDERZENIA SAMOŁOTU

1. Położenia organów sterowania i stany pracy urządzeń samolotu Tu-154M nr 101 na podstawie analizy zapisu parametrów lotu i rozmów od momentu zadziałania radiowysokościomierza.



Rys. 1. Trasa lotu samolotu i charakterystyczne punkty:

- 1 - Zadziałanie radiowysokościomierza (RW);
- 2 - brzoza na terenie bliższej radiolatarni (BRL);
- 3 - maszt bliższej radiolatarni (BRL);
- 4 - brzoza – miejsce utraty końcówki lewego skrzydła;
- 5 - zmniejszenie obrotu wolantu – koniec próby utrzymania lotu bez przechyleń;
- 6 - koniec zapisu na rejestratorze QAR;
- 7 - pierwsze miejsce zderzenia się samolotu z ziemią.

W celu określenia geometrii zderzenia samolotu Tu-154M nr 101 przeanalizowano siedem punktów (rys. 1) w których Komisja wyodrębniła około 30 parametrów charakteryzujących położeni, (ustawienie) poszczególnych elementów samolotu, w tym i jego konfiguracje oraz reakcje załogi w danych fazach lotu. Ustalenia odnośnie do położenia organów sterowania i wybranych parametrów lotu przedstawiono w tabeli 1.

Punkt	Parametr	Czas według UTC	Odległość od progu pasa	Kąt pochylenia	Kąt natarcia	Kąt przechylenia	Prędkość przyrządowa	Wysokość radiowa	Pochylenie kolumny wolantu	Wychylenie lewego steru wysokości	Wychylenie prawego steru wysokości	Obrót wolantu	Wychylenie prawej lotki	Położenie pedałów	Wychylenie steru kierunku	Położenie DSS silnika nr 1	Położenie DSS silnika nr 2	Położenie DSS silnika nr 3	Temperatura silnika nr 1	Temperatura silnika nr 2	Temperatura silnika nr 3	Obroty SNC silnika nr 1	Obroty SNC silnika nr 2	Obroty SNC silnika nr 3	Przeciążenie poprzeczne	Przeciążenie pionowe	Kurs żyromagnetyczny	Stabilizacja w kanale podłużnym	Stabilizacja w kanale poprzecznym	Automat ciągu			
-	-	GG:MM:SS	m	deg	deg	deg	km/h	m	deg	deg	deg	deg	deg	-	deg	deg	deg	deg	°C	°C	°C	%	%	%	g	g	deg	-	-	-			
1	Zadziałanie radiowysokościomierza (RW)	06:40:54,0	1538	-1,8	7,58	0,7	277	65,6	-4,0	-7	-6,5	0	-0,6	0	-1	3	7	6	424	414	419	38,1	35,2	40,5	0,01	1,03	260	włączona	włączona	włączony			
2	Brzoza przy BRL	06:40:59,5	1099	3,1	10,32	0,0	274	12,5	-5,8	-14	-9,2	-2	-2,7	-2	-1,3	10	19	21	419	414	419	41,9	38,6	45,2	0	1,19	260	włączona	włączona	włączony			
3	Blizsza radiolatarnia (BRL)	06:41:00,0	1065	3,8	11,37	-0,6	274	9,4	-9,2	-13	-13	0	-1,9	-2	-1,9	53	57	64	429	424	424	42,9	39,5	45,7	0,03	1,19	260	włączona	włączona	włączony			
4	Brzoza oderwanie fragmentu lewego skrzydła	06:41:02,8	855	12,8	15,78	-2,5	269	6,2	-9,6	-22	-26	-3	-3,1	-3	0	68	67	68	448	438	448	68,1	61,9	68,6	0,04	0,88	260	włączona	włączona	włączony			
5	Zmniejszenie obrotu wolantu - koniec próby utrzymania lotu bez przechyleń	06:41:04,5	795	20	22,11	-90*	269	15,6	-5,3	1,6	1,7	-61	-19,4	9	7,1	52	51	47	490	467	490	84,3	79,8	82,9	-0,19	1,22	254	włączona	włączona	włączony			
6	Koniec zapisu QAR	06:41:05,5	625	18,9	8,63	-120*	263	17	-4,5	-3,6	-1,2	-9	-7,6	-17	3,7	46	47	33	510	486	500	84,8	83,5	83,8	-0,8	0,56	246	włączona	włączona	włączony			
7	<b>Katastrofa zderzenie z ziemią</b>	06:41:07,5	535	-6*	-10*	-150*	260*	0	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	240*	włączona	włączona	włączony

Tab. 1. Parametry lotu samolotu Tu-15M nr 101 (90A837) oraz wartości identyfikujące położenie jego organów sterowania w siedmiu charakterystycznych punktach

\* parametr wyliczony

2. Położenia samolotu w przestrzeni od bliższej radiolatarni do momentu zetknięcia z ziemią określone na podstawie śladów zderzeń z przeszkodami terenowymi.



Rys. 2. Przeszkody terenowe i miejsca zetknięcia z ziemią:

- 1 - pierwsza przycięta brzoza;
- 2 - kępa młodych brzozek;
- 3 - kępa młodych brzozek;
- 4 - brzożki i młode topole;
- 5 - brzoza – utrata fragmentu lewego skrzydła;
- 6 - drzewa o średnicy konarów do 10 cm;
- 7 - linia energetyczna;
- 8 - świerki;
- 9 - brzoza;
- 10 - pojedynczy świerk;
- 11 - topola;
- 12 - topola;
- 13 - środek kępy drzew po zachodniej stronie drogi do mińska;
- 14 - ślad na ziemi od lewego skrzydła;
- 15 - ślad na ziemi od lewego steru wysokości i statecznika pionowego.

W celu określenia geometrii zderzenia samolotu Tu-154M nr 101 z ziemią przeanalizowano 13 przeszkód (rys. 2), które stały się przedmiotem analizy położenia samolotu podczas zetknięcia z nimi w których Komisja ustaliła jego położenia w poszczególnych punktach. Dane odnośnie do identyfikacji położenia poszczególnych przeszkód terenowych i śladów na ziemi zawarte są w załączniku nr 4.8 (Schemat miejsca katastrofy). Ustalenia odnośnie do położenia samolotu od bliższej radiolatarni do miejsca katastrofy przedstawiono w tabeli 2.

Punkt	Przeszkody terenowe i miejsca zetknięcia z ziemią	Wysokość terenu	Przeniesienie terenu względem progu pasa	Odległość od progu pasa	Odchylenie od osi pasa	Wysokość przycięcia przeszkód terenowych	Kąt pochylenia samolotu	Kąt przechylenia samolotu	Wysokość samolotu w stosunku do ziemi	Wysokość samolotu w stosunku do progu pasa
1	Pierwsza brzoza	239	-15	1099	-39	10	3,1	0	10	-5
2	Kępa młodych brzozek	246	-8	932	-59	4	11,1	0	4	-4
3	Kępa młodych brzozek	246	-8	919	-54	4	11,9	0	4	-4
4	Brzożki i młode topole	247	-7	901	-64	4	12,5	-0,6	4	-3
5	Brzoza – utrata fragmentu lewego skrzydła	250	-4	855	-63	5	12,8	-2,5	5,1	1,1
6	Drzewa o średnicy konarów do 15 cm	253	-1	808	-57	9	15,6	-16	7	6
7	Linia energetyczna	253	-1	777	-59	7	16,8	-35	-	-
8	Świerki	254	0	729	-64	13	20,0	-50	16	16
9	Brzoza	254	0	709	-68	13	21,0	-65	19	19
10	Pojedynczy świerk	256	+2	691	-71	8	20,0	-90	18	20
11	Topola	257	+3	671	-68	13	19,0	-120	18	21
12	Topola	257	+3	640	-76	13	18,9	-120	17	20
13	Kępa drzew	255	+1	616	-82	10	15,6	-130	17	18
14	Ślad na ziemi od lewego skrzydła	253	-1	518	-93	-	-6	-150	0	-1
15	Ślad na ziemi od lewego steru wysokości i statecznika pionowego	253	-1	535	-105	-	-6	-150	0	-1

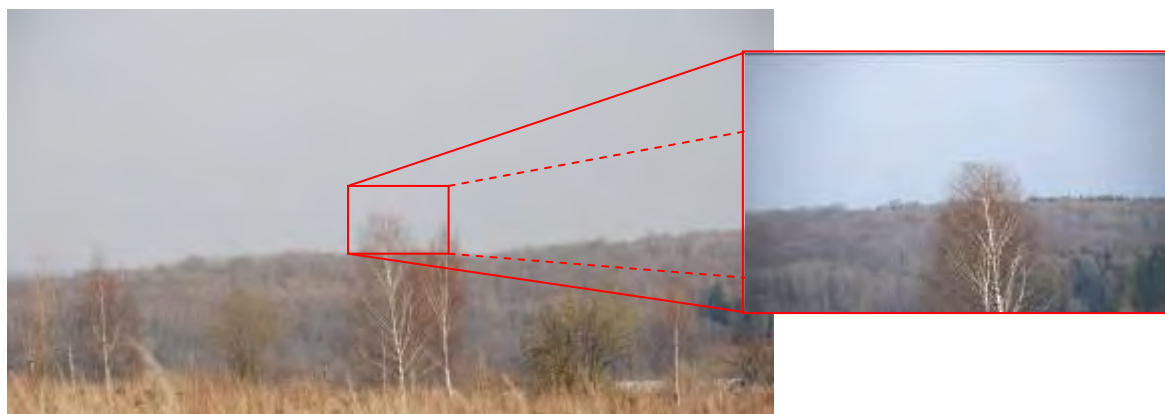
Tab. 2. Parametry lotu samolotu Tu-15M nr 101 (90A837) charakteryzujące jego położenie w trakcie kontaktu z przeszkodami terenowymi oraz miejscu zetknięcia z ziemią

### 3. Analiza położenia samolotu w chwili zetknięcia z przeszkodami terenowymi oraz geometria zderzenia samolotu Tu-154M nr 101 z ziemią

Pierwszym punktem, który został poddany analizie to zadziałanie radiowysokościomierza A-034-4 (rys.1). Samolot znajdował się wtedy około **1538 m** przed progiem drogi startowej, a jego zniżanie i podejście do lądowania wykonywane było przy włączonym układzie automatycznego sterowania samolotem ABSU. Wybrano następujące zakresy jego pracy:

- automatyczna stabilizacja i sterowanie w kanale pochylenia;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie w kanale przechylenia;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie prędkością przyrządową samolotu z wykorzystaniem automatu ciągu silników.

Układ automatycznego sterowania utrzymywał (stabilizował) bieżący kąt pochylenia i przechylenia samolotu poprzez zmianę położenia steru wysokości i lotek. Zadana prędkość lotu utrzymywana była zmianą ciągu silników. Pilot miał możliwość sterowania samolotem, zmieniając, za pomocą pokręteł na pulpicie PU-46, wartość zadanego kąta pochylenia i kursu. Około 4,5 sekundy później przemieszczając kolumnę wolantu wyłączono kanał pochylenia ABSU, jednocześnie przestawiając DSS wszystkich trzech silników na zakres startowy. Bezładność samolotu oraz ukształtowanie terenu powodowały ciągłe zbliżanie się samolotu do ziemi. W odległości 1099 m od progu pasa, w rejonie bliższej radiolatarni (BRL), nastąpiło pierwsze zderzenie (zetknięcie) samolotu z przeszkodą terenową (rys. 3). Wierzchołek brzozy został przycięty prawym skrzydłem nie powodując uszkodzeń samolotu mających wpływ na jego zdolność do lotu. Samolot znajdował się w tym czasie około 10 m nad ziemią. Przechylenie samolotu wynosiło  $0^\circ$ , a kąt pochylenia około  $3,1^\circ$ . Środek masy samolotu znajdował się wówczas około **5 m** poniżej progu psa.



Rys. 3. Brzoza w rejonie bliższej radiolatarni (punkt 2 – rys. 1 i punkt 1 rys 2) przycięta krawędzią prawego skrzydła



W odległości **167 m** i **180 m** od miejsca pierwszego kontaktu z przeszkodą terenową nastąpiły kolejne zderzenia z drzewami i krzakami (rys. 4). Były to grupy młodych brzózek oraz topól, które zostały złamane na wysokości około **4 m** krawędzią natarcia – slotem lewego skrzydła. Pomimo że samolot zaczął się już wolno wznosić i znajdował się **4 m** poniżej progu pasa, to ze względu na ukształtowanie terenu jego wysokość nad ziemią obniżyła się z **10 m** w rejonie bliższej radiolatarni do **4 m** w rejonie porośniętym młodymi drzewami i krzakami.



Rys. 4. Kępa młodych brzózek (punkt 3 rys. 2) przycięte krawędzią skrzydła – slotem

Po przebyciu kolejnych 18 metrów kadłub i skrzydła samolotu zderzyły się z drzewami o średnicy konarów około **10 cm**. W tym momencie położenie skrzydeł było poziome, a kąt pochyleń wzrósł do około **12°** (rys. 5 i 6). Porastające tam drzewa i krzaki zostały przycięte na wysokości **4 m**. Samolot w tym miejscu znajdował się około **3 m** poniżej progu pasa.



Rys. 5. Drzewa (punkt 4 rys. 2) uszkodzone przez podwozie, kadłub samolotu



Rys. 6 Drzewa (punkt 4 rys. 2) uszkodzone przez końcówkę lewego skrzydła samolotu

Zderzenia te powodowały wgniecenia na krawędziach natarcia skrzydeł (wysuniętych slotach), a także deformacje poszycia dolnych powierzchni skrzydeł i wychylonych klap zaskrzydłowych. Pomimo powstałych zniszczeń samolot zachowywał zdolność do lotu i zwiększał wysokość.

W odległości **855 m** od progu pasa nastąpiło uderzenie lewego skrzydła w dużą brzozę na wysokości około **5,1 m** (rys. 6), które doprowadziło do oderwania dużego fragmentu (około 6 m) lewego skrzydła wraz z lotką. Środek ciężkości samolotu znajdowała się wtedy około **1,1 m** powyżej progu drogi startowej, kąt przechylenia wynosił około **-2,5°** (przechylenie w lewo) a pochylenia wzrósł do **12,8°**.



Rys. 7 Brzoza (punkt 4 rys. 1 punkt 5 rys. 2) uszkodzona w wyniku uderzenia lewym skrzydłem samolotu

Powstałe, na skutek utraty końcówki lewego skrzydła, niezrównoważenie siły nośnej nie było możliwe do skorygowania wychyleniem lotki prawego skrzydła. Zapoczątkowało to obrót

samolotu w lewo względem osi podłużnej z jednoczesną zmianą kierunku lotu około  $3,5^\circ$ . Zmiana kierunku lotu została spowodowana reakcją samolotu na uderzenie w jego konstrukcję w odległości **10,8 m** od osi pionowej samolotu. Rozszczelnione zostały wówczas wszystkie (trzy) instalacje hydrauliczne.

Po przebyciu kolejnych **47 m** samolot zderzał się na długości około **20 m** z drzewami o średnicy konarów do **15 cm** (rys. 8). Przechylenie samolotu w tym czasie gwałtownie wzrosło i wynosiło około  $-16^\circ$  (w lewo).



Rys. 8. Uszkodzone drzewa (punkt 6 rys. 2) przez skrzydła i kadłub samolotu przy przechyleniu około  $-16^\circ$  (w lewo)

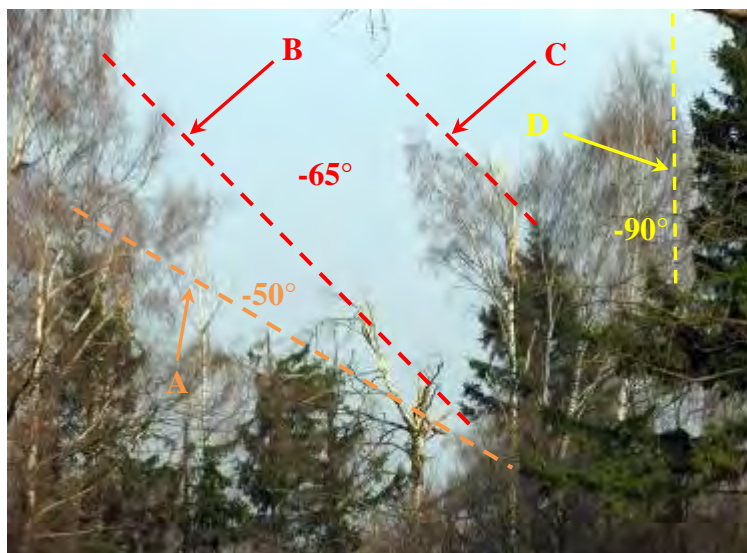
Obrót wolantu oraz wychylenie pedałów nie zapewniły zatrzymania obrotu samolotu w lewo. Przy przechyleniu około  $-35^\circ$ , po pokonaniu około **80 m** od chwili utraty fragmentu lewego skrzydła samolot przeleciał nad linią energetyczną średniego napięcia, powodując jej uszkodzenie (rys. 9). Niewykluczone, że linia energetyczna została zerwana nie bezpośrednio przez samolot, ale przez konary drzew odłamanych kilkanaście metrów wcześniej i przemieszczonych zgodnie z kierunkiem lotu samolotu.



Rys. 9. Zerwane przewody linii energetycznej (punkt 7 rys. 2)



Po przebyciu kolejnych **50 m** samolot pogłębił przechylenie do **-50°**. Następnie na odcinku około 40 m samolot uderzył w kilka grubszych drzew: świerki i brzozy, powodując łamanie ich konarów (rys. 10) i wzrost przechylenia do około **-90°**. Uderzenia te powodowały rozległe uszkodzenia krawędzi natarcia skrzydeł oraz liczne uszkodzenia krawędzi natarcia oraz powierzchni sterów wysokości i kierunku.



Rys. 10. Uszkodzenia drzew w odległości około 150 m (punkty 8, 9 i 10 rys. 2) od miejsca utraty fragmentu lewego skrzydła:

- A – linia cięcia świerków
- B – linia cięcia brzozy (skrzydło);
- C – linia cięcia sterem wysokości;
- D – linia cięcia świerku krawędzią lewego skrzydła.

Samolot w odległości **690 m** od progu drogi startowej, przy przechyleniu wynoszącym około **-90°** (rys. 10) zaczął zakrzywiać swój tor lotu w lewo, jego kadłub znajdował się wówczas na wysokości około **18 m** nad ziemią.

Po kolejnych **50 m** lotu samolot zwiększył przechylenie do **-120°** uderzając kadłubem, skrzydłami oraz statecznikiem poziomym kolejno w dwa duże drzewa powodując łamanie ich konarów i gałęzi. W tym samym czasie od samolotu oderwał się lewy ster wysokości. Przy przechyleniu dochodzącym do **-130°** samolot zderzył się z ostatnią grupą drzew. Pochylenie kadłuba w tym momencie wynosiło około **16°** i w dalszej fazie lotu zaczęło się szybko zmniejszać. Na rys.1 punkt ten oznaczony jest jako nr „6” i odpowiada on miejscu, w którym przerwany został zapis rejestratora parametrów lotu ATM-QAR. W końcowej fazie lotu samolot przemieszczał się z nosem lekko opuszczonym w dół.



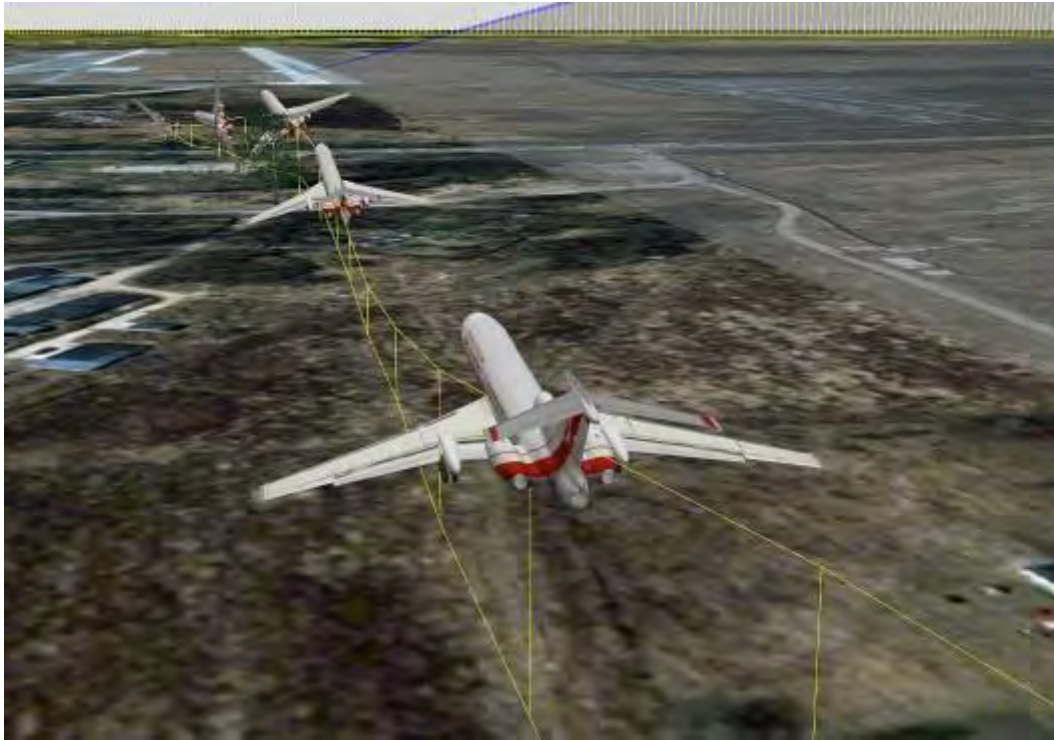
Rys. 11. Uszkodzenia ostatniej grupy drzew przed zderzeniem samolotu z ziemią

Ostatecznie samolot zderzył się z ziemią pozostałością lewego skrzydła przy przechyleniu około  $-150^\circ$  (rys. 15), niewielkim ujemnym pochyleniu około  $-6^\circ$  (rys. 16) oraz z kursem magnetycznym około  $240^\circ$  (od chwili utraty fragmentu lewego skrzydła nastąpiło odchylenie kursu około  $-20^\circ$  – rys. 17).

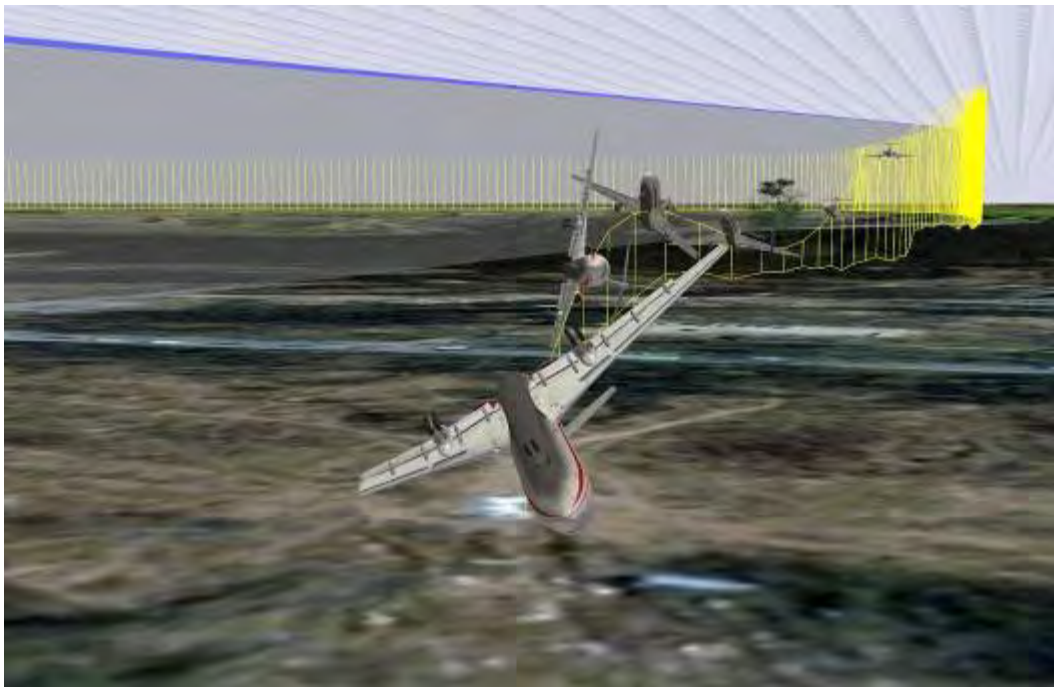


Rys. 12. Ślad na ziemi spowodowany lewym sterem kierunku

Na rysunkach 13 i 14 została przedstawiona ostatnia faza lotu samolotu od bliższej radiolatarni (BRL) aż do miejsca upadku.

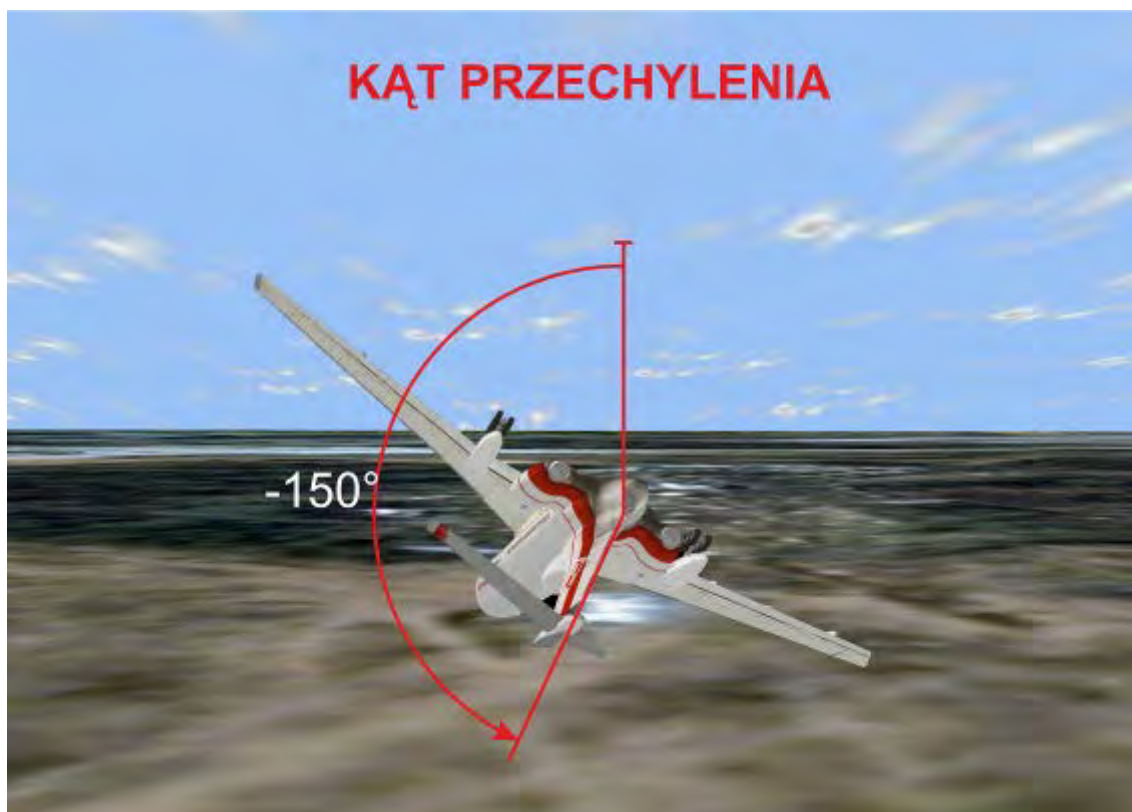


Rys. 13. Graficzne przedstawienia ostatniej fazy lotu i zderzenia z ziemią (widok od strony nalotu samolotu)



Rys. 14. Graficzne przedstawienie ostatniej fazy lotu i zderzenia z ziemią (widok od strony upadku samolotu)





Rys. 15. Kąt przechylenia samolotu w momencie zderzenia z ziemią



Rys. 16. Kąt pochylenia w momencie zderzenia z ziemią



Rys. 17. Kąt odchylenia w momencie zderzenia z ziemią

W trakcie zderzenia z ziemią niszczeniu ulegała konstrukcja samolotu. W pierwszej kolejności łamana była pozostała część lewego skrzydła, kabina załogi oraz opływ mechanizmu zmiany położenia steru wysokości. Zderzenie z ziemią spowodowało zwiększenie kąta przechylenia do pełnych  $180^\circ$  przy jednoczesnym zmniejszeniu kąta pochylenia.

Uderzenie statecznika pionowego o ziemię spowodowało oderwanie prawego statecznika poziomego, który zatrzymał się na połamanych drzewach po przebyciu kilku metrów. Następnie od końcowej części kadłuba oddzielił się statecznik pionowy wraz z pozostałościami statecznika poziomego i mechanizmem zmiany jego położenia. Statecznik pionowy przed ostatecznym zatrzymaniem przemieścił się na odległość około 40 m, licząc od miejsca jego oddzielenia od konstrukcji samolotu.

Po uderzeniu o ziemię górnej powierzchni lewego skrzydła, w rejonie lewej gondoli podwozia głównego, nastąpiło oderwanie od kadłuba lewej części centroplata. Fragment ten obejmujący elementy konstrukcji od wręgi nr 4 do nr 16 przemieszczał się w pozycji odwróconej i zatrzymał w odległości około 100 m od miejsca oddzielenia się od kadłuba.

Prawa część centroplata wyrwała się wraz z fragmentem centroplata lewego (wręgi nr 1 i nr 2) i przemieściła się do przodu na odległość około 90 m.

W wyniku uderzenia o podłoże, przednia część kadłuba począwszy od noska samolotu do wręgi nr 19 została prawie doszczętnie zniszczona. Z przedniej części samolotu w całości zachowały się jedynie dolne fragmenty poszycia wraz z przednią golenią podwozia. Fragment ten zatrzymał się w odległości około 60 m od miejsca, w którym uderzył o ziemię.

Pierwszy salon pasażerski od wręgi nr 21 do nr 31 po oddzieleniu się od kadłuba przemieściły się do przodu na odległość około 75 m.

Uderzenie o ziemię elementu o większej wytrzymałości – gondoli lewego silnikowej spowodowało oderwanie tylnej części kadłuba wraz ze wzmocnioną wręgą szczelną. Po przemieszczeniu około 40 m, licząc od miejsca zderzenia, ten względnie dobrze zachowany fragment samolotu zatrzymał się z kursem odwrotnym do tego, z jakim przemieszczał się samolot tuż przed zderzeniem z ziemią. We wnętrzu tego fragmentu zachował się silnik nr 2. Silnik nr 1 zatrzymał się bezpośrednio przy tym fragmencie kadłuba, lecz był od niego oderwany. Silnik nr 3 oddzielił się wcześniej i zatrzymał się w odległości około 30 m od miejsca zderzenia z ziemią.

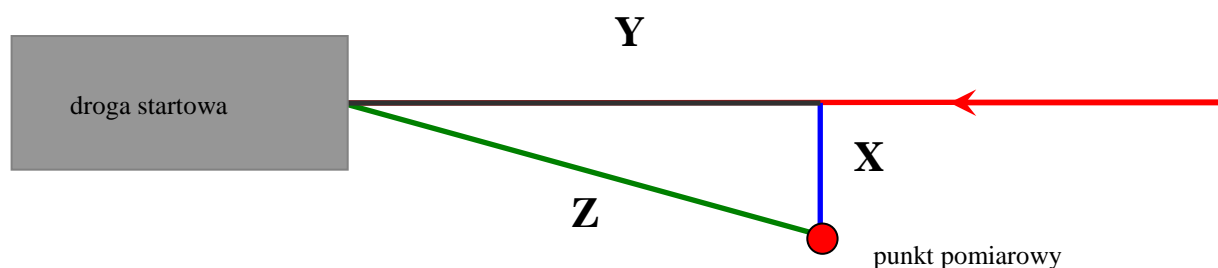
Rozrzut części po zderzeniu z ziemią nastąpił na powierzchni o długości około 130 m i szerokości około 60 m.

## SCHEMAT MIEJSCA KATASTROFY

W dniach od 11.04.2010 r. do 13.04.2010 r. po wstępnych oględzinach miejsca katastrofy przystąpiono do określania położenia części samolotu Tu-154M nr 101, który uległ katastrofie podczas podejścia do lądowania na lotnisko SMOLEŃSK PÓŁNOCNY. Równocześnie identyfikowano przeszkody terenowe (drzewa), które zostały uszkodzone na torze lotu samolotu, wykonując pomiary wysokości i kąty ich przycięć oraz określono ich współrzędne geograficzne. W następnej kolejności dokonano pomiaru wysokości terenu, co w połączeniu ze zidentyfikowanymi przeszkodami terenowymi pozwoliło określić oraz wykreślić toru lotu samolotu od bliższej radiolatarni (BR) do miejsca katastrofy (upadku).

Pierwszy kontakt samolotu Tu-154M nr 101 z przeszkodą terenową nastąpił w odległości 1099 m od progu drogi startowej, 39 m w lewo od jej osi, 239 m n.p.m. Natomiast pierwszy kontakt z ziemią około 520 m od progu drogi startowej lotniska, 100 m w lewo od jej osi, 253 m n.p.m.

W trakcie pomiarów wykonano szczegółowy pomiar terenu w jego charakterystycznych miejscach oraz przeszkód terenowych i rozrzut podstawowych elementów statku powietrznego. W tabeli 1 przedstawiono: współrzędne geograficzne, odległość skośną (Z) i równoległą (Y), odchylenie (X) w stosunku do progu drogi startowej, wysokości przyciętych przeszkód terenowych (P), wysokość terenu (H – nad poziomem morza) punktów mierzonych. Rysunek 1 przedstawia graficzną identyfikację wykonanych pomiarów przeszkód terenowych, rozrzutu części. Ukształtowanie terenu ostatniego odcinka toru lotu zostało określone na podstawie dogłębnej analizy pomiarów własnych, materiałów uzyskanych z Wojskowego Centrum Geograficznego<sup>1</sup> i od strony rosyjskiej<sup>2</sup> oraz danych z programu Gogle Earth.



Rys 1. Graficzny schemat identyfikujący wykonane pomiary.

Rysunek nr 2 przedstawia schemat: rozrzutu części (punkty 14-25), usytuowania przeszkód terenowych (punkty 1-13) oraz miejsc kontaktu samolotu Tu-154M nr 101 z ziemią (punkty A i B)

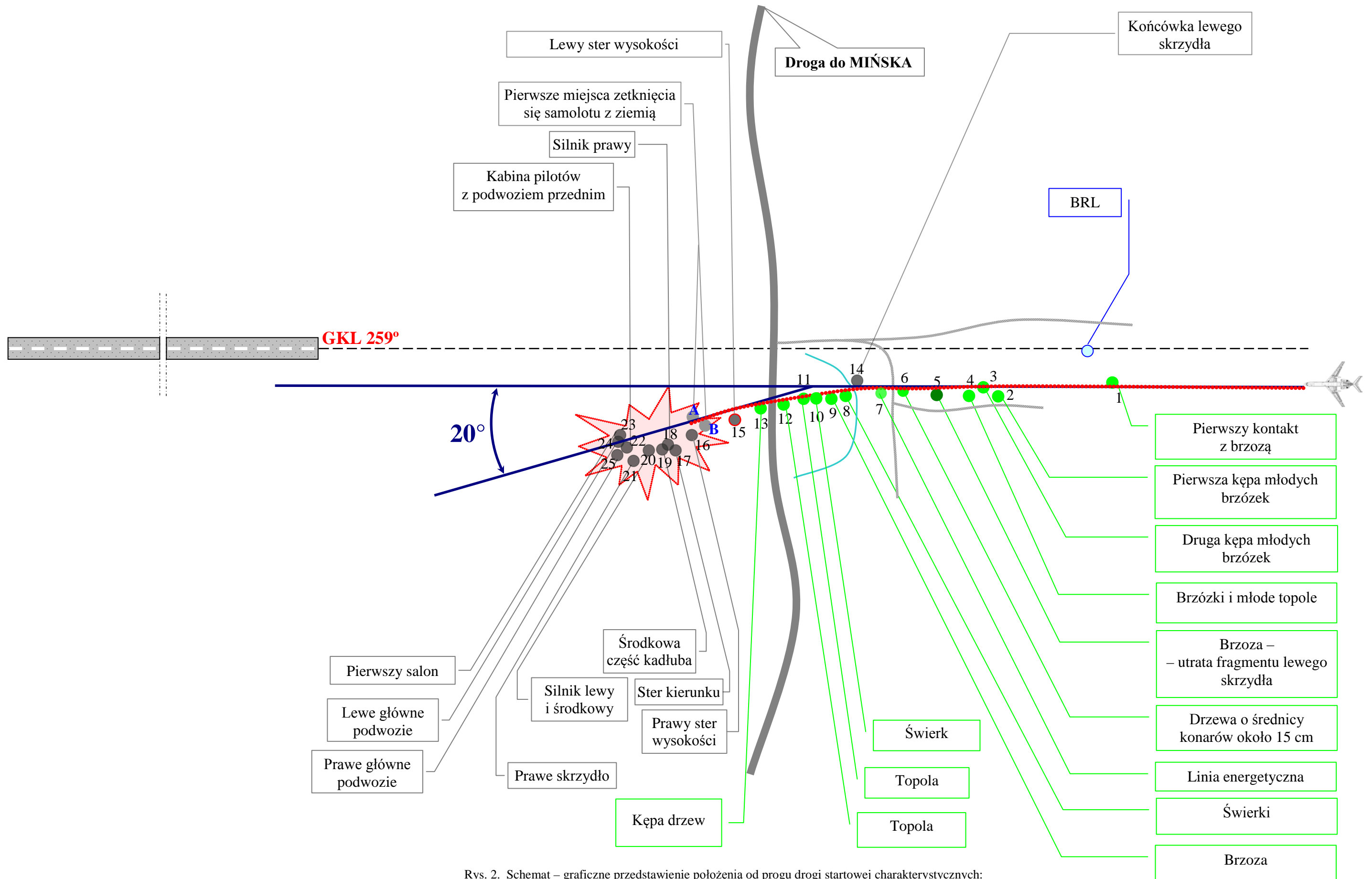
<sup>1</sup> Pismo nr P2/Z-326/10 z dnia 10 sierpnia 2010 r. zaewidencjonowane w Dzienniku korespondencji „Z” zarejestrowane w RWD nr 5/71/Z-2

<sup>2</sup> Кроки места авиационного происшествия с самолетом Ту-154М б/н 101 в районе аэропорта Смоленск (Северный) 10.04.2010

Numer punktu	Punkt	N	E	H	Z	X	Y	P
–	–	stopnie	stopnie	metry	metry	metry	metry	metry
1	Pierwsza przycięta brzoza	54°49'31,21''	32°3'39,20''	239	1099	-39	1098	10
2	Pierwsza kępa młodych brzózek	54°49'30,34''	32°3'29,84''	246	932	-59	929	4
3	Druga kępa młodych brzózek	54°49'30,43''	32°3'29,11''	246	919	-54	917	4
4	Brzózki i młode topole	54°49'30,07''	32°3'28,09''	247	901	-64	899	4
5	Brzoza – utrata fragmentu lewego skrzydła	54°49'30,01''	32°3'25,51''	250	855	-63	853	5,1
6	Drzewa o średnicy konarów około 15 cm	54°49'30,13''	32°3'22,87''	253	808	-57	806	9
7	Linia energetyczna	54°49'30,01''	32°3'21,13''	253	777	-59	775	7
8	Świerki	54°49'29,77''	32°3'18,43''	254	729	-64	726	13
9	Brzoza	54°49'29,59''	32°3'17,29''	254	709	-68	706	13
10	Świerk	54°49'29,53''	32°3'16,27''	256	691	-71	687	8
11	Topola	54°49'29,53''	32°3'15,13''	257	671	-68	668	13
12	Topola	54°49'29,23''	32°3'13,39''	257	640	-76	635	13
13	Kępa drzew	54°49'28,99''	32°3'12,00''	255	616	-82	611	10
14	Fragment lewego skrzydła	54°49'30,49''	32°3'19,33''	251	745	-43	744	
15	Lewy ster wysokości	54°49'28,38''	32°3'08,80''	252	564	-96	556	
16	Końcówka steru wysokości	54°49'27,61''	32°3'06,12''	253	518	-119	504	
17	Statecznik poziomy i pionowy	54°49'26,89''	32°3'04,44''	253	493	-140	473	
18	Silnik nr 3 (prawy)	54°49'27,07''	32°3'04,02''	252	485	-134	466	
19	Salon pasażerski	54°49'26,83''	32°3'03,48''	252	477	-141	456	
20	Silnik nr 1 (lewy) i nr 2 (środkowy)	54°49'26,83''	32°3'02,40''	253	458	-140	436	
21	Prawe skrzydło	54°49'26,41''	32°3'00,90''	253	437	-153	409	
22	Kabina załogi z przednią golenią	54°49'26,89''	32°3'00,60''	253	427	-136	405	
23	Pierwszy salon	54°49'26,89''	32°2'59,96''	251	416	-135	393	
24	Lewe podwozie	54°49'27,01''	32°2'59,96''	253	414	-129	393	
25	Prawe podwozie	54°49'26,47''	32°2'59,78''	253	417	-148	390	
A	Ślad na ziemi lewego skrzydła	54°49'28,51''	32°3'06,36''	253	518	-93	510	
B	Ślad na ziemi lewego steru wysokości i steru kierunku	54°49'28,09''	32°3'07,26''	253	535	-105	525	

Tab. 1. Współrzędne pomierzonych punktów i ich odległości od progu drogi startowej.





Rys. 2. Schemat – graficzne przedstawienie położenia od progu drogi startowej charakterystycznych:  
 a) przeszkód terenowych (punkty 1-13);  
 b) miejsc kontaktu z ziemią (punkty A i B);  
 c) rozrzutu części samolotu (punkty 14-25).

## EKSPERTYZY TECHNICZNE

- Załącznik nr 4.9.1 na 14 str. – Sprawozdanie z badań Wojskowego Instytutu Chemii i Radiometrii nr CH1/17/2010 z dnia 18.06.2010 r.
- Załącznik nr 4.9.2 na 3 str. – Raport ITWL nr WK-2913-55-143-10 z badań laboratoryjnych MPS z dnia 16.04.2010 r.
- Załącznik nr 4.9.3 na 101 str. – Sprawozdanie z pracy naukowo-badawczej „Badanie stanu technicznego agregatów i detali samolotu Tu-154M nr 101 Rzeczypospolitej Polskiej, który uległ zdarzeniu lotniczemu 10 kwietnia 2010 r. w rejonie lotniska SMOLEŃSK „PÓLNOCNY” (wersja rosyjska)
- Załącznik nr 4.9.4 na 52 str. – Raport z odzyskania danych TAWS (wersja angielska)
- Załącznik nr 4.9.5 na 47 str. – Raport z odzyskania danych FMS (wersja angielska)
- Załącznik nr 4.9.6 na 19 str. – Porównanie i deszyfracja kopii zapisów pokładowych rejestratorów parametrów samolotu + płyta CD
- Załącznik nr 4.9.7 na 21 str. – Podsumowanie nr 55-2010/CS GSM-AP rezultatów badania próbek lotniczych materiałów pędnych wykonanych w związku z badaniem zdarzenia lotniczego samolotu Tu-154M PFL 101 (wersja rosyjska)

## **SPRAWOZDANIE Z BADAŃ**

Wojskowego Instytutu Chemii i Radiometrii nr CH1/17/2010 z dnia 18.06.2010 r.



**WOJSKOWY INSTYTUT CHEMII I  
RADIOMETRII**

00-910 Warszawa ul. gen. A. Chruściela 105

**SPRAWOZDANIE Z BADAŃ**

Nr  
CH1/17/2010

Data  
18.06.2010 r.  
Strona 1 z 3

**1. Nazwa i adres klienta.**

Wojskowa Prokuratura Okręgowa w Warszawie  
ul. Nowowiejska 26 B, 00 - 911 Warszawa

**2. Numer umowy – zlecenia.**

Postanowienie o zasięgnięciu opinii biegłych Sygn. akt Po. Śl. 54/10 z dnia 19.05.2010 r.

**3. Opis próbki do badań oraz jednoznaczna identyfikacja obiektu badań.**

328/15 (cały)	but z uszkodzeniami w postaci rozerwania i nadpalenia
117 16x18 (fragment)	wycinek swetra o wymiarach 16cm na 18 cm
360/1 (cały)	dwa banknoty: jeden o nominale 100 zł i nr IB 1283546 oraz jeden o nominale 50 zł i nr FX2130649
219/2 (fragment)	kawałek ułamanej parasolki
336/15 (fragment)	wycinek spodni dżinsowych
330/1 (cały)	egz. książki Pt. „Śpij mężny” z uszkodzeniami w postaci nadpaleń
306/2 (fragment)	wycinek rękawa o wymiarach 17 cm na 13 cm
99/5 (fragment)	Wycinek nogawki spodni o wymiarach 47cm na 21 cm

**4. DATA OTRZYMANIA PRÓBEK DO BADAŃ**

20.05.2010

**5. Data wykonywania badań.**

25.05-18.06.2010 r.

**6. Identyfikacja zastosowanych procedur badawczych i ich krótki opis.**

- CH-1 ed. 5 z dn. 18.07.2008;
- CH-2 ed. 5 z dn. 18.07.2008;
- CH-3 ed. 5 z dn. 18.07.2008;
- CH-4 ed. 5 z dn. 18.07.2008;
- CH-5 ed. 5 z dn. 18.07.2008;
- CH-6 ed. 5 z dn. 18.07.2008;
- CH-7 ed. 5 z dn. 18.07.2008;

**Za zgodność**



INSPEKTOR  
WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

Anna PAWŁOWSKA

1953/100/109/2010/11

11/2



**WOJSKOWY INSTYTUT CHEMII I  
RADIOMETRII**

00-910 Warszawa ul. gen. A. Chruściela 105

**SPRAWOZDANIE Z BADAŃ**

Nr  
CH1/17/2010

Data  
18.06.2010 r.  
Strona 2 z 3

- CH-8 ed. 5 z dn. 18.07.2008;
- CH-9 ed. 5 z dn. 18.07.2008;
- CH-10 ed. 6 z dn. 18.07.2008;
- CH-14 ed. 5 z dn. 18.07.2008.
- Procedura A-4 (Surface contamination survey) dokumentu NATO Handbook for Sampling and Identification of Radiological Agents (SIRA). Volume I – Operational. Ed. 2. (AEP-49).
- Procedura pomiarowa PP-1 “Wyznaczanie wartości wzorcowej promieniowania jonizującego w jednostce miary:
  - moc kermy w powietrzu,
  - moc dawki ekspozycyjnej,
  - moc dawki pochłoniętej w powietrzu,
  - moc równoważnika dawki,

w danym polu promieniowania jonizującego w zakresie od 33 keV do 1,5 MeV.

Wzorcowanie stałych stanowisk ze źródłami promieniowania gamma” wydanie z 9 z dnia 06.07.2009 r.

- Przygotowanie próbek do analizy według metodyki własnej Laboratorium. Analiza zatężonych ekstraktów techniką GC/MS.

**7. Opis pobierania próbek (jeśli dotyczy).**

Próbki przekazane Protokołem Pobrania- Przekazania Sygn.akt: Po.Śl. 54/10 przy udziale przedstawicieli Żandarmerii Wojskowej oraz WICHIR w dniu 20.05.2010 w Mińsku Mazowieckim.

**8. Za merytoryczną treść sprawozdania z badań odpowiedzialny jest Kierownik Laboratorium.**

**9. Data sporządzenia dokumentu.**

18.06.2010 r.

**10. Bez pisemnej zgody Kierownika Laboratorium sprawozdanie nie może być powielane inaczej jak tylko w całości.**

**11. Wyniki badań**


Wyniki badań przedstawiono w Sprawozdaniu z badań nr CH1/16/2010 oraz Raporcie z badań nr 1/III/2010 które stanowią załączniki do niniejszego sprawozdania

**Za zgodność**



INSPEKTOR  
WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie  
Anna PAWŁOWSKA

1/2/13

	<b>WOJSKOWY INSTYTUT CHEMII I RADIOMETRII</b> 00-910 Warszawa ul. gen. A. Chruściela 105	Nr <b>CH1/17/2010</b>	Data 18.06.2010 r. Strona 3 z 3
	<b>SPRAWOZDANIE Z BADAŃ</b>		

## 12. Wnioski

- a) w analizowanych próbkach **nie stwierdzono** obecności bojowych środków trujących oraz produktów ich rozkładu powyżej granicy wykrywalności,
- b) w analizowanych próbkach **nie stwierdzono** obecności materiałów wybuchowych takich jak: dinitrotoluenu, nitroglikolu, nitrogliceryny, trinitrotoluenu, heksogenu, oktogonu oraz pentrytu,
- c) w analizowanych próbkach **stwierdzono obecność węglowodorów alifatycznych, naftenowych i aromatycznych** zawierających w cząsteczce od 8 do 14 węgla. Związki te są typowymi pozostałościami po paliwie lotniczym a ich obecność jest najprawdopodobniej następstwem wypadku lotniczego.
- d) W wyniku przeprowadzonych badań i pomiarów należy stwierdzić, że próbki materiałów i przedmiotów dostarczonych do badania **nie są źródłem dodatkowych, celowo wprowadzonych substancji promieniotwórczych** emitujących promieniowanie alfa, beta, gamma i neutronowe.

**13. Klient ma prawo do złożenia skargi w terminie dwu tygodni od daty otrzymania sprawozdania.**

Załączniki:

1. Sprawozdanie z badań nr CH1/16/2010 z dnia 18.06.2010 r.
2. Raport z badań nr 1/III/2010 z dnia 27.05.2010 r.

### Kierownik Laboratorium

KIEROWNIK LABORATORIUM  
do Kontroli Przestrzegania  
Konwencji o Zakazie Broni Chemicznej  
mjr mgr inż. *Maksymilian Stela*

.....  
(mjr mgr inż. Maksymilian Stela)

### Wykonujący badanie:



1. pplk dr inż. Arkadiusz MAZIERSKI
2. mjr mgr inż. Piotr FURTAK
3. mjr mgr inż. Maksymilian Stela
4. mgr inż. Aleksandra Spławska
5. techn. Danuta Mirosz

**Za zgodność**



INSPEKTOR  
WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

*Anna Pawłowska*  
Anna PAWŁOWSKA

	<p align="center"><b>WOJSKOWY INSTYTUT CHEMII I RADIOMETRII</b>  <i>LABORATORIUM ANALITYCZNE DO KONTROLI PRZESTRZEGANIA KONWENCJI O ZAKAZIE BRONI CHEMICZNEJ</i>  00-910 Warszawa ul. gen. A. Chruściela 105</p> <p align="center"><b>SPRAWOZDANIE Z BADAŃ</b></p>	<p>Nr CH/16/2010</p> <p>Data 18.06.2010 Strona 1z3</p>	 <p align="center">AB 241</p>
<p align="center">Laboratorium akredytowane przez PCA (Nr AB 241)</p>			

**1. NAZWA I ADRES KLIENTA**

Wojskowa Prokuratura Okręgowa w Warszawie,  
00-911 Warszawa, ul. Nowowiejska 26B

**2. NUMER UMOWY-ZLECENIA**

BURGOS -4/10 22UM0357 01, Sygn. akt: Po. Śl. 54/10

**3. OPIS PRÓBKII DO BADAŃ ORAZ JEDNOZNACZNA IDENTYFIKACJA PRÓBKII**

330/1 (cały) – egzemplarz książki Pt. „Śpij mężny” z uszkodzeniami w postaci nadpaleń  
336/15 (fragment) – wycinek spodni dżinsowych;  
306/2 (fragment) – wycinek rękawa o wymiarach 17 cm na 13 cm;  
219/2 (fragment) – kawałek ułamanej rączki parasolki;  
99/5 (fragment) – wycinek nogawki spodni o wymiarach 47 cm na 21 cm;  
117 (fragment) – wycinek swetra o wymiarach 16 cm na 18 cm;  
328/15 (cały) – but z uszkodzeniami w postaci rozerwania i nadpalenia  
360/1 (cały) – dwa banknoty: jeden o nominale 100 zł i nr IB 1283546 oraz jeden o nominale 50 zł i nr FX 2130649

**4. DATA OTRZYMANIA PRÓBEK DO BADAŃ**

20.05.2010

**5. DATY WYKONYWANIA BADAŃ**

Od 25.05.2010 do 18.06.2010

**6. IDENTYFIKACJA ZASTOSOWANEJ PROCEDURY BADAWCZEJ I JEJ KRÓTKI OPIS**

CH-1 ed. 5 z dn. 18.07.2008; CH-2 ed. 5 z dn. 18.07.2008; CH-3 ed. 5 z dn. 18.07.2008; CH-4 ed. 5 z dn. 18.07.2008; CH-5 ed. 5 z dn. 18.07.2008; CH-6 ed. 5 z dn. 18.07.2008; CH-7 ed. 5 z dn. 18.07.2008; CH-8 ed. 5 z dn. 18.07.2008; CH-9 ed. 5 z dn. 18.07.2008; CH-10 ed. 6 z dn. 18.07.2008; CH-14 ed. 5 z dn. 18.07.2008.

Przygotowanie próbek do analizy według metodyki własnej Laboratorium. Analiza zateżonych ekstraktów techniką GC/MS.

**7. OPIS POBIERANIA PRÓBEK (JEŚLI DOTYCZY)**

Próbki przekazane Protokołem Pobrania- Przekazania Sygn.akt: Po.Śl. 54/10 przy udziale przedstawicieli Żandarmerii Wojskowej oraz WICHIR w dniu 20.05.2010 w Mińsku Mazowieckim.

**8. ZA MERYTORYCZNĄ TREŚĆ SPRAWOZDANIA Z BADAŃ ODPOWIEDZIALNY JEST KIEROWNIK LABORATORIUM**



Za zgodność



INSPEKTOR  
WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

Anna PAWŁOWSKA

4/13

	<b>WOJSKOWY INSTYTUT CHEMII I RADIOMETRII</b> <small>LABORATORIUM ANALITYCZNE DO KONTROLI PRZESTRZEGANIA KONWENCJI O ZAKAZIE BRONI CHEMICZNEJ 00-910 Warszawa ul. gen. A. Chruściela 105</small>	Nr CH1/16/2010	
	<b>SPRAWOZDANIE Z BADAŃ</b>	Data 18.06.2010 Strona 2z3	
Laboratorium akredytowane przez PCA (Nr AB 241)			

**9. DATA SPORZĄDZENIA DOKUMENTU**

18.06.2010

**10. BEZ PISEMNEJ ZGODY KIEROWNIKA LABORATORIUM SPRAWOZDANIE NIE MOŻE BYĆ POWIELANE INACZEJ JAK TYLKO W CAŁOŚCI.**

**11. WYNIKI BADAŃ DOTYCZĄ BADANEJ PRÓBKI/OBIEKTU.**

W wyniku przeprowadzonych badań w układzie GC/MS w analizowanych próbkach (330/1, 336/15, 306/2, 219/2, 99/5, 117; 328/15, 360/1) **nie stwierdzono** obecności bojowych środków trujących oraz produktów ich rozkładu powyżej granicy wykrywalności. Wykrywalności graniczne poszczególnych BST podano w tabeli poniżej.

Tabela 1.

Nazwa BST	Granica wykrywalności
Sarin	10 mg/dm <sup>3</sup>
Soman	10 mg/dm <sup>3</sup>
Tabun	10 mg/dm <sup>3</sup>
Vx	10 mg/dm <sup>3</sup>
BZ	50 mg/dm <sup>3</sup>
Iperyt	10 mg/dm <sup>3</sup>
Chloroacetofenon	10 mg/dm <sup>3</sup>
CS	10 mg/dm <sup>3</sup>
CR	10 mg/dm <sup>3</sup>
Luizyt	10 mg/dm <sup>3</sup>

W wyniku przeprowadzonych badań w analizowanych próbkach stwierdzono obecność węglowodorów alifatycznych, naftenowych i aromatycznych zawierających w cząsteczce od 8 do 14 węgli. Świadczy to o obecności pozostałości paliwa lotniczego.

W analizowanych próbkach **nie stwierdzono** obecności materiałów wybuchowych takich jak: dinitrotoluenu, nitroglikolu, nitrogliceryny, trinitrotoluenu, heksogenu, oktogonu oraz pentrytu.

Analiza na obecności materiałów wybuchowych oraz węglowodorów nie jest objęta systemem zarządzania i jest poza zakresem akredytacji.

**12. KLIENT MA PRAWO DO ZŁOŻENIA SKARGI W TERMINIE DWU TYGODNI OD DATY OTRZYMANIA SPRAWOZDANIA.**



Za zgodność



INSPEKTOR  
WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

Anna PAWŁOWSKA



	<p align="center"><b>WOJSKOWY INSTYTUT CHEMII I RADIOMETRII</b>  <i>LABORATORIUM ANALITYCZNE DO KONTROLI PRZESTRZEGANIA          KONWENCJI O ZAKAZIE BRONI CHEMICZNEJ</i>          00-910 Warszawa ul. gen. A. Chruściela 105</p> <p align="center"><b>SPRAWOZDANIE Z BADAŃ</b></p>	<p>Nr CH1/16/2010</p> <p>Data 18.06.2010 Strona 3z3</p>	 <p align="center">AB 241</p>
<p align="center">Laboratorium akredytowane przez PCA (Nr AB 241)</p>			

**ZALĄCZNIKI:**

1. Fotografie badanych próbek.

**Kierownik Laboratorium**

KIEROWNIK LABORATORIUM  
do Kontrol Przestrzegania  
Konwencji o Zakazie Broni Chemicznej  
*[Signature]*  
mjr mgr inż. Maksymilian STELA

**Wykonujący badanie:**

1. mjr mgr inż. Maksymilian Stela
2. mgr inż. Aleksandra Szałwska
3. techn. Danuta Mirosz

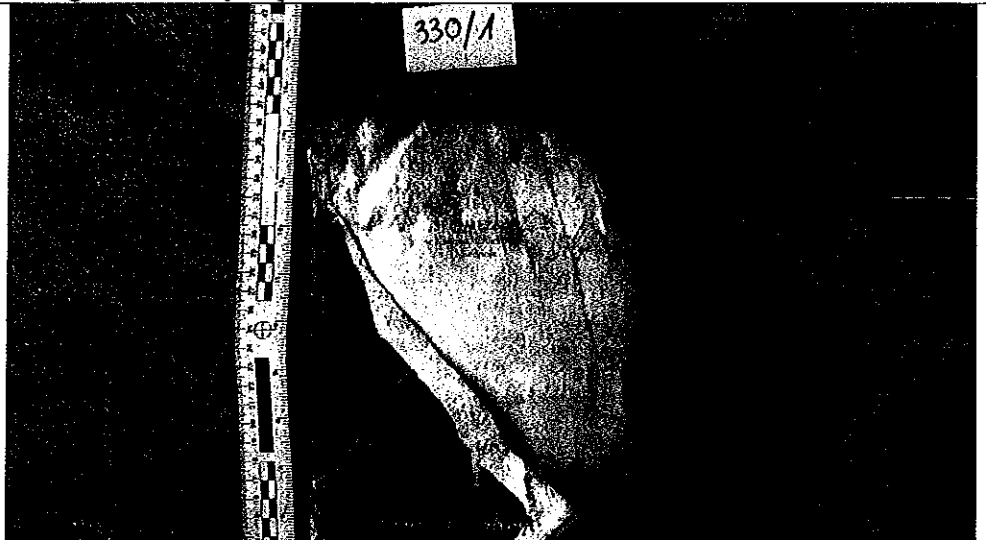
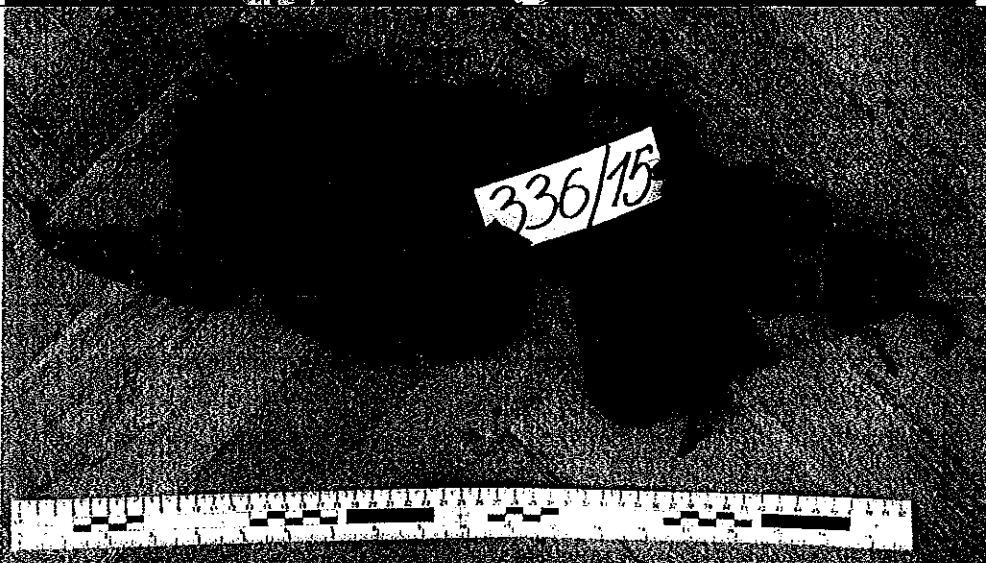

**Za zgodność**



INSPEKTOR  
WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

*[Signature]*  
Anna PAWŁOWSKA

Załącznik 1 do sprawozdania nr CH1/16/2010

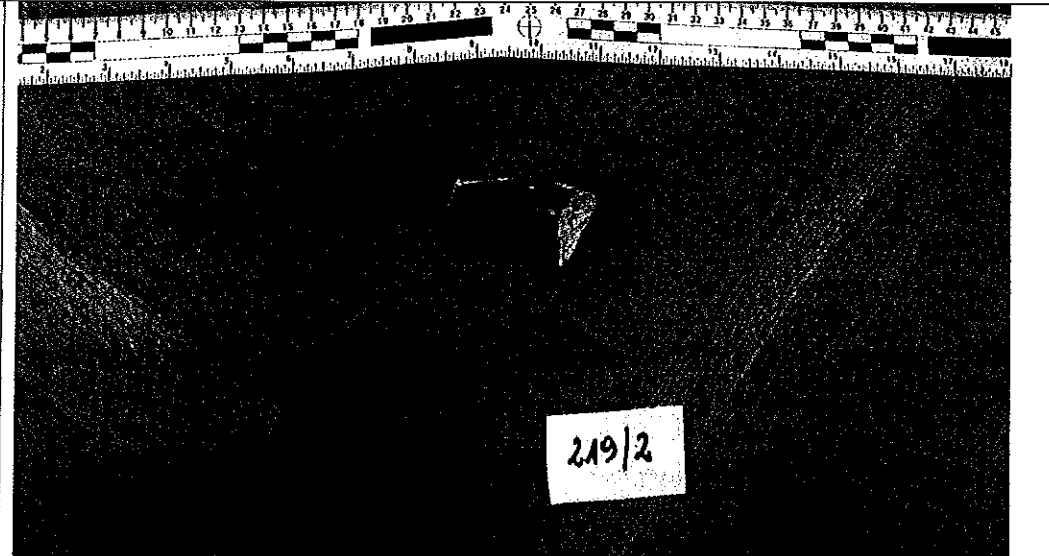
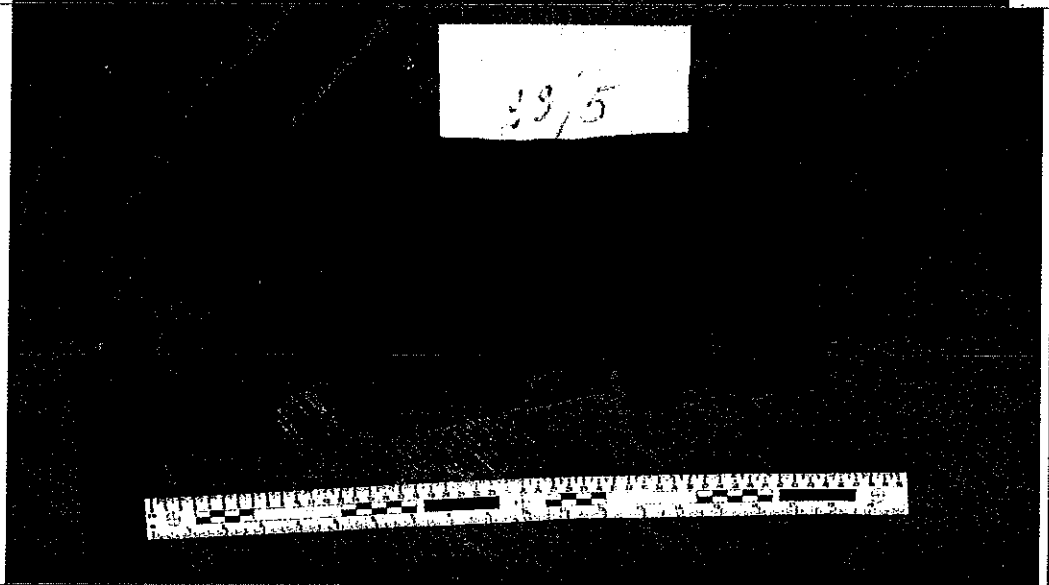
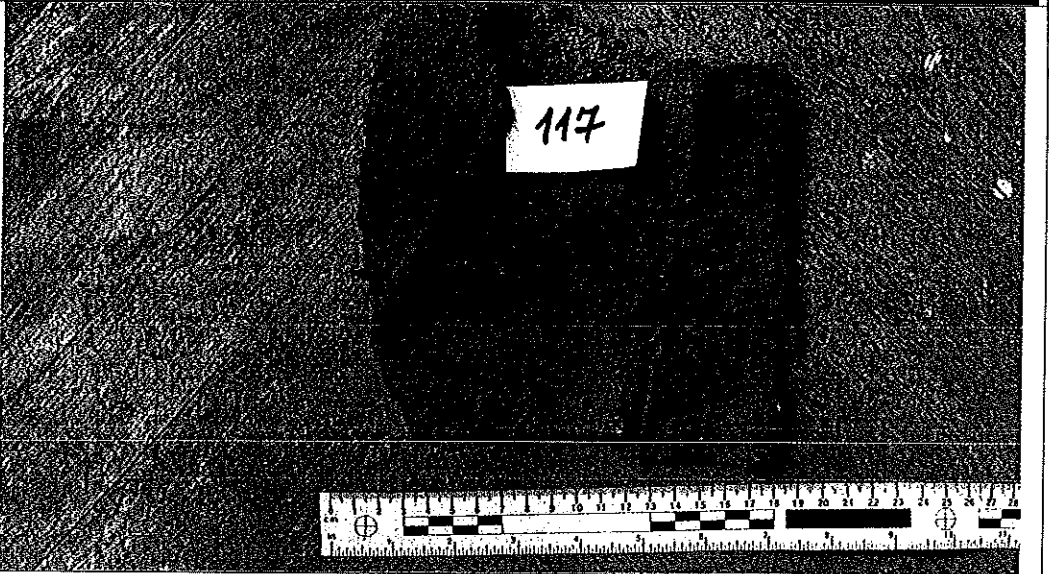
Lp.	Nr próbki	Fotografie badanych próbek.
1	330/1 (cały)	
2	336/15 (fragment)	
3	306/2 (fragment)	

Za zgodność



INSPEKTOR  
WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

Anna PAWŁOWSKA

4	219/2 (fragment)	
5	99/5 (fragment)	
6	117 (fragment)	

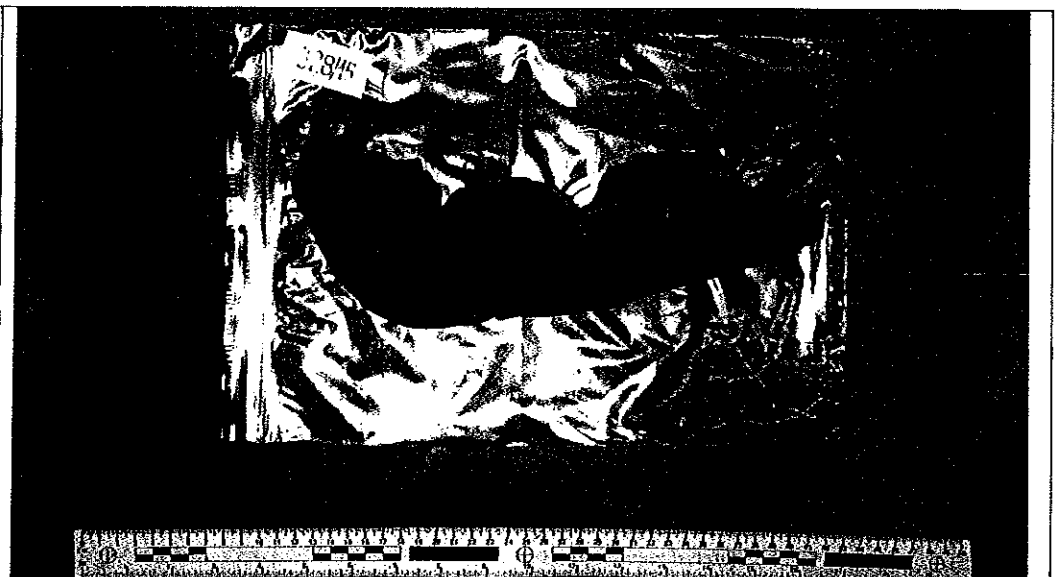
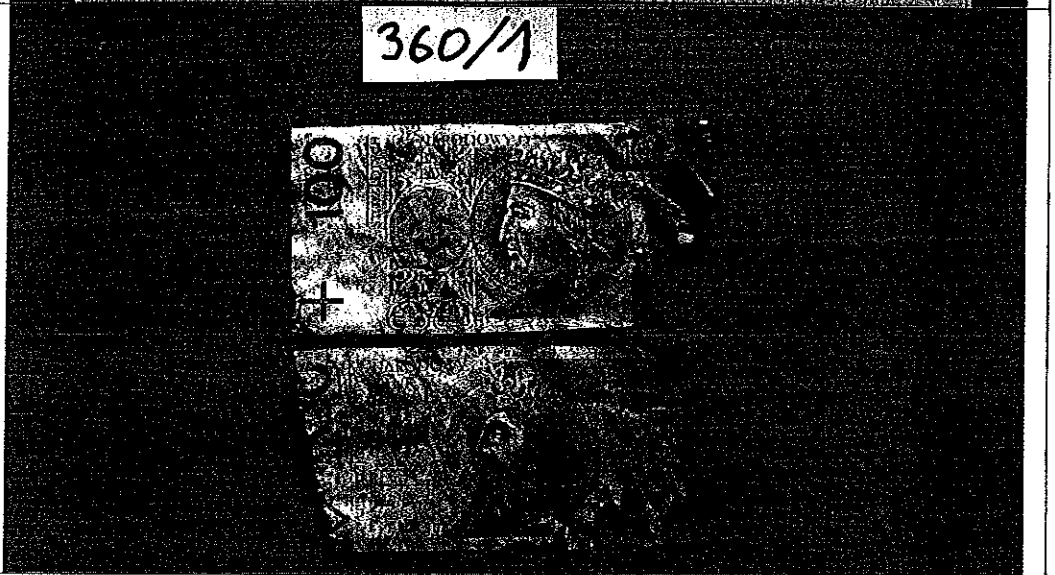
Za zgodność



INSPEKTOR  
MILITARYJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

Anna PAWŁOWSKA

215/1

7	328/15 (cały)	
8	360/1 (cały)	


Za zgodność



INSPEKTOR  
WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

*AP*  
Anna PAWŁOWSKA

9/13

<b>WOJSKOWY INSTYTUT CHEMII I RADIOMETRII</b> <b>00-910 WARSZAWA al. gen. Antoniego Chruściela MONTERA 105</b> tel. centrali 22 681-41-20    MON 814-120		
	<b>Zakład Radiometrii i Maskowania</b> tel. MON 814-120 w. 540 w. 545 tel. 22 516-99-40 tel./fax. 22 516-99-42	<b>Strona 1 / 4</b>

## RAPORT Z BADAŃ nr 1/III/2010

Nazwa obiektu badanego:	Próbki przedmiotów, materiałów związane z katastrofą w ruchu powietrznym (Sygn., Akt. Po Śl. 54/10)		
Badana ilość:	8 próbek		
Numer fabryczny/oznaczenie:	Zgodnie z protokołem przyjęcia-przekazania Sygn., Akt. Po Śl. 54/10		
	L.p.	Nr/oznaczenie próbki	Opis próbki
	1	328/15 (cały)	but z uszkodzeniami w postaci rozzerwania i nadpalenia
	2	117 16x18 (cm) (fragment)	wycinek swetra o wymiarach 16cm na 18 cm
	3	360/1 (100 zł 50 zł) (cały)	dwa banknoty: jeden o nominale 100 zł i nr IB 1283546 oraz jeden o nominale 50 zł i nr FX2130649
	4	219/2 (fragment)	kawałek ulamanej parasolki
	5	336/15 (fragment)	wycinek spodni dżinsowych
	6	330/1 (cały)	egz. Książki Pt. „Śpij mężny” z uszkodzeniami w postaci nadpaleń
	7	306/2 17x13 (cm) (fragment)	wycinek rękawa o wymiarach 17 cm na 13 cm
8	99/5 47x21 (cm) (fragment)	Wycinek nogawki spodni o wymiarach 47cm na 21 cm	
Zakres i metoda badań:	Badanie zostały przeprowadzone w celu potwierdzenia lub wykluczenia obecności substancji promieniotwórczych. W trakcie badań wykorzystano niżej wymienione dokumenty: <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Procedurę A-4 (Surface contamination survey) dokumentu NATO Handbook for Sampling and Identification of Radiological Agents (SIRA). Volume I – Operational. Ed. 2. (AEP-49).</li> <li>2. Procedurę pomiarową PP-1 “Wyznaczanie wartości wzorcowej promieniowania jonizującego w jednostce miary:             <ul style="list-style-type: none"> <li>– moc kermy w powietrzu</li> <li>– moc dawki ekspozycyjnej</li> <li>– moc dawki pochłoniętej w powietrzu</li> <li>– moc równoważnika dawki</li> </ul> </li> </ol> <p>w danym polu promieniowania jonizującego w zakresie od 33 keV do 1,5 MeV. Wzorcowanie stałych zrodzonych ze źródeł promieniowania gamma” wydanie z 9 z dnia 06.07.2009 r.</p>		



**Za zgodność**  
 INSPEKTOR  
 WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
 w Warszawie

Badanie przeprowadził zespół w składzie:	pplk dr. inż. Arkadiusz MAZIERSKI mjr mgr inż. Piotr FURTAK
Termin przeprowadzenia badań:	24.05.2010 r.

Wykaz wykorzystanych przyrządów	
Nazwa	Typ i nr seryjny
Termohigrometr	LB-701 nr fabryczny 537
Barometr laboratoryjny	BABUC/M typ BSP002 nr fabryczny 2299
Miernik skażeń	FHT 111M nr fabryczny 1701 z detektorem FHZ 427-5 nr fabryczny 814
Podręczny przenośny cyfrowy spektrometr scyntylacyjny promieniowania gamma	InSpector 1000 nr fabryczny 02068542 z detektorem neutronowym IPRON-N nr fabryczny 02068542

## 1. Cel badania

Badanie wykonuje się w celu potwierdzenia lub wykluczenia obecności substancji promieniotwórczych w próbkach materiałów i przedmiotów.

## 2. Warunki badań

W trakcie realizacji badań dostarczone próbki otrzymały numery identyfikacyjne zgodne protokołem przyjęcia Po.Śl. 54/10.

Badania zrealizowano w pomieszczeniach laboratoryjnych Zakładu Dozymetrii i Maskowania WICHiR następujących warunkach środowiskowych:

- Temperatura otoczenia:  $20,6 \div 20,8$  °C
- Wilgotność względna:  $50,6 \div 52,6$  %
- Ciśnienie atmosferyczne  $996,8 \div 997,2$  hPa

**Za zgodność**



INSPEKTOR  
WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

Anna PAWŁOWSKA

### 3. Wyniki badań

#### 3.1. Badanie wielkości mocy dawki promieniowania gamma..

Wszystkie próbki zostały wstępnie poddane pomiarowi bezpośredniemu przy użyciu detektora promieniowania gamma (InSpector 1000). Nie stwierdzono wzrostu poziomu mocy dawki powyżej poziomu tła naturalnego.

#### 3.2. Badanie obecności substancji emitujących promieniowanie beta i gamma.

Wszystkie próbki zostały wstępnie poddane pomiarowi bezpośredniemu lub poprzez pomiar wymazu z powierzchni próbki przy użyciu miernika skażeń (FHT 111M). Próbki oznaczone nr 328/15 i 219/2 ze względu na ich gabaryty zostały zbadane poprzez pomiar wymazu pobranego z całej ich powierzchni.

Pomiary były wykonane w czasie 999 s.

Pomiar tła:  $14,70 \pm 0,95 \text{ s}^{-1}$

L.p.	nr/oznaczenie próbki	Wynik badania	Uwagi
		[ $\text{s}^{-1}$ ]	
1	328/15	$14,60 \pm 0,94$	wymaz
2	117 16x18 (cm)	$14,80 \pm 0,93$	pomiar bezpośredni
3	360/1 (100 zł 50 zł)	$14,70 \pm 0,95$	pomiar bezpośredni
4	219/2	$14,50 \pm 0,94$	wymaz
5	336/15	$14,40 \pm 0,93$	pomiar bezpośredni
6	330/1	$14,70 \pm 0,95$	pomiar bezpośredni
7	306/2 (17x13 (cm))	$14,90 \pm 0,96$	pomiar bezpośredni
8	99/5 47x21 (cm)	$14,80 \pm 0,96$	pomiar bezpośredni

Nie stwierdzono obecności promieniowania beta i gamma powyżej poziomu tła naturalnego.

**Za zgodność**



INSPEKTOR  
WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

Anna PAWŁOWSKA

**3.3. Badanie obecności substancji emitujących promieniowanie alfa.**

Wszystkie próbki zostały wstępnie poddane pomiarowi bezpośredniemu lub poprzez pomiar wymazu z powierzchni próbki przy użyciu miernika skażeń (FHT 111M). Pomiary były wykonane w czasie 999 s. Próbki oznaczone nr 328/15 i 219/2 ze względu na ich gabaryty zostały zbadane poprzez pomiar wymazu pobranego z całej ich powierzchni.

Pomiar tła:  $3,47 \pm 0,22 \text{ s}^{-1}$ .

L.p.	nr/oznaczenie próbki	Wynik badania	Uwagi
		[ $\text{s}^{-1}$ ]	
1	328/15	$3,41 \pm 0,22$	wymaz
2	117 16x18 (cm)	$3,46 \pm 0,22$	pomiar bezpośredni
3	360/1 (100 zł 50 zł)	$3,45 \pm 0,22$	pomiar bezpośredni
4	219/2	$3,47 \pm 0,22$	wymaz
5	336/15	$3,48 \pm 0,22$	pomiar bezpośredni
6	330/1	$3,48 \pm 0,22$	pomiar bezpośredni
7	306/2 (17x13 (cm)	$3,42 \pm 0,22$	pomiar bezpośredni
8	99/5 47x21 (cm)	$3,45 \pm 0,22$	pomiar bezpośredni

Nie stwierdzono obecności promieniowania alfa powyżej poziomu tła naturalnego.


**3.4. Badanie obecności substancji emitujących promieniowanie neutronowe.**

Wszystkie próbki zostały wstępnie poddane pomiarowi bezpośredniemu przy użyciu detektora promieniowania neutronowego (InSpector 1000). Wynik pomiaru w przypadku wszystkich próbek wynosił  $0 \text{ s}^{-1}$ .

Nie stwierdzono obecności promieniowania neutronowego w badanych próbkach.

**4. Uwagi i wnioski**

W wyniku przeprowadzonych badań i pomiarów należy stwierdzić, że próbki materiałów i przedmiotów będące przedmiotem badania nie są źródłem dodatkowych, celowo wprowadzonych substancji promieniotwórczych emitujących promieniowanie alfa, beta, gamma i neutronowe.

Raport opracował	Zatwierdził
 mjr mgr inż. Piotr FURTAK	Kierownik Zakładu III Wojskowego Instytutu Chemii i Radiometrii <b>Za zgodność</b> ppłk dr inż. Arkadiusz Mazierski INSPEKTOR

27 MAJ 2010



WOJSKOWEJ PROKURATURY OKRĘGOWEJ  
w Warszawie

Niniejszy raport może być okazywany i kopiowany w całości

Anna PAWŁOWSKA

13/13



**RAPORT ITWL**  
**nr WK-2913-55-143-10**

z badań laboratoryjnych MPS z dnia 16.04.2010 r.



**INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH**  
ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa

**Laboratorium Zakładu Materiałów Pędnych i Smarów**  
ul. Kolska 13, 01-045 Warszawa  
tel.: 022 427 35 18; tel./fax: 022 685 10 55



AB 098



**RAPORT Nr WK-2913-55-143-10**  
z badań laboratoryjnych przeprowadzonych  
w Zakładzie Materiałów Pędnych i Smarów  
w Pracowni Paliw Płynnych  
ul. Ostroroga 35A, 01-163 Warszawa

Data wystawienia raportu: 16-04-2010 r.

**Dla:** Komisja Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego, ul. T. Kościuszki 92/98, 61-716 Poznań

**Przedmiot badań:** paliwo lotnicze JET A-1 wg NO-91-A258-4:2006

**Zakres badań:** test A

**Data przyjęcia próbki do badań:** 13-04-2010 r.

**Data zakończenia badań:** 16-04-2010 r.

**Zlecenie (znak, data):** protokół przyjęcia próbek do laboratorium z dn. 13-04-2010 r. oraz telegram Szefa Szefostwa Techniki Lotniczej nr 968/ONE/10 z dnia 22-04-2010 r. nie dostarczono

**Protokół pobrania próbki:** nie dostarczono

**Oznakowanie próbki przez klienta:** JW 155U

**Kod pracy:** 2913-55-5-00

**Numer próbki własny:** WK-2913-55-143-10

**Wyniki badań według metod akredytowanych przez PCA**

L.p.	Nazwa właściwości	Metoda badań	Wymagania	Wyniki badań
1.	Wygląd zewnętrzny	NO-91-A258-1:2001 p. 2.1	ciecz klarowna i jasna, wolna od nierozpuszczonej wody, osadów i zawiesin	ciecz klarowna i jasna, wolna od nierozpuszczonej wody, osadów i zawiesin
2.	Barwa	wzrokowo	od bezbarwnej do jasnożółtej	bezbarwna
3.	Liczba kwasowa, mg KOH/g	ASTM D 3242-05	maks.0,015	0,001
4.	Zawartość węglowodorów aromatycznych, % (V/V)	ASTM D 1319-08	maks. 25,0	17,5
5.	Zawartość węglowodorów olefinowych, % (V/V)	ASTM D 1319-08	maks. 5,0	0,8
6.	Test Doctora	ASTM D 4952-07	negatywny	negatywny
7.	Gęstość w temperaturze 15 °C, kg/m <sup>3</sup>	ASTM D 4052-02e1	od 775 do 840	804,5
8.	Temperatura zapłonu, °C	ASTM D 56-05	min. 40	48,5
9.	Temperatura krystalizacji, °C	ASTM D 5901-03	maks. -47	-52,57
10.	Lepkość kinematyczna w temp. -20 °C, mm <sup>2</sup> /s	ASTM D 445-06	maks. 8,0	4,180
11.	Wartość opalowa, MJ/kg	ASTM D 3338-05	min. 42,8	43,30

Raport WK-2913-55-143-10

Zawiera stron 2

Strona 1

162/AK/198/2010/11



12.	Działanie korodujące na miedź, w czasie 2 h, w temperaturze 100 °C, stopień korozji	ASTM D 130-04e1	maks. 1	1
13.	Skład frakcyjny - temperatura początku destylacji, °C - 10 % (V/V) destyluje do temperatury, °C - 20 % (V/V) destyluje do temperatury, °C - 50 % (V/V) destyluje do temperatury, °C - 90 % (V/V) destyluje do temperatury, °C - temperatura końca destylacji, °C - pozostałość, % (V/V) - straty, % (V/V)	ASTM D 86-08	podawać wynik maks. 205 podawać wynik maks. 300 podawać wynik maks. 1,5 maks. 1,5	158,9 178,2 185,0 203,0 234,9 251,0 1,5 0,8
14.	Zawartość wodoru, % (m/m)	ASTM D 3701-01	podawać wynik	13,89
15.	Stabilność termiczna (metoda JFTOT) : - spadek ciśnienia na filtrze, mm Hg - osady na rurze, stopień, - osady o barwach nietypowych (P) i nienaturalnych (A)	ASTM D 3241-08a	maks. 25,0 mniej niż 3  nie występują	1,7 <1  nie występują
16.	Wskaźnik wydzielania wody: - paliwo z dodatkiem antystatycznym	ASTM D 3948-07	min. 70	82 <sup>1)</sup>
17.	Oddziaływanie z wodą: - ocena powierzchni między-fazowej, stopień	ASTM D 1094-07	maks. 1b	1
18.	Wysokość niekopcącego płomienia, mm	ASTM D 1322-02	min. 19	25
19.	Zawartość naftalenów, % (V/V)	ASTM D 1840-07	maks. 3,0	1,07
20.	Przewodność elektryczna, pS/m	ASTM D 2624-07a	od 50 do 600	450 w temp. 23 °C
21.	Zawartość stałych ciał, mg/dm <sup>3</sup>	PN-V-04031:2000	maks. 1,0	0,33
22.	Czas filtrowania, min.	PN-V-04031:2000	maks. 15	4
23.	Zawartość siarki ogólnej, % (m/m)	ASTM D 1266:2007	maks. 0,30	0,04
24.	Zawartość żywic obecnych, mg/100 cm <sup>3</sup>	ASTM D 381-04	maks. 7,0	2,1
25.	Smarność BOCLE: - średnica skazy, mm	ASTM D 5001-08	maks. 0,85	0,69

<sup>1)</sup> Badanie wykonano u podwykonawcy, wyniki w raporcie nr 550/10

**Wyniki badań przedstawione w tabeli odnoszą się wyłącznie do badanej próbki.**

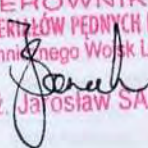
### OPINIE I INTERPRETACJE

**Ocena: W badanym zakresie próbka spełnia wymagania normy NO-91-A258-4:2006.**

#### Dane dotyczące badanego wyrobu

(według informacji klienta (dostawcy próbki))

**Próbka pobrana z cysterny z naczepą o nr rej. UJ 00204, na samochodzie Jelcz nr rej. UE 00427.**

KIEROWNIK  
ZAKŁADU MATERIAŁÓW PĘDNYCH I SMARÓW  
Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych  
  
ppłk dr inż. Jarosław SARNECKI

KOORDYNATOR  
ZESPÓŁU ZAKŁADÓW NAUKOWO-BADAWCZYCH  
Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych  
  
dr inż. Wojciech DZIĘGIELEWSKI

**Bez pisemnej zgody Zastępcy Dyrektora Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych raport nie może być powielany inaczej, jak tylko w całości.**

Raport sporządzono w 6 egz.:

Egz. nr 1 - ITWL

Egz. nr 2 - a/a

Egz. nr 3 + 6 KBWL

**K O N I E C**

Raport WK-2913-55-143-10

Zawiera stron 2

Strona 2

## **SPRAWOZDANIE**

z pracy naukowo-badawczej „Badanie stanu technicznego agregatów  
i detali samolotu Tu-154M nr 101 Rzeczypospolitej Polskiej,  
który uległ zdarzeniu lotniczemu 10 kwietnia 2010 r.  
w rejonie lotniska SMOLEŃSK „PÓLNOCNY”



МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ РФ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
"13 ГНИИ Минобороны России"

УДК 629.735.45.073

Экз. № 3

**УТВЕРЖДАЮ**

Начальник ФГУ

"13 ГНИИ Минобороны России"

кандидат технических наук, доцент

А.Г. Крутилин

"23" сентября 2010 г.

**ОТЧЕТ**

**О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ**

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ  
АГРЕГАТОВ И ДЕТАЛЕЙ САМОЛЕТА ТУ-154М № 101  
РЕСПУБЛИКИ ПОЛЬША, ПОТЕРПЕВШЕГО АВИАЦИОННОЕ  
ПРОИСШЕСТВИЕ 10 АПРЕЛЯ 2010 г. В РАЙОНЕ АЭРОДРОМА  
СМОЛЕНСК «СЕВЕРНЫЙ»  
(АВ-154тс-015)**

ВрИО заместителя начальника ФГУ "13 ГНИИ Минобороны России"  
по научной работе  
кандидат технических наук

В.А. Зотов  
"22" сентября 2010 г.

Научный руководитель  
ВрИО начальника 3-го НИУ ФГУ "13 ГНИИ Минобороны России"  
кандидат технических наук

Р.Р. Султанов  
"22" сентября 2010 г.

Научный руководитель  
ВрИО начальника 6-го НИУ ФГУ "13 ГНИИ Минобороны России"  
кандидат технических наук

Е.В. Вахрушев  
"22" сентября 2010 г.

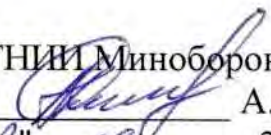
Ответственный исполнитель  
Начальник НИЛЛ ФГУ "13 ГНИИ Минобороны России"

А.В. Супружников  
"22" сентября 2010 г.


Люберцы, 2010 г.

1158/АЖ/192/2010/11

ВрИО начальника 2-го НИУ ФГУ "13 ГНИИ Минобороны России"  
кандидат технических наук

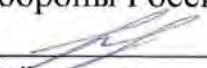
  
" 22 " 09 2010 г.

Начальник НИО ФГУ "13 ГНИИ Минобороны России"

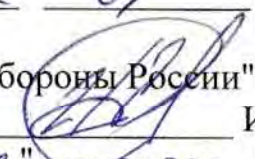
  
" 22 " 09 2010 г. П.Г. Скочытин

Начальник НИО ФГУ "13 ГНИИ Минобороны России"

кандидат технических наук

  
" 22 " 09 2010 г. А.И. Роголь

Начальник НИО ФГУ "13 ГНИИ Минобороны России"

  
" 22 " сентября 2010 г. И.Н. Зелинский



### **Объекты исследования**

- из состава АРК-15М: приемники зав. №№ Е9905, И349, пульт управления зав. № Е9905;
- радиоманнитные индикаторы РМИ-2Б (зав. № 480638 от второго РМИ-2Б обнаружен только показывающий индикатор без номера);
- указатели высоты А-034-4 зав. № 71941, зав. № 71948 (из состава радиовысотомера);
- барометрический высотомер ВМ-15ПБ зав. № 1188008;
- из состава СВС-ПН-15: указатель высоты УВО-15М1Б зав. №1196652, шкала индикатора одного прибора ВБЭ-СВС (номер отсутствует), блок БСКА-Э зав. № 1190100946.

### **Обстоятельства авиационного происшествия**

*(Согласно техническому заданию Председателя комиссии по расследованию авиационного происшествия)*

10 апреля 2010 года, в 6 часов 41 мин UTC (10 часов 41 мин местного времени), на аэродроме «Северный» г. Смоленск, при выполнении захода на посадку с курсом 259, на удалении порядка 1100 метров от торца ВПП 26 левее курса захода на 35 метров, произошло касание самолета в начале верхушки дерева на высоте 10,8 метра и отдельно стоящих групп деревьев, а затем, через 244 метра, левее продолженной оси ВПП на 61 метр, столкновение левой консолью крыла с деревом диаметром 30-36 см на высоте 5 метров. При дальнейшем движении произошло отделение левой отъемной части крыла (ОЧК) от концевого обтекателя до нервюры № 31. Воздушное судно начало быстро крениться влево, перевернулось относительно продольной оси и на удалении порядка 520 метров от торца ВПП 26 столкнулось с землей.



## **Цель исследования**

*(Согласно техническому заданию Председателя комиссии по расследованию авиационного происшествия)*

Проведение комплекса работ по исследованию изъятых с места падения самолета приборов с целью получения следующих сведений:

- наличие признаков отказов оборудования;
- определение значения выставленного давления аэродрома по приборам ВМ-15ПБ и УВО-15М1Б, ВБЭ-СВС;
- определение выставленных частот приводных радиостанций аэродрома Смоленск «Северный» на пульте управления и приемников из состава системы АРК-15М;
- определение показаний радиоманитных индикаторов РМИ-2Б (КУР, курс) и приемников из состава АРК-15М;
- определение значений высоты принятия решения на указателях высоты А-034-4 из состава радиовысотомера.

## **Заключение**

1. На элементах конструкции высотомера ВМ-15ПБ № 1188008 признаков неисправностей, способных привести к отказу прибора в последнем полете самолета, не имеется. В момент столкновения самолета с препятствием элементами конструкции высотомера зафиксированы показания выставленного барометрического давления у земли, составившие  $\approx 745$  мм.рт.ст.

2. На сохранившихся элементах конструкции указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652 признаков неисправностей, способных привести к отказу прибора в последнем полете самолета, не имеется. В момент столкновения самолета с препятствием элементами конструкции указателя высоты зафиксированы показания выставленного барометрического давления у земли, составившие  $\approx 745$  мм.рт.ст.



3. Неидентифицированный указатель является одним из указателей топливомера СУИТ4-1Т или МРТ1-2Т и информации о барометрической высоте полета и выставленном барометрическом давлении у земли не несет.

4. В процессе исследования пульта управления аппаратуры АРК-15М заводской номер Е9905, приемника аппаратуры АРК-15М заводской номер Е9905, приемника аппаратуры АРК-15М заводской номер И549, радиоманитного индикатора РМИ-2Б заводской номер 480638, радиоманитного индикатора из состава РМИ-2Б без номера, указателя высоты А-034-4 №1, указателя высоты А-034-4 №2, приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 заводской номер № 72041, приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 заводской номер № 72045 признаков отказов оборудования не обнаружено.

5. Исследование пульта управления АРК-15М на предмет определения выставленных на наборных устройствах частот показало, что положения контактных групп НУ «I» (левый) канала соответствуют 630 кГц. Положения контактных групп НУ «II» (правый) канала соответствуют 306,5 кГц.

6. На момент разрушения переключатель рода работ на ПУ АРК-15М находился в положении «КОМПАС».

7. Разрушение нитей накаливания ламп подсвета ПУ АРК-15М характерно для их обесточенного состояния.

8. Определить положение стрелок КУР приемников АРК-15М № Е9905 и № И549 на момент пропадания питающих напряжений не представляется возможным по причине большой инерционности кинематической системы блока ганиометров.

На момент разрушения приемников АРК-15М № Е9905 и № И549 положение стрелок КУР  $\approx 165^0$  и  $\approx 140^0$  соответственно.

9. Показания радиоманитного индикатора РМИ-2Б № 480638 на момент разрушения:



положение «1» стрелки (1) соответствует  $KУР1 \approx 162^0$ ;

положение «2» стрелки (2) соответствует  $KУР2 \approx 120^0$ ;

магнитный курс  $\approx 165^0$ .

10. Определить показания радиоманитного индикатора РМИ-2Б без номера не представляется возможным.

11. Показания задатчика опасной высоты А-034-4:

А-034-4 №1 – не определено;

А-034-4 №2  $\approx 60-65$  метров.

МАТЕРИАЛЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

**МАТЕРИАЛЫ ИССЛЕДОВАНИЯ**



## **Раздел 1. Результаты исследования технического состояния аэрометрических приборов самолета Ту-154М б/н 101 Республики Польша**

### **1.1. Исследование механического высотомера ВМ-15ПБ № 1188008**

Исследование высотомера ВМ-15ПБ № 1188008 проводилось с целью оценки его технического состояния и определения выставленного значения барометрического давления у земли, зафиксированного элементами конструкции прибора в момент столкновения воздушного судна с препятствием.

Механический высотомер ВМ-15ПБ предназначен для измерения относительной барометрической высоты в пределах от 0 до 15 км. Высотомер имеет барометрическую шкалу с диапазоном давления от 800 до 600 мм.рт.ст. и ценой деления 1 мм.рт.ст.

На рисунке 1.1 представлена кинематическая схема высотомера. Выставка барометрического давления обеспечивается посредством поворота ручки кремальеры (поз.45), расположенной на лицевой части прибора. От ручки кремальеры через зубчатое колесо (поз.35), размещенное на одной оси с ручкой, и зубчатые колеса (поз.36, 41, 42) движение передается на барометрическую шкалу (поз.3), укрепленную на зубчатом колесе (поз.42). Сидящая на одной оси с зубчатыми колесами (поз.36 и 41) трибка (поз.1) зацепляется с зубчатым колесом (поз.4), на котором находится пластина (поз.11), служащая водилом шторки (поз.2).

При вращении ручки кремальеры по часовой стрелке – барометрическая шкала перемещается в сторону уменьшения показаний барометрического давления, а при повороте против часовой стрелки – в сторону их увеличения.

Вид высотомера ВМ-15ПБ № 1188008 в состоянии поступления на исследование представлен на рисунке 1.2.



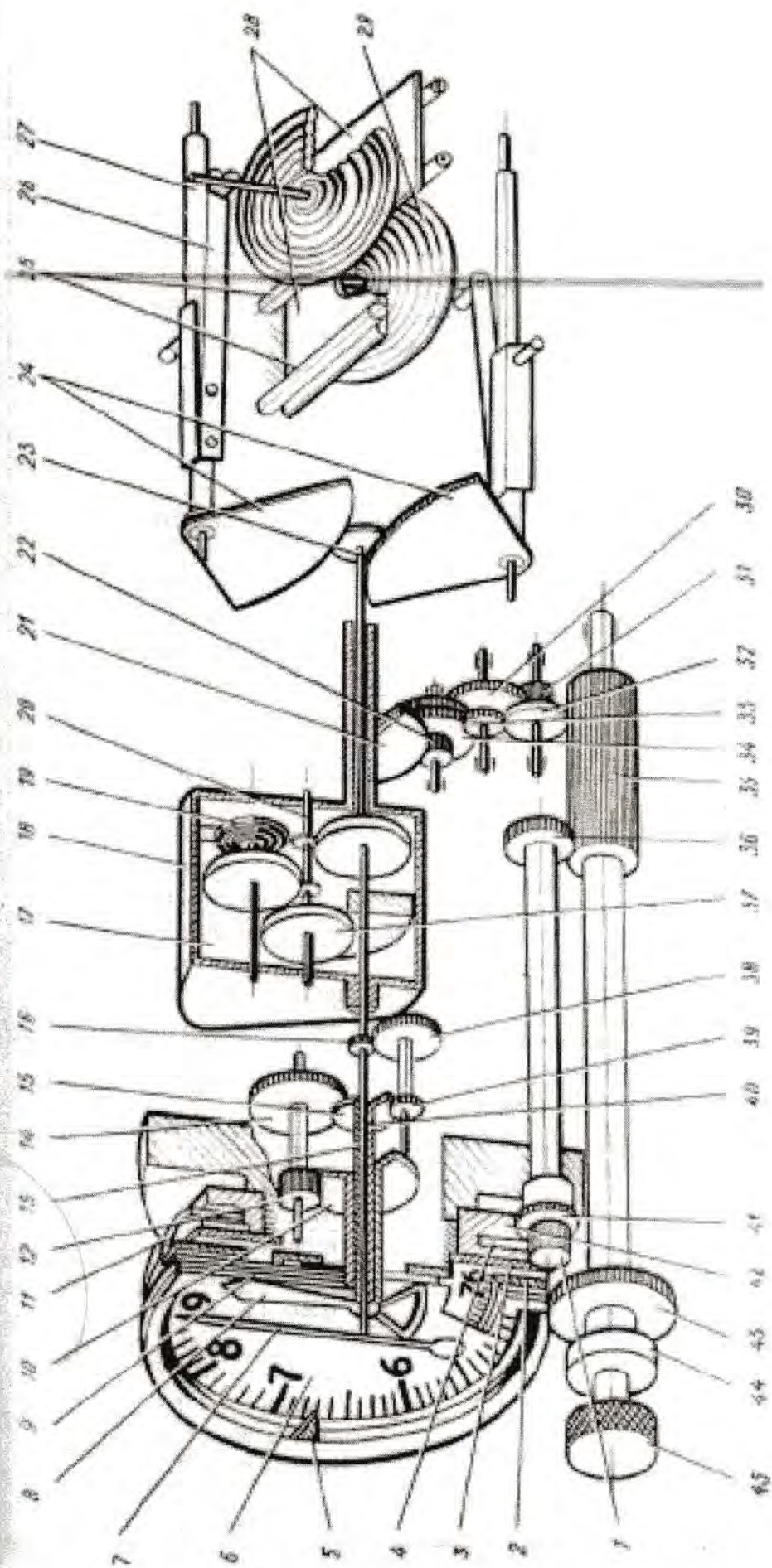


Рисунок 1.1 – Кинематическая схема механического высотомера ВМ-15ПБ



Спецификация элементов кинематической схемы высотомера  
(к рисунку 1.1)

№ позиции	Наименование элемента
1	Трибка
2	Шторка
3	Барометрическая шкала
4	Зубчатое колесо
5	Зубчатое колесо с индексом заданной высоты
6	Циферблат
7	Первая стрелка
8	Вторая стрелка
9	Третья стрелка
10	Зубчатое колесо
11	Пластина
12	Трибка
13	Втулка
14	Зубчатое колесо
15	Трибка
16	Трибка
17	Мультипликатор
18	Основание мультипликатора
19	Волосок
20	Трибка
21	Сдвоенный сектор
22	Трибка
23	Центральная трибка
24	Сектор
25	Биметаллический стержень
26	Биметаллическая пластина
27	Серьга
28	Пластинчатая пружина
29	Чувствительный элемент
30	Зубчатое колесо
31	Трибка
32	Трибка
33	Зубчатое колесо
34	Зубчатое колесо
35	Зубчатое колесо
36	Зубчатое колесо
37	Зубчатое колесо
38	Зубчатое колесо
39	Трибка
40	Зубчатое колесо
41	Зубчатое колесо
42	Зубчатое колесо
43	Зубчатое колесо
44	Ручка
45	Кремальера





а



б



в

Рисунок 1.2 - Вид высотомера VM-15PB № 1188008 в состоянии поступления на исследование: а - в – виды с разных сторон



Корпус прибора имеет незначительные механические повреждения в виде вмятин, царапин. Винты крепления высотомера к приборной доске разрушены. Задняя крышка закреплена на штатном месте. Винты крепления задней крышки к корпусу прибора затянуты. Головка одного из указанных винтов опломбирована мастичной пломбой с оттиском в виде литеры «А» (рисунок 1.3 а). На поверхности задней крышки сохранилась надпись «П.Л.». Штуцер «С» деформирован, дюритовый шланг отсутствует. Внутренняя полость штуцера от наружной кромки до защитной сетки заполнена грунтом, попавшим туда, наиболее вероятно, в процессе общего разрушения конструкции самолета. При поворотах, встряхивании высотомера внутри его корпуса наблюдаются нехарактерные звуки, свидетельствующие о нарушении кинематических связей между элементами конструкции механизма прибора. Электрический соединитель значительных механических повреждений не имеет. Ответные части соединителя состыкованы, накидная гайка затянута. На гайке сохранился фрагмент контрольной проволоки (рисунок 1.4 а). Электрические провода, подходящие к электрическому соединителю, оборваны. В местах пайки двух проводов к хвостовикам контактных штырей соединителя сохранились хлорвиниловые изоляционные трубки (кембрики). Оптико-визуальный осмотр электрического соединителя после его расстыковки показал, что на изоляторах ответных частей признаков попадания посторонних предметов, а также следов протекания процесса электрохимической коррозии не имеется. Контактные штыри и гнезда деформаций не имеют (рисунок 1.4 б).

На рисунке 1.5 представлена лицевая часть высотомера в состоянии поступления на исследование. Фланец прибора значительных механических повреждений не имеет. В его нижней части имеется надпись «1188008», нанесенная краской белого цвета. Винты крепления фланца к корпусу прибора затянуты. Головка одного из винтов крепления опломбирована мастичной пломбой с оттиском в виде литеры «А» (рисунок 1.3 б). Защитное стекло сохранилось и находится в





а



б

Рисунок 1.3 - Масляные пломбы с литерой «А» на головках винтов крепления: а - задней крышки; б - фланца



а



б



в

Рисунок 1.4 - Вид электрического соединителя: а - в состоянии поступления высотомера на исследование; б - после расстыковки ответных частей; в - после частичной разборки блочной части





Высота  
BM-15  
№118800



а



б

Рисунок 1.5 – Вид лицевой части высотомера BM-15ПБ № 1188008 в состоянии поступления на исследование. На выносках представлены: а - механическое повреждение ручки установки индекса заданной высоты (указано стрелками); б - окно с индексом отсчета барометрического давления и видимая часть барометрической шкалы



неразрушенном состоянии. Ось механизма кремальеры деформирована (загнута) в направлении сверху-вниз и справа-налево. Головка кремальеры отсутствует. Ручка установки индекса заданной высоты сохранилась, находится на штатном месте и имеет механическое повреждение в виде среза, ориентированного в направлении поворота ручки по часовой стрелке (см. рисунок 1.5). Такой характер повреждения может свидетельствовать о возможном проворачивании самой ручки и узла кремальеры в целом в указанном направлении в процессе общего разрушения конструкции самолета. Индекс заданной высоты установлен в районе нулевой отметки циферблата (шкалы барометрической высоты) и находится в подклиненном состоянии. При приложении усилий «от руки» перемещения индекса не происходит. Циферблат, стрелки отсчета показаний барометрической высоты, барометрическая шкала не зафиксированы, вследствие чего имеют возможность перемещаться при приложении к высотомеру незначительных усилий (встряхивание, резкий поворот относительно продольной оси, постукивание по лицевой части). На момент поступления высотомера на исследование элементы индикации занимали следующие положения относительно циферблата:

- барометрическое давление –  $\approx 734 \dots 735$  мм.рт.ст.;
- стрелка десятков метров (большая стрелка) – 96...97 м;
- стрелка сотен метров (малая (широкая) стрелка) –  $\approx 6000$  м;
- стрелка тысяч метров (профилированная стрелка) – белый сектор полностью открыт (высота более 10000 м).

Вследствие того, что в момент столкновения самолета с препятствием значение барометрической высоты по высотомеру (при условии правильно выставленного значения барометрического давления у земли) должно было быть близким к нулю ( $\approx 0$  м), а фактическое давление у земли составляло 745 мм.рт.ст., можно сделать вывод о недостоверности показаний барометрической высоты, имевших место на момент поступления прибора на исследование.



В результате оптико-визуального исследования элементов конструкции механизма высотомера, после его частичного препарирования установлено, что узлы коробок находятся в разрушенном состоянии (рисунок 1.6). Одна из anerоидных коробок (верхняя) сорвана с места своего крепления. Вторая anerоидная коробка (нижняя) закреплена на штатном месте, но имеет деформацию корпуса. Кинематическая связь обоих секторов с центральной трибкой нарушена. Узел мультипликатора и редуктора, собранный в передней части прибора сохранился. Кинематические связи между элементами конструкции узла не нарушены. Разрушение места крепления верхней anerоидной коробки, наиболее вероятно, явилось следствием механического воздействия ударного характера на заднюю часть корпуса высотомера, что подтверждается наличием деформации штуцера «С».

В ходе оптико-визуального исследования секторов установлено, что и верхний и нижний секторы имеют ряд поврежденных зубьев (рисунок 1.7). Причем участки расположения указанных зубьев на секторах аналогичны (на верхнем – первые 7 зубьев, на нижнем – первые 5 зубьев) и соответствуют малым значениям барометрической высоты. Вследствие нарушения кинематической связи обоих секторов с центральной трибкой, произвести выставку механизма высотомера в соответствии с имеющимися на секторах повреждениями и определить точные показания высоты не представляется возможным.

Оптико-визуальным исследованием циферблата и барометрической шкалы прибора установлено, что информативных признаков в виде отпечатков, «теней» и т.п., позволяющих определить показания барометрической высоты, имевшие место в момент столкновения самолета с препятствием, на них не имеется.

С целью определения показаний барометрического давления у земли, зафиксированных элементами конструкции высотомера в момент столкновения самолета с препятствием, выполнено оптико-визуальное





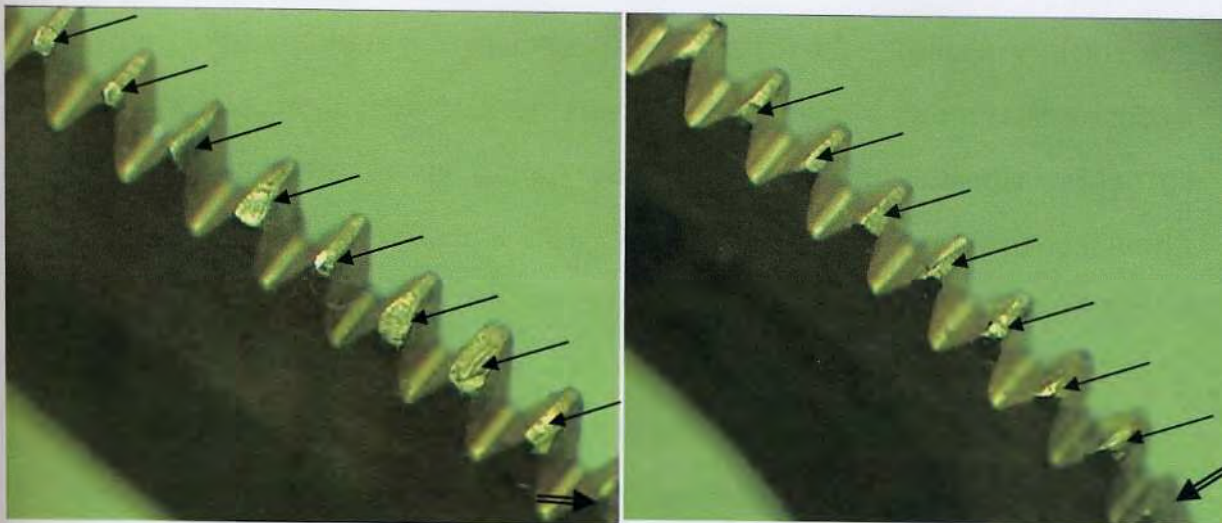
а



б

Рисунок 1.6 – Вид узлов anerоидных коробок высотомера VM-15ПБ № 1188008: а – после демонтажа задней крышки (стрелками указаны секторы, вышедшие из зацепления с центральной трибкой); б – после частичного препарирования прибора

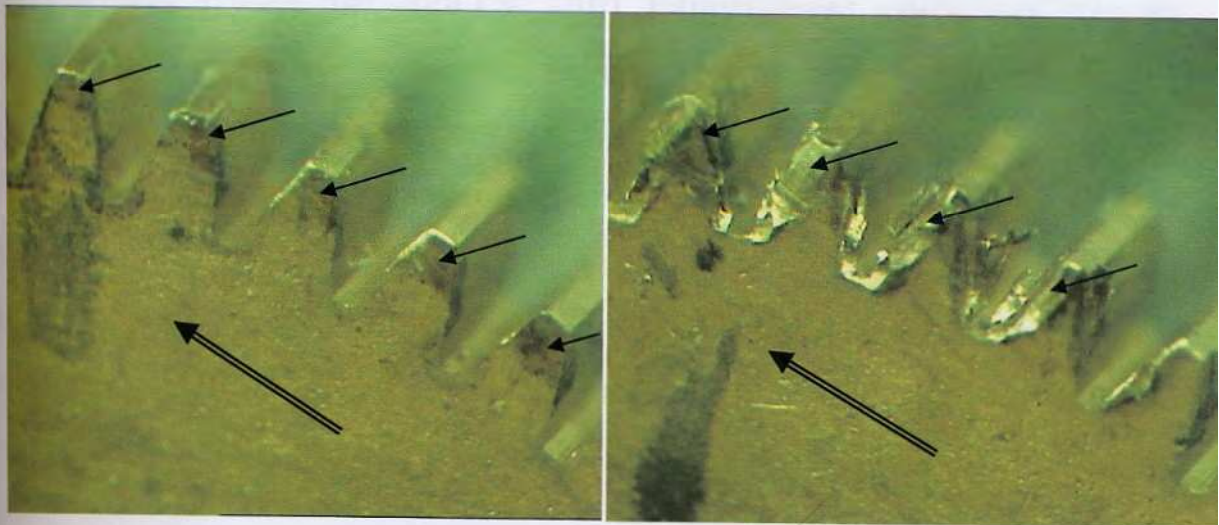




а

б

Рисунок 1.7 – Вид поврежденных зубьев (указаны стрелками) зубчатых секторов блоков anerоидных коробок высотомера ВМ-15ПБ № 1188008: а – верхний сектор; б – нижний сектор. Двойными стрелками указаны «нулевые» зубья секторов



а

б

Рисунок 1.8 – Вид зубьев, расположенных на разных участках зубчатого колеса, непосредственно контактирующего с зубчатым колесом, расположенным на одной оси с ручкой кремальеры, и имеющих различную степень повреждений (указаны стрелками): а – первичные повреждения; б – вторичные повреждения. Двойными стрелками указано направление вращения зубчатого колеса



исследование зубчатых колес механизма кремальеры. В результате установлено следующее:

- на различных участках зубчатого колеса (поз. 32) (см. рисунок 1.1), непосредственно контактирующего с зубчатым колесом (поз.35), расположенным на одной оси с ручкой кремальеры, имеются поврежденные зубья (рисунок 1.8). Степень указанных повреждений различна и, в зависимости от участка зубчатого колеса, на котором расположен зуб, изменяется от незначительного повреждения одного зуба в виде риски на его рабочей поверхности до деформации нескольких зубьев, сопровождаемой пластическим оттеснением их материала. По своему направлению изменение степени повреждения зубьев (от более легких к более значительным) соответствует повороту ручки кремальеры по часовой стрелке;

- зубчатые колеса (поз.41) и (поз.42), взаимно контактирующие друг с другом, и зубчатое колесо (поз.4) контактирующее с трибкой (поз.1) также имеют несколько участков характеризующихся различной степенью повреждения зубьев (рисунки 1.9, 1.10). Направление изменения степени повреждения зубьев указанных зубчатых колес также соответствует повороту ручки кремальеры по часовой стрелке.

Из обстоятельств авиационного происшествия следует, что на конечном участке полета самолета произошло его столкновение левой консолью крыла с деревом, приведшем к отделению левой отъемной части крыла от концевого обтекателя, перевороту самолета относительно продольной оси и его последующему столкновению с земной поверхностью.

Таким образом, анализ механизма и последовательности образования выявленных повреждений зубьев зубчатых колес, в совокупности с характером повреждения ручки установки индекса заданной высоты, а также анализ обстоятельств авиационного происшествия позволяет сделать следующие выводы:



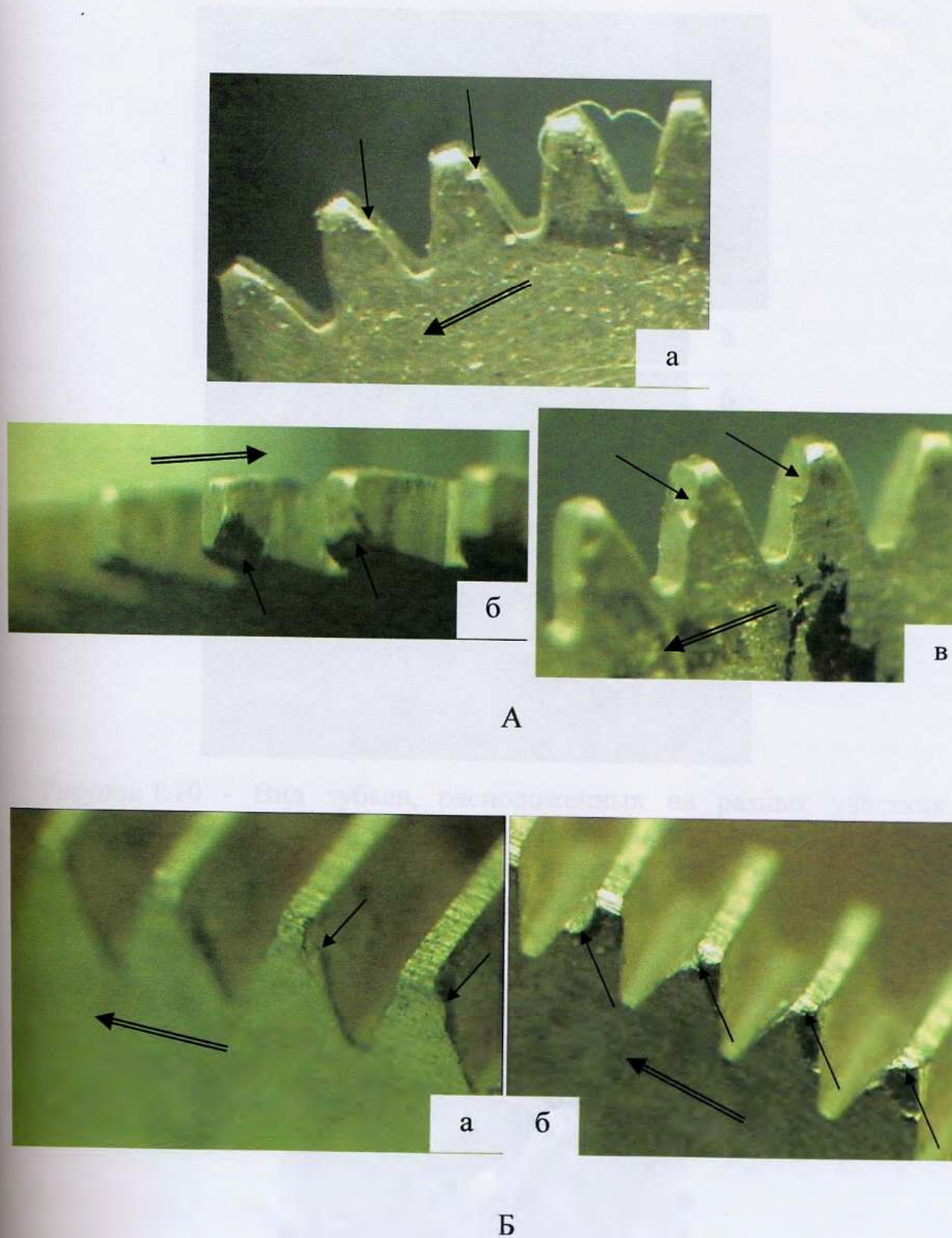
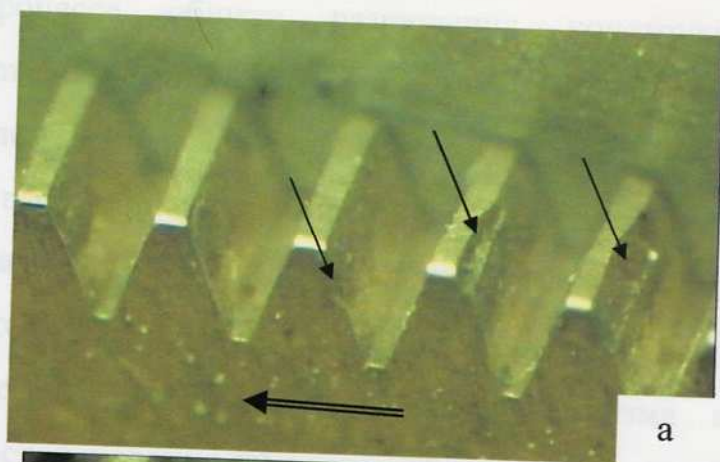
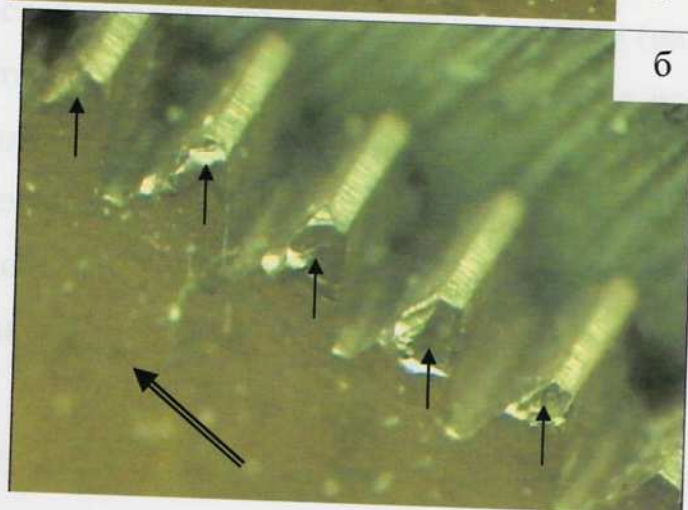


Рисунок 1.9 – Вид зубьев, расположенных на разных участках зубчатых колес (поз.41) и (поз.42), и имеющих различную степень повреждений (указаны стрелками): А - зубчатое колесо (поз.41), Б - зубчатое колесо (поз.42), а – первичные повреждения; б, в – вторичные повреждения. Двойными стрелками указаны направления вращений зубчатых колес





а



б

Рисунок 1.10 - Вид зубьев, расположенных на разных участках зубчатого колеса (поз.4), имеющих различную степень повреждений (указаны стрелками): а – первичные повреждения; б – вторичные повреждения. Двойными стрелками указано направление вращения зубчатого колеса



Рисунок 1.11 – Вид циферблата, барометрической шкалы и шторки высотомера BM-15ПБ № 1188008, выставленных в соответствии с выявленными первичными повреждениями зубьев зубчатых колес механизма кремальеры



1) В процессе общего разрушения конструкции самолета произошло проворачивание, как ручки механизма кремальеры, так и механизма в целом. Направление проворачивания – по часовой стрелке.

2) Часть выявленных повреждений зубьев имеет первичный, а часть вторичный характер. Причем повреждения, имеющие незначительную степень, являются первичными и их образование обусловлено взаимным контактированием элементов конструкции механизма высотомера в момент первого столкновения самолета с препятствием (наиболее вероятно деревом). Значительные повреждения зубьев являются вторичными, и их образование явилось следствием взаимного контактирования элементов конструкции механизма высотомера в процессе общего разрушения конструкции самолета после его столкновения с земной поверхностью.

Определение показаний барометрического давления у земли, имевших место в момент столкновения самолета с препятствием, производилось путем выставки циферблата, барометрической шкалы и шторки исследуемого прибора в соответствии с выявленными первичными повреждениями зубьев зубчатых колес механизма кремальеры. В результате выставки получено значение барометрического давления у земли, составившее  $\approx 745$  мм.рт.ст. (рисунок 1.11).

Таким образом, в результате проведенного исследования высотомера ВМ-15ПБ № 1188008 установлено, что на элементах его конструкции признаков неисправностей, способных привести к отказу прибора в последнем полете самолета, не имеется. В момент столкновения самолета с препятствием элементами конструкции высотомера зафиксированы показания выставленного барометрического давления у земли, составившие  $\approx 745$  мм.рт.ст.



## 1.2. Исследование указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652

Исследование указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652 проводилось с целью оценки его технического состояния и определения выставленного значения барометрического давления на уровне земли, зафиксированного элементами конструкции прибора в момент столкновения воздушного судна с препятствием.

Указатель высоты УВО-15М1Б предназначен для выдачи показаний относительной барометрической высоты  $H_{\text{отн}}$ , выдачи относительных сопротивлений, пропорциональных относительной барометрической высоте  $H_{\text{отн}}$ , абсолютной барометрической высоте  $H_{\text{абс}}$  и абсолютной барометрической высоте взлета и посадки  $H_3$ , замыкания внешней электрической цепи при установке на счетчике  $P_3$  значения, равного 760 мм.рт.ст.

Указатель высоты УВО-15М1Б входит в состав системы воздушных сигналов СВС-ПН-15 сер.4 и функционирует совместно с вычислителем ВСМВ-1-15 и блоком питания с усилителем БПУ-3. Указатель состоит из двух самостоятельных каналов: канала отработки и выдачи показаний относительной барометрической высоты (канал  $H_{\text{отн}}$ ) и канала выдачи относительного сопротивления, пропорционального значению абсолютной барометрической высоты на уровне земли как функции давления на уровне земли (канал  $P_3$ ).

Канал  $H_{\text{отн}}$  представляет собой следящую систему электромеханического типа, работающую по принципу самоуправляющегося моста переменного тока. Индикация относительной высоты осуществляется стрелкой относительно циферблата и счетчиком высоты отсчетного устройства, размещенными на лицевой части указателя.

Канал  $P_3$  конструктивно состоит из потенциометра П6 (рисунки 1.12, 1.13), редуктора и счетчика. Потенциометр функциональный, воспроизводящий функцию  $H_3 = f(P_3)$ . При вращении ручки ввода  $P_3$  на лицевой части указателя происходит установка значения давления на уровне земли. Вращение от ручки через редуктор передается



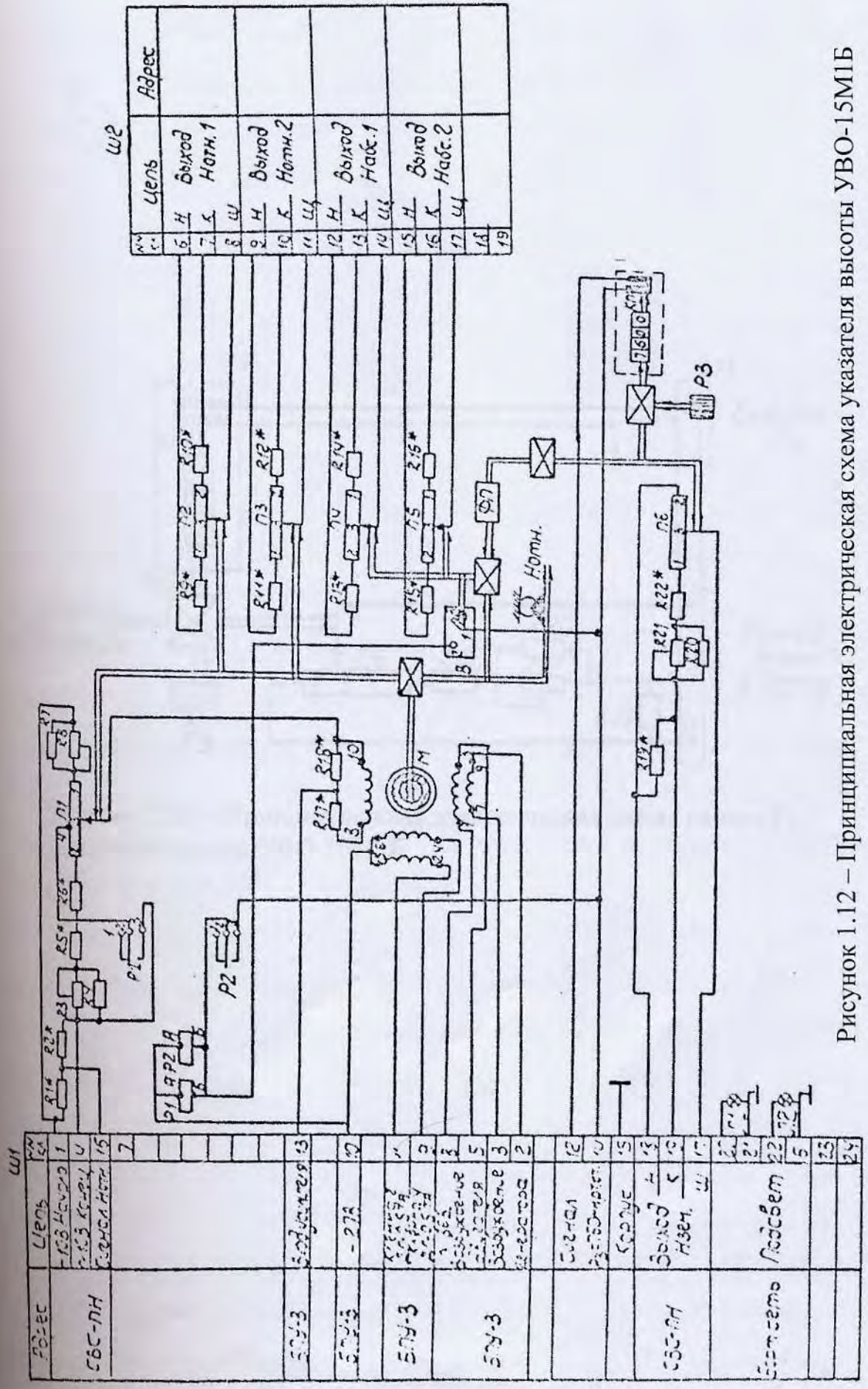


Рисунок 1.12 – Принципиальная электрическая схема указателя высоты УВО-15М1Б



к электроду потенциометра П6 и одновременно на счетчик Р, на лицевой панели указателя.

При обесточивании указателя показания высоты фиксируются, так как движения из уровня земли могут быть возможны при протечке воды в канал Р.

Визуально указатели высоты УВО-15М1Б № 1196092 в состоянии готовности не использовались при аварии на рисунке 1.13.

Визуальным осмотром установлено, что указатели находятся в исправном состоянии. Корпус прибора имеет

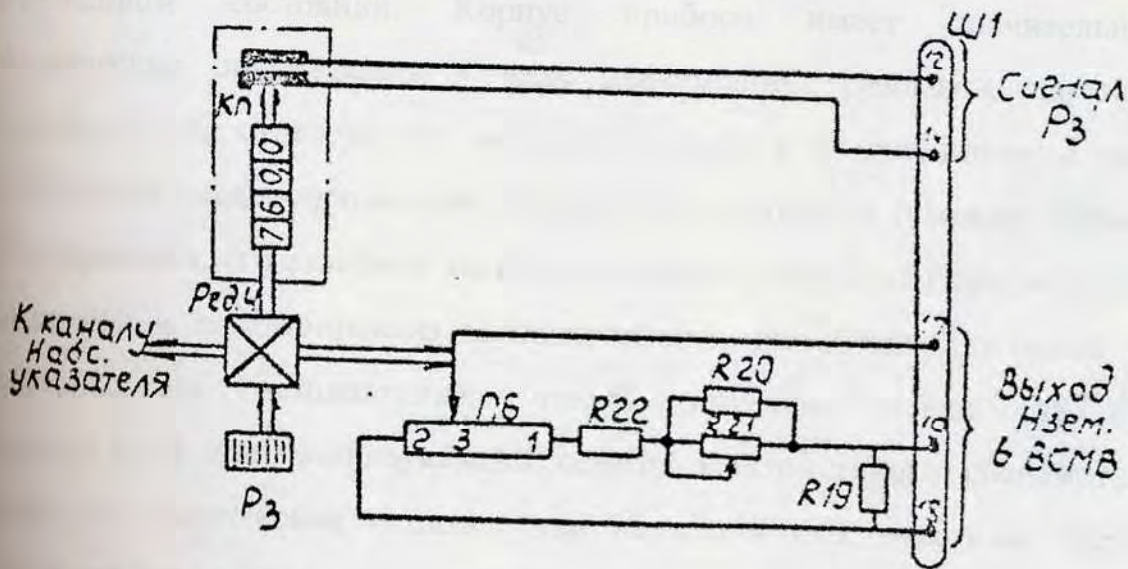


Рисунок 1.13 – Принципиальная электрическая схема канала Р<sub>3</sub> указателя высоты УВО-15М1Б

... и машинное состояние, ... системы Р<sub>3</sub> ручка дрова Р, отсутствуют. Счетчик ... высоты потенциометра сохранился и зафиксировал показания ... 13.18 м. Механизм канала Р<sub>3</sub> разрушен. ... элементов электрической схемы ... на ... фрагментах внутренних узлов и ... механические ... трещины, паразитные ... Потенциометры П1-П4 и П6 закреплены на ... Потенциометры ... в районе средних фланцев. Фрагмент передней части



на щетку потенциометра П6 и одновременно на счетчик  $P_3$  на лицевой части указателя.

При обесточивании указателя показания высоты фиксируются, показания давления на уровне земли могут быть изменены при вращении ручки ввода  $P_3$ .

Вид указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652 в состоянии поступления на исследование представлен на рисунке 1.14.

Внешним осмотром установлено, что указатель находится в разрушенном состоянии. Корпус прибора имеет значительные механические повреждения в виде деформаций, разрывов, царапин. Тыльная часть отделена от основного корпуса и соединена с ним монтажными электропроводами. Разъем Ш2 отсутствует (вырван). Разъем Ш1 сохранился, его ответные части состыкованы, накидная гайка затянута, законтрена и опломбирована металлическими пломбами. На одной из сохранившихся металлических пломб имеется клеймо «87 29» (рисунок 1.15). Оптико-визуальный осмотр электрического соединителя после его расстыковки показал, что на изоляторах ответных частей признаков попадания посторонних предметов, а также следов протекания процесса электрохимической коррозии не имеется. Контактные штыри и гнезда деформаций не имеют (рисунок 1.16).

Лицевая часть прибора разрушена (рисунок 1.17). Защитное стекло, стрелка с циферблатом, счетчик  $P_3$ , ручка ввода  $P_3$  отсутствуют. Счетчик высоты отсчетного устройства сохранился и зафиксировал показания относительной высоты 15...18 м. Механизм канала  $P_3$  разрушен. Целостность внутренних узлов и элементов электрической схемы указателя нарушена. На сохранившихся фрагментах внутренних узлов и элементов имеются значительные многочисленные механические повреждения в виде вмятин, трещин, царапин, нарушения лакокрасочного покрытия. Прецизионные потенциометры П1-П4 и П6 закреплены на штатных местах. Корпуса всех вышеназванных потенциометров разрушены в районе передних фланцев. Фрагмент передней части





а



б

Рисунок 1.14 - Вид указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652 в состоянии поступления на исследование: а и б – виды с разных сторон



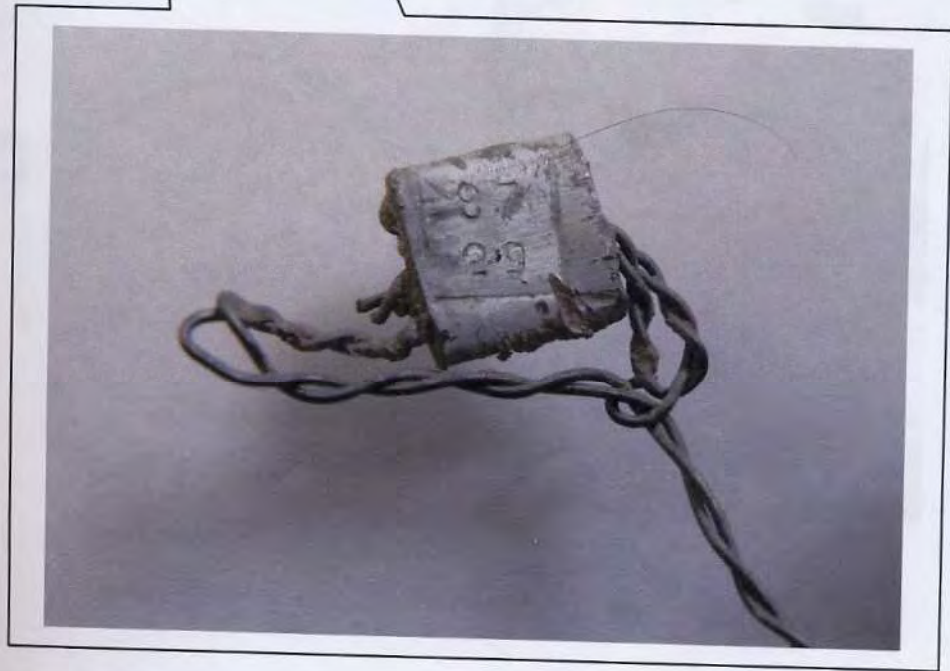


Рисунок 1.15 - Вид штепсельного разъема Ш1, контролки и металлических пломб в состоянии поступления на исследование. На выноске представлена одна из пломб с клеймом



а



б

Рисунок 1.16 – Вид штепсельного разъема Ш1 указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652 в состоянии поступления на исследование (а) и после расстыковки ответных частей (б)





а



Указатель высоты

б

Рисунок 1.17 - Вид лицевой части указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652: а - в состоянии поступления на исследование; б - после очистки от грунта



потенциометра П5 также закреплен на штатном месте, однако корпус элемента с ротором и съемным узлом отсутствуют. Двигатель-генератор сорван с места своего крепления и на исследование не поступил. Вид указателя высоты после его частичного препарирования представлен на рисунке 1.18.

В результате оптико-визуального исследования зубчатого колеса барабана младшего разряда (индикация десятков метров) счетчика высоты отсчетного устройства установлено, что на различных его участках имеются поврежденные зубья (рисунок 1.19). Проведенным анализом установлено, что образование повреждений зубьев произошло вследствие взаимного контактирования с приводной конической шестерней в разные интервалы времени. Путем выставки зубчатого колеса относительно приводной конической шестерни в соответствии с выявленными повреждениями зубьев установлено, что показания счетчика высоты при этом составляют:

- в первом случае –  $\approx 0$  м;
- во втором случае – 15...18 м.

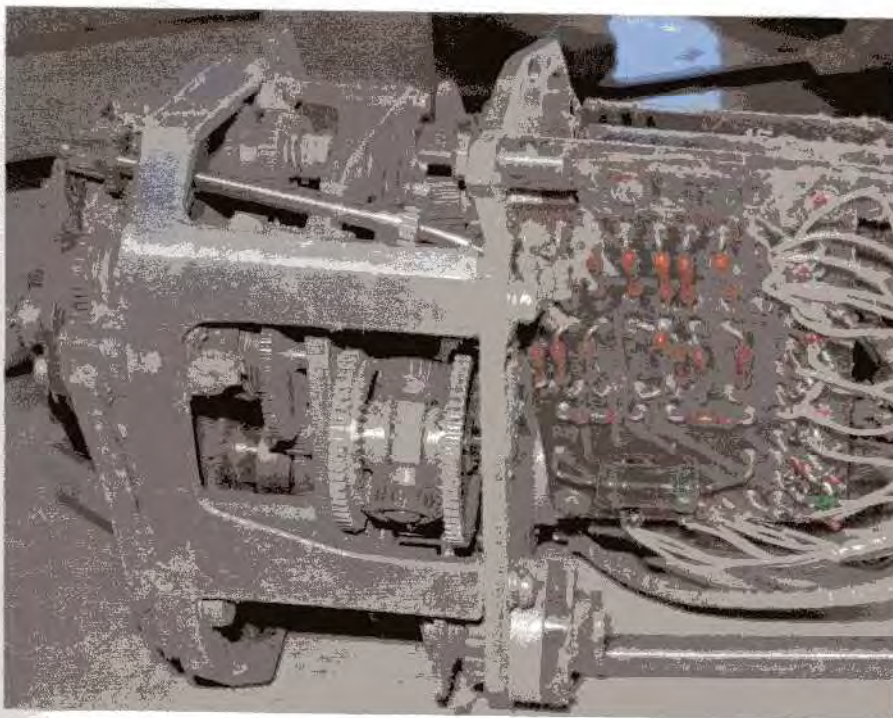
Последовательность образования повреждений обусловлена, наиболее вероятно, последовательностью разрушения конструкции указателя высоты. Образование повреждений, соответствующих нулевым показаниям высоты произошло в момент столкновения самолета с земной поверхностью, т.к. фактическая высота при этом (при условии правильно выставленного давления на уровне земли) равна нулю. В дальнейшем, в процессе разрушения конструкции указателя, сопровождаемого отделением ее элементов (двигателя-генератора), могло произойти проворачивание зубчатых колес редуктора, и, как следствие, барабана младшего разряда счетчика высоты отсчетного устройства, с последующей фиксацией показаний 15...18 м и образованием повреждений на зубчатом колесе.

Вследствие того, что счетчик  $P_3$  не сохранился, а также принимая во внимание то, что угол поворота щетки потенциометра П6 пропорционален





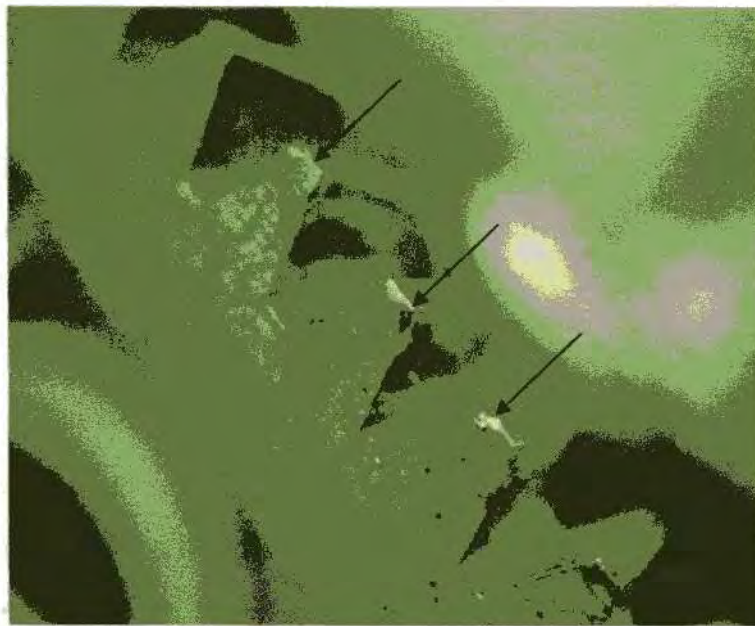
а



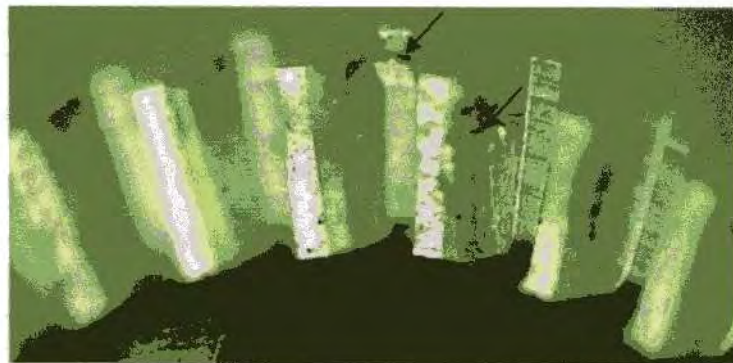
б

Рисунок 1.18 - Вид указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652 после его частичного препарирования: а и б – виды с разных сторон

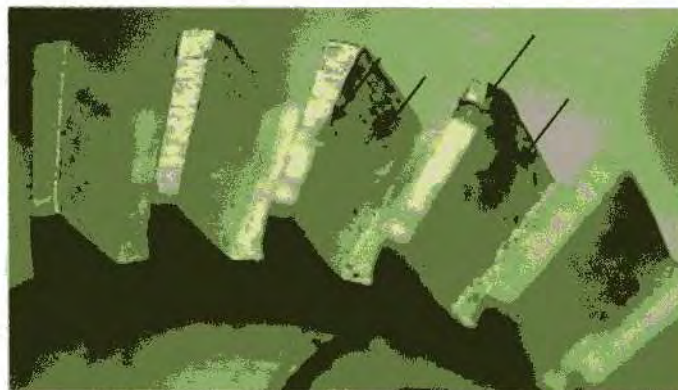




А



а



б

Б

Рисунок 1.19 - Вид поврежденных зубьев, расположенных на разных участках зубчатого колеса барабана младшего разряда счетчика высоты отсчетного устройства указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652: А – повреждения соответствующие показаниям  $\approx 0$  м; Б – повреждения соответствующие показаниям 15...18 м; а и б – виды поврежденных зубьев с разных сторон

вводимому давлению  $P_3$ , определение выставленного на приборе значения барометрического давления на уровне земли производилось по зафиксированному положению щетки указанного потенциометра. В ходе проводимого исследования, для сопоставления полученных результатов, использовался аналогичный исправный указатель высоты. Исследование в себя включало:

- установку на приборе-аналоге значения барометрического давления на уровне земли равного 745 мм.рт.ст.;

- исключение из электрических схем каналов  $P_3$  исследуемого высотомера и прибора-аналога добавочных резисторов;

- измерение на приборе-аналоге полного электрического сопротивления потенциометра ( $R_{1-2}$ ) и электрических сопротивлений его плеч ( $R_{1-3}$  и  $R_{2-3}$ ), при выставленном значении барометрического давления на уровне земли равном 745 мм.рт.ст.;

- измерение на исследуемом высотомере полного электрического сопротивления потенциометра ( $R_{1-2}$ ) и электрических сопротивлений его плеч ( $R_{1-3}$  и  $R_{2-3}$ ) до устранения смещения частей корпуса потенциометра;

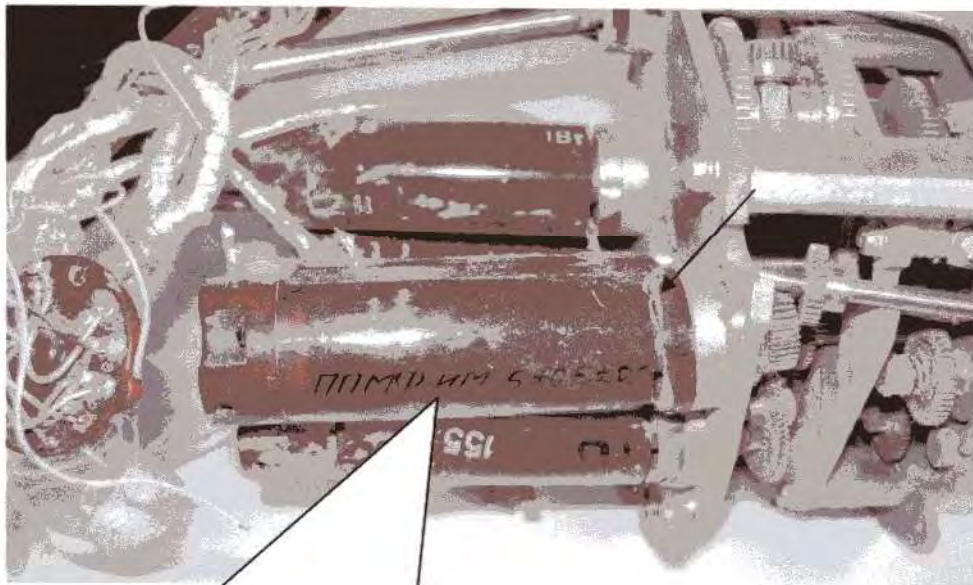
- измерение на исследуемом высотомере полного электрического сопротивления потенциометра ( $R_{1-2}$ ) и электрических сопротивлений его плеч ( $R_{1-3}$  и  $R_{2-3}$ ) после устранения смещения частей корпуса потенциометра;

- сравнение результатов, полученных в ходе измерений.

На рисунке 1.20 представлен прецизионный потенциометр ППМФ-ИМ-5±0,5±0,1-2 (поз.П6) в состоянии поступления на исследование, а также после его демонтажа из прибора.

Из представленных в таблице 1.1 результатов видно, что при устранении смещения частей корпуса исследуемого потенциометра его полное электрическое сопротивление и сопротивления обоих его плеч изменяются незначительно. Это свидетельствует о целостности обмотки потенциометра, а также о надежном контакте щетки с обмоткой.





а



б

Рисунок 1.20 – Вид прецизионного потенциометра ППМФ-ИМ-5±0,5±0,1-2 (поз.П6) в состоянии поступления на исследование (а), и после его демонтажа из прибора (б). Стрелками указано место разрушения корпуса потенциометра



Таблица 1.1 – Результаты измерения величины электрического сопротивления потенциометров П6 указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652 и прибора-аналога

Наименование		Сопротивление, Ом		
		R <sub>1-2</sub>	R <sub>1-3</sub>	R <sub>2-3</sub>
Потенциометр указателя высоты-аналога		5009	4130	879
Потенциометр указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652	До устранения смещения частей корпуса	4787	3897	891
	после устранения смещения частей корпуса	4785	3900	888

Из таблицы также видно, что полное электрическое сопротивление и сопротивление плеча R<sub>1-3</sub> исследуемого потенциометра значительно отличаются (меньше) от сопротивлений одноименных участков потенциометра прибора-аналога. Отличие составляет 224...233 Ом. При этом разница сопротивлений участков R<sub>2-3</sub> незначительна и составляет 9...12 Ом. Основываясь на вышесказанном, можно предположить, что существенное уменьшение величины электрического сопротивления R<sub>1-2</sub> и R<sub>1-3</sub> обусловлено наличием короткого замыкания на участке обмотки исследуемого потенциометра между клеммами «1» и «3».

Конструктивно, высокоомная обмотка (резистивный элемент) исправного потенциометра типа ППМФ-ИМ-5±0,5±0,1-2 содержит 20 витков (при повороте выходной оси на 1 оборот щетка проходит 1 виток обмотки), а номинальное сопротивление потенциометра составляет 5 кОм ±0,5% (5000±0,5% Ом). Следовательно, сопротивление одного полного витка составляет:

$$(5000 \pm 0,5\%) / 20 \approx 250 \text{ Ом.}$$

Ввиду того, что разница полных электрических сопротивлений, а также разница сопротивлений плеч R<sub>1-3</sub> потенциометра прибора-аналога и



исследуемого потенциометра сопоставимы с величиной сопротивления одного витка обмотки исправного потенциометра, можно сделать вывод о наличии между клеммами «1» и «3» короткозамкнутого участка обмотки, по своей длине не превышающего одного витка, вследствие чего достоверно определить положение щетки потенциометра по величине сопротивления плеча  $R_{1-3}$  не представляется возможным.

В силу вышеназванных причин, определение положения щетки потенциометра исследуемого указателя высоты и, как следствие, определение выставленного на приборе значения барометрического давления на уровне земли, производилось путем сравнения величин сопротивлений плеч  $R_{2-3}$  потенциометра указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652 и потенциометра прибора-аналога, выставленного в положение соответствующее давлению 745 мм.рт.ст.

В ходе исследования было определено, что разница сопротивлений участков  $R_{2-3}$  исследуемого потенциометра и потенциометра прибора-аналога составляет 9...12 Ом. В соответствии с маркировкой, имеющейся на статоре исследуемого потенциометра, его номинальное сопротивление составляет 5000 Ом, а допустимое отклонение от номинального сопротивления составляет  $\pm 0,5\%$ , что в абсолютных величинах составляет  $(5000 \cdot (\pm 0,5)) / 100 = \pm 25$  Ом. Как видно, разница сопротивлений участков  $R_{2-3}$  исследуемого потенциометра и потенциометра прибора-аналога не превышает величины допустимого отклонения от номинального сопротивления потенциометра, что позволяет сделать вывод об идентичности положений их щеток относительно обмоток статоров. В силу же того, что положение щетки потенциометра прибора-аналога соответствует выставленному на указателе давлению 745 мм.рт.ст., можно сделать заключение о том, что на указателе высоты УВО-15М1Б № 1196652 было выставлено такое же значение барометрического давления на уровне земли.

С целью определения причины возникновения замыкания участка статорной обмотки потенциометра выполнена его частичная разборка



(рисунок 1.21). Оптико-визуальным исследованием установлено, что внутри корпуса потенциометра, на участке, близлежащем месту разрушения корпуса, на поверхности статорной обмотки присутствуют посторонние частицы (рисунок 1.22), как металлической, так и неметаллической природы (определено при помощи магнита), и следы грунта. Наиболее вероятно попадание посторонних частиц внутрь корпуса потенциометра произошло после его разрушения, в процессе общего разрушения конструкции указателя высоты. Сама обмотка механических повреждений, разломачивания, следов износа не имеет. Проверка величины полного электрического сопротивления ( $R_{1-2}$ ) после удаления с обмотки посторонних частиц (при демонтированном роторе потенциометра) показала, что она составляет  $\approx 5000$  Ом, т.е. соответствует требованиям технических условий.

Таким образом, в результате проведенного исследования указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652 установлено, что на сохранившихся элементах его конструкции признаков неисправностей, способных привести к отказу прибора в последнем полете самолета, не имеется. В момент столкновения самолета с препятствием элементами конструкции указателя высоты зафиксированы показания выставленного барометрического давления у земли, составившие  $\approx 745$  мм.рт.ст.

### **1.3. Исследование неидентифицированного указателя**

Среди поступивших на исследование аэрометрических приборов находился указатель, идентифицировать который на месте авиационного происшествия не представилось возможным. Членами технической комиссии по расследованию АП было сделано предположение о принадлежности данного указателя к группе аэрометрических приборов самолета, вследствие чего он был направлен на исследование с целью определения его показаний (высоты, барометрического давления у земли), зафиксированных в момент разрушения конструкции прибора.





Рисунок 1.21 – Вид потенциометра ППМФ-ИМ-5±0,5±0,1-2 после его частичной разборки



Рисунок 1.22 – Посторонние частицы (указаны стрелками) на обмотке потенциометра ППМФ-ИМ-5±0,5±0,1-2, обнаруженные при его частичной разборке (а) и после их извлечения (б)



Вид указателя в состоянии поступления на исследование представлен на рисунке 1.23.

В ходе внешнего осмотра было установлено, что представленный на исследование указатель находится в разрушенном состоянии. Корпус прибора имеет многочисленные механические повреждения в виде глубоких вмятин, сквозных разрывов, деформаций. Лицевая часть прибора разрушена полностью. Идентификационный шильдик с наименованием и номером указателя отсутствует. Каких-либо надписей, позволяющих идентифицировать прибор, не имеется. На тыльной стороне корпуса сохранился штепсельный разъем, по которому, в дальнейшем, специалистами авиакомпания, эксплуатирующей самолеты типа Ту-154М, была выполнена идентификация прибора. По результатам идентификации было сделано заключение о том, что представленный на исследование прибор является одним из указателей топливомера СУИТ4-1Т или МРТ1-2Т, и не относится к группе аэрометрических приборов самолета.

Основываясь на результатах идентификации указателя, рабочей группой было принято решение о прекращении его дальнейшего исследования, вследствие того, что указанный прибор не может содержать интересующую информацию.

#### Выводы:

1. На элементах конструкции высотомера ВМ-15ПБ № 1188008 признаков неисправностей, способных привести к отказу прибора в последнем полете самолета, не имеется. В момент столкновения самолета с препятствием элементами конструкции высотомера зафиксированы показания выставленного барометрического давления у земли, составившие  $\approx 745$  мм.рт.ст.

2. На сохранившихся элементах конструкции указателя высоты УВО-15М1Б № 1196652 признаков неисправностей, способных привести к отказу прибора в последнем полете самолета, не имеется. В момент столкновения самолета с препятствием элементами конструкции указателя





а



б



в

Рисунок 1.23 - Вид указателя топливомера в состоянии поступления на исследование: а-в – виды с разных сторон



высоты зафиксированы показания выставленного барометрического давления у земли, составившие  $\approx 745$  мм.рт.ст.

3. Неидентифицированный указатель является одним из указателей топливомера СУИТ4-1Т или МРТ1-2Т и информации о барометрической высоте полета и выставленном барометрическом давлении у земли не несет.

Начальник научно-исследовательского отдела

ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»



П. Сковытин

Начальник научно-исследовательского отдела

ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»



И. Зелинский

Начальник научно-исследовательской летающей лаборатории

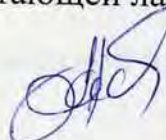
ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»



А. Супружников

Начальник научно-исследовательской летающей лаборатории

ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»

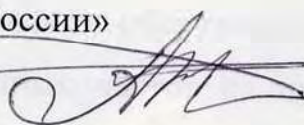


А. Шемякин

Старший научный сотрудник

ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»

кандидат технических наук



С. Малопевный

**Раздел 2. Результаты исследования технического состояния радиоэлектронного оборудования самолета Ту-154М б/н 101 Республики Польша**

**2.1. Объект исследования**

Объектом исследования являются приборы и агрегаты пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования:

1. Пульт управления аппаратуры АРК-15М, заводской номер Е9905.
2. Приемник аппаратуры АРК-15М, заводской номер Е9905.
3. Приемник аппаратуры АРК-15М, заводской номер И549.
4. Радиомагнитный индикатор РМИ-2Б, заводской номер 480638.
5. Радиомагнитный индикатор из состава РМИ-2Б, без номера.
6. Указатель высоты А-034-4 № 1.
7. Указатель высоты А-034-4 № 2.
8. Приемопередатчик ПП-5М1Д1, заводской номер 72041.
9. Приемопередатчик ПП-5М1Д1, заводской номер 72045.

**2.2. Цель исследования:**

1. Определение признаков отказа оборудования.
2. Определение выставленных частот на пульте управления и приемников из состава системы АРК-15М.
3. Определение показаний радиомагнитных индикаторов РМИ-2Б (КУР, курс).
4. Определение значений опасной высоты выставленных на указателях высоты А-034-4.

**2.3. Результаты исследования**

В процессе исследования были выполнены следующие работы:



- внешний осмотр приборов;
- фотографирование приборов;
- анализ внешних повреждений и оценка их влияния на работоспособность приборов;
- вскрытие корпусов приборов и их частичная разборка;
- определение взаимного положения подвижных деталей и элементов;
- анализ взаимного положения подвижных деталей и элементов, зафиксированных деформацией, определение частот настройки ПУ и ПРМ АРК-15М; определение показаний радиомагнитных индикаторов РМИ-2Б (КУР, курс).

### **2.3.1. Исследование пульта управления аппаратуры АРК-15М (ПУ АРК-15М) зав. № Е 9905**

Внешний вид ПУ АРК-15М в момент поступления на исследование представлен на рисунке 2.1.

Поступивший на исследование ПУ АРК-15М имеет значительные механические повреждения и загрязнения. Корпус пульта сильно деформирован, в связи с этим проведение каких-либо проверок на работоспособность не представляется возможным.

На передней панели пульта органы управления и индикации находятся в следующем состоянии:

1. Переключатель рода работы с положениями: «ВЫКЛ», «КОМПАС», «АНТЕННА», «РАМКА» деформирован вследствие воздействия на него нагрузки ударного типа в направлении сверху вниз и справа налево (↙) и находится в положении «ВЫКЛ» (рисунок № 2.2).





Рисунок 2.1 - Внешний вид ПУ АРК-15М в момент поступления на исследование

2. Потенциометр «ГРОМКОСТЬ» отсутствует. Внешний вид посадочного места потенциометра (рисунок № 2.3) свидетельствует о воздействии на него нагрузки ударного типа в направлении сверху вниз и справа налево, вследствие чего потенциометр был вырван с посадочного места.





Рисунок № 2.2 – Вид переключателя  
рода работ на ПУ



Рисунок № 2.3 - Вид посадочного  
места потенциометра

3. Тумблер «ТЛГ-ТЛФ» находится в положении «ТЛФ». (рисунок № 2.4)

4. Тумблер «I» и «II» «КАНАЛЫ» в положении «I». (рисунок № 2.5)



Рисунок № 2.4 – Вид тумблера  
«ТЛГ-ТЛФ»



Рисунок № 2.5 – Вид тумблера «I» и  
«II» «КАНАЛЫ»

5. Кнопки «РАМКА» и «УПРАВЛЕНИЕ» находятся на своих посадочных местах.

6. Наборные устройства «I» (левое) и «II» (правое) каналов имеют следы механического воздействия. Кожухи электромеханических узлов наборных устройства деформированы (рисунок № 2.1).



На левом наборном устройстве (рисунок № 2.6) ручка «сотен килогерц» повернута таким образом, что в вырезе окна оси «сотен кГц» находится цифра «6».

Ручка «десятков килогерц» повернута таким образом, что в вырезе окна оси «десятков кГц» находится цифра «3».

Ручка «единиц килогерц» повернута таким образом, что в вырезе окна оси «единиц кГц» находится цифра «0».



Рисунок № 2.6 – Вид наборного устройства «I» (левое)

На правом наборном (рисунок № 2.7) устройстве ручка сотен килогерц повернута таким образом, что в вырезе окна оси «сотен кГц» находится цифра «3».

В вырезе окна оси «десятков кГц» визуально не определяется положение оси «десятков кГц». Ручка «единиц килогерц» повернута таким образом, что в вырезе окна оси «единиц кГц» находится цифра «6,5».

Отсутствует арматура и лампочка подсвета индикации переключения на левом наборном устройстве. Остатки арматуры лампочки и повреждения защитного кожуха НУ свидетельствуют о воздействии на левую часть передней панели нагрузки ударного типа в направлении сверху вниз и слева направо.





Рисунок № 2.7 – Вид наборного устройства «II» (правое)

Предварительный анализ положения органов управления и индикации показывает, что радиочастота настройки левого наборного устройства - 630 кГц.

По положению ручек частот настройки правого наборного устройства визуально определяются только ручки «сотни килогерц» - «3» и «десятки килогерц» - «6,5».

Для определения взаимного положения подвижных деталей и элементов наборных устройств, анализа их взаимного положения зафиксированных деформацией, определения частот настройки произведено препарирование ПУ.

Расположение ламп подсвета ПУ показано на рисунке № 2.8.

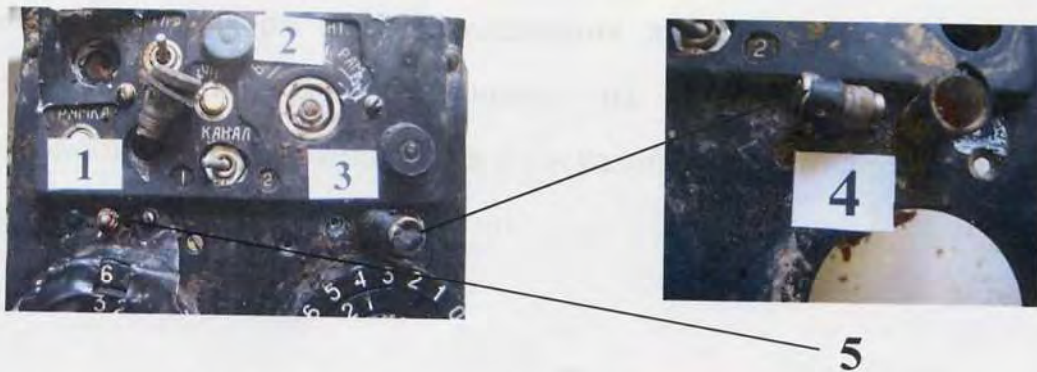


Рисунок № 2.8 – Расположение ламп подсвета индикации на ПУ

На ПУ имеются 4 из 5 лампы накаливания подсвета ПУ. Под номерами №1, №2, №3 лампы накаливания подсвета пульта управления. Под номерами № 4 и № 5 лампы накаливания подсвета наборных устройств и индикации переключения каналов «I» или «II». Лампа накаливания подсвета № 5 на «I» (левом наборном) устройстве отсутствует (сорвана у основания) в результате воздействия ударной нагрузки.

*Примечание: В соответствии с Техническим описанием и инструкцией по эксплуатации автоматического радиоконпаса АРК-15М напряжение, подводимое к ПУ от системы централизованного подсвета, подается на лампы подсвета ПУ (лампы №1, №2, №3) во всех положениях переключателя рода работы, кроме «ВЫКЛ», а на лампы подсвета наборных устройств (лампы № 4 и № 5) подается в соответствии с положением переключателя «КАНАЛЫ».*

Внешний вид поступивших на исследование ламп № 1, 2, 3, 4 и их нитей накаливания представлен на рисунке № 2.9.

С целью определения признаков включенного состояния ламп, установленных в ПУ АРК-15М, в момент воздействия на них ударных нагрузок в процессе разрушения конструкции самолета, выполнен оптико-визуальный анализ состояния их нитей накаливания.

Исследование проводилось путем визуального анализа изменения геометрических форм нити накаливания лампы в момент приложения ударной нагрузки. Метод основан на различии упругих свойств вольфрамовой нити, находящейся в раскаленном (под напряжением) или в холодном (обесточенном) состоянии.





Рисунок № 2.9 – Внешний вид ламп накаливания (№1, №2, №3, №4) и их нитей накаливания

Данный метод применим к лампам, у которых сохраняется стеклянная колба. Признаками включенного состояния ламп накаливания при воздействии ударных нагрузок являются:



вытяжка спирали нити накаливания (увеличение шага намотки спирали);

деформация витков спирали и увеличение шага ее намотки на участках касания держателей;

смещение места изгиба спирали от держателя за счет увеличения длины нити.

На рисунке 2.10, в качестве примера, показаны нити накаливания вакуумных ламп типа СМ-28, имеющие признаки включенного и обесточенного состояния в момент воздействия ударной нагрузки.



а



б

Рисунок № 2.10 - Вид нитей накаливания вакуумных ламп типа СМ-28, имеющих признаки включенного (а) и обесточенного (б) состояния

Исследование нитей накаливания ламп табло производилось с использованием микроскопа МБС-10, оснащенного телевизионной камерой VZC-744.

Оптико-визуальный анализ состояния нитей накаливания ламп подсвета индикации на ПУ показал, что изменений геометрических форм и размеров они не имеют, и, следовательно, в момент столкновения самолета с препятствием нити накаливания находились в обесточенном состоянии (не горели) (рисунок 2.9).



Определение частоты настройки наборных устройств проводилось путем сравнения положения контактной группы оси «сотен килогерц», «десятков кГц» и «единиц килогерц» с контактной группой пульта аналога.

Результат реконструкции радиочастоты настройки левого наборного устройства представлен на рисунках 2.11-2.13.



а



б

Рисунок 2.11 – Реконструкция контактной группы «сотен кГц» наборного устройства пульта аналога по контактной группе исследуемого наборного устройства аналога (а) и аварийного (б)



а



б

Рисунок 2.12 – Реконструкция контактной группы «единиц и десятков кГц» наборного устройства пульта аналога по контактной группе исследуемого наборного устройства аналога (а) и аварийного (б)





аналог



аварийный

Рисунок 2.13 – Полученное значение частоты настройки на наборном устройстве пульта аналога в результате реконструкции

Результат реконструкции радиочастоты настройки правого наборного устройства представлен на рисунках 2.14 - 2.16.



а



б

Рисунок 2.14 – Реконструкция контактной группы «сотен кГц» правого наборного устройства пульта аналога по контактной группе исследуемого наборного устройства аналога (а) и аварийного (б)





а



б

Рисунок 2.15 – Реконструкция контактной группы «единиц и десятков кГц» правого наборного устройства пульта аналога по контактной группе исследуемого наборного устройства аналога (а) и аварийного (б)



аналог



аварийный

Рисунок 2.16 – Полученное значение частоты настройки на правом наборном устройстве пульта аналога в результате реконструкции

Из анализа положения контактных групп НУ установлено, что на момент исследования положения контактной группы НУ «I» (левый) канала соответствует 630 кГц. Положения контактной группы НУ «II» (правый) канала соответствует 306,5 кГц.

В процессе препарирования ПУ, при попытке проверить переключатель рода работ, при незначительном усилии, направленном в сторону положения «КОМПАС» произошло отделение ручки с частью штока (рисунок № 2.17) от галетного переключателя.





Рисунок № 2.17- Вид переключателя в месте его разрушения

Визуально-оптическим исследованием ручки ПУ с фрагментом штока и его ответной части, оставшейся в галетном переключателе, установлено следующее. На ручке переключателя имеется забоина с оттеснением материала ручки наружу, образовавшаяся в результате действия внешней нагрузки ударного характера (рисунок № 2.18). Шток переключателя деформирован и разрушен. Разрушение штока произошло в результате действия однократно приложенной нагрузки превысившей его прочность. Направление деформации штока свидетельствует о воздействии на него внешних нагрузок направленных сверху вниз (изгиб) и незначительно справа налево (кручение). При этом следует отметить, что направления действия нагрузок приведших к деформации штока и образованию забоины на ручке переключателя совпадают. Этот факт, а также наличие забоины на правой щеке ручки переключателя свидетельствуют о том, что на момент разрушения шток переключателя с



ручкой находились в положении соответствующем рабочему положению ручки ПУ АРК-15М - «КОМПАС». В случае нахождения ручки переключателя в положении «ВЫКЛ» характер и направление деформаций штока ручки и забоины на ручке ручки были бы иными.

Забоина с  
оттеснением  
материала  
ручки  
наружу



Рисунок № 2.18 – Ручка переключателя рода работ

Таким образом, на момент разрушения ПУ АРК-15М его органы управления и индикации находились в следующих положениях:

1. Переключатель рода работы с положениями: «ВЫКЛ», «КОМПАС», «АНТЕННА», «РАМКА» находится в положении «КОМПАС».

3. Тумблер «ТЛГ-ТЛФ» находится в положении «ТЛФ».

4. Тумблер «I» и «II» «КАНАЛЫ» в положении «I».

5. Вид нити накаливания ламп подсвета №1, №2, №3, №4 характерен для нити накаливания находящейся в обесточенном состоянии.

6. Радиочастота настройки «I» канала (левого) наборного устройства -630 кГц.



7. Радиочастота настройки «П» (правого) наборного устройства -306,5 кГц

8. Признаков отказа ПУ АРК-15М в полете не установлено.

### 2.3.2. Исследование приемника АРК-15М (ПРМ АРК-15М) зав. № Е 9905

Внешний вид ПРМ АРК-15М № Е 9905 в момент поступления на исследование представлен на рисунке № 2.19.

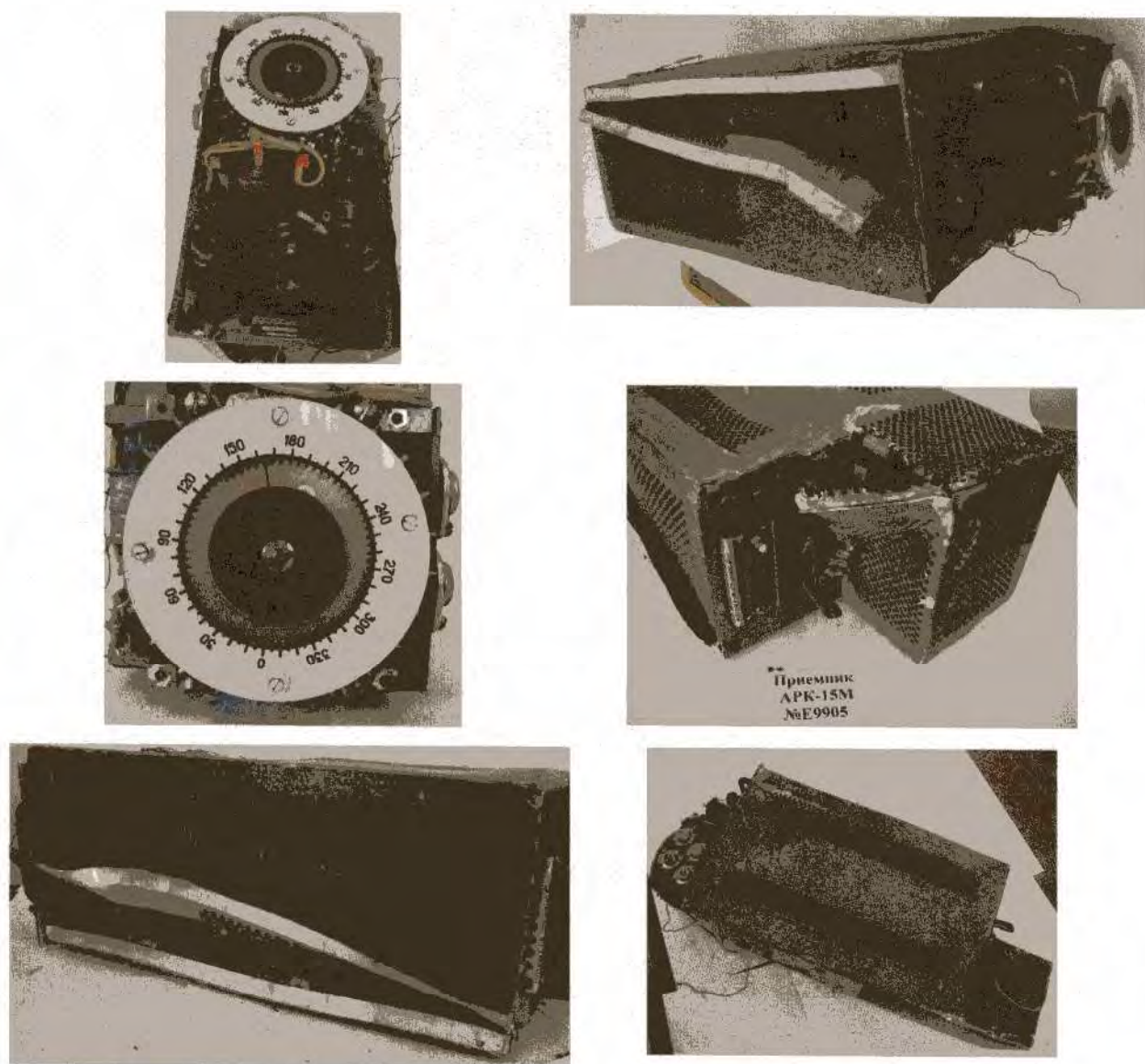


Рисунок № 2.19 - Внешний вид ПРМ АРК-15М № Е 9905 в момент поступления на исследование



Поступивший на исследование ПРМ АРК-15М № Е 9905 имеет механические повреждения. Корпус ПРМ деформирован, в связи с этим проведение каких-либо проверок на работоспособность не представляется возможным.

Показание КУР индикатора блока гониометра ПРМ АРК-15М № Е9905, на момент исследования, составляет  $\approx 165^{\circ}$  (рисунок № 2.20).

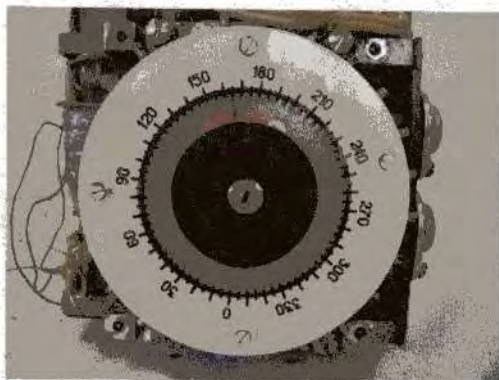


Рисунок № 2.20 - Показание индикатора блока гониометра (БГ) ПРМ АРК-15М № Е9905

Кинематическая система БГ обладает большой инерционностью. При значительном изменении воздушным судном КУР средняя скорость его индикации составляет 30 град/ в секунду. Таким образом, при пропадании питающих напряжений продолжается вращения стрелки прибора по инерции.

Определить положение стрелок КУР ПРМ АРК-15М № Е9905 на момент пропадания питающих напряжений не представляется возможным.

Признаков отказа ПРМ АРК-15М № Е9905 в полете не установлено.

### **2.3.3. Исследование приемника АРК-15М (ПРМ АРК-15М) зав. № И549**

Внешний вид ПРМ АРК-15М № И549 в момент поступления на исследование представлен на рисунке 2.21.



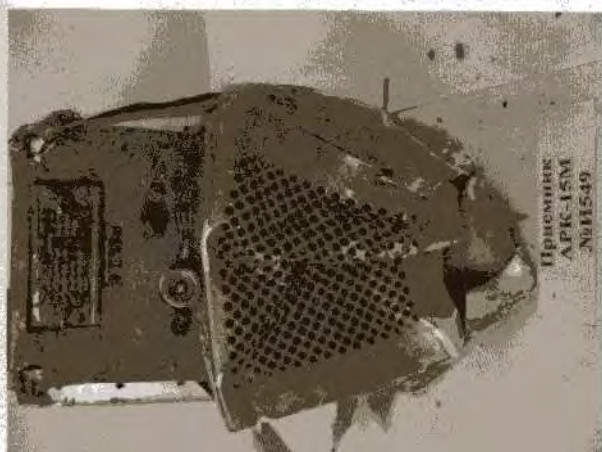


Рисунок № 2.21 - Внешний вид ПРМ АРК-15М № И549 в момент поступления на исследование

Поступивший на исследование ПРМ АРК-15М № И549 имеет значительные механические повреждения. Корпус ПРМ сильно деформирован, блок гониометра разрушен, в связи с этим проведение каких-либо проверок на работоспособность не представляется возможным.

Для определения показания индикатора БГ проведена реконструкция взаимного положения шкалы датчика и стрелки БГ (рисунок № 2.22).



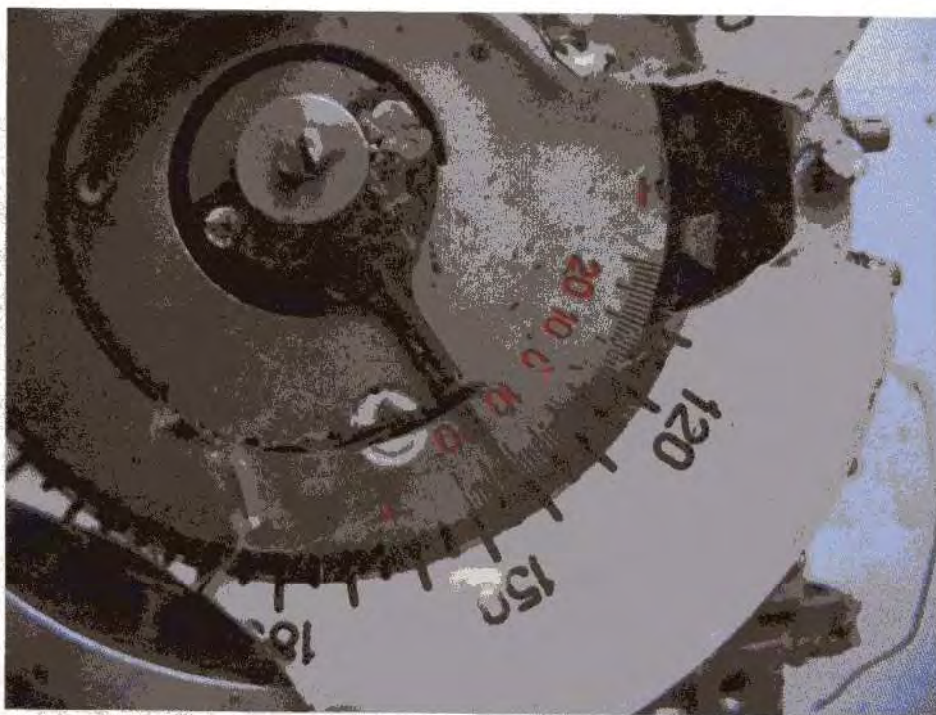


Рисунок № 2.22 - Реконструкция взаимного положения шкалы датчика и стрелки блока гониометра

В результате реконструкции установлено, что положение стрелки на момент разрушения соответствует КУР  $\approx 140^{\circ}$ .

Так как кинематическая система блока гониометра обладает большой инерционностью, определить положение стрелки КУР ПРМ АРК-15М № И549 на момент пропадания питающих напряжений не представляется возможным.

Признаков отказа ПРМ АРК-15М № И549 в полете не установлено.

#### **2.3.4. Исследование радиомагнитного индикатора РМИ-2Б зав. № 480638.**

Внешний вид РМИ-2Б № 480638 в момент поступления на исследование представлен на рисунке № 2.23.





Рисунок № 2.23 - Внешний вид РМИ-2Б № 480638 в момент поступления на исследование

Поступивший на исследование РМИ-2Б № 480638 имеет значительные механические повреждения и загрязнения. Корпус индикатора сильно помят, в связи с этим проведение каких-либо проверок на работоспособность не представляется возможным.

На передней панели РМИ-2Б органы управления и индикации находятся в следующем состоянии:



1. Переключатель режимов работы «1» стрелки индикатора находится в положении «АРК-1»;
2. Переключатель режимов работы «2» стрелки индикатора находится в положении «РСБН»;
3. Положение «1» стрелки (1) соответствует  $KУР1 \approx 162^{\circ}$ ;
4. Положение «2» стрелки (2) соответствует  $KУР2 \approx 120^{\circ}$ ;
5. Магнитный курс  $\approx 165^{\circ}$ .

Признаков отказа в полете РМИ-2Б № 480638 не имеет.

### 2.3.5 Исследование радиомагнитного индикатора РМИ-2Б б/н.

Внешний вид РМИ-2Б б/н, в момент поступления на исследование, представлен на рисунке № 2.24.

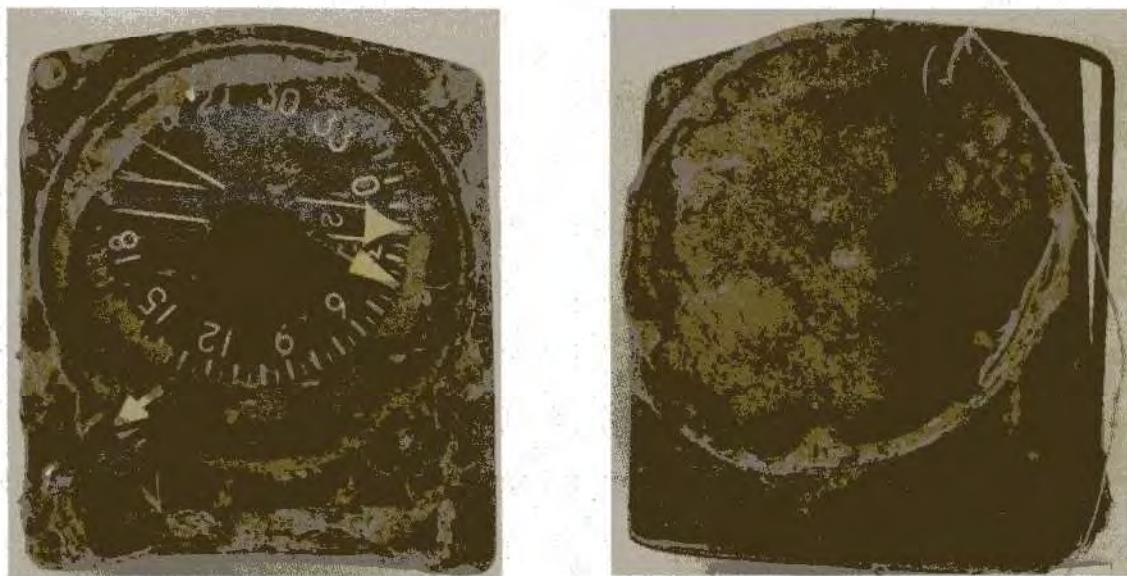


Рисунок № 2.24 - Внешний вид РМИ-2Б б/н в момент поступления на исследование

Поступивший на исследование РМИ-2Б б/н имеет значительные механические повреждения, внутренняя его часть наполнена грунтом.



Электромеханическая часть индикатора отсутствует, в связи с этим проведение каких-либо проверок на работоспособность не представляется возможным. Так как электромеханическая часть индикатора отсутствует, то стрелки 1 и 2, подвижная шкала указателя магнитного курса на момент исследования находятся в произвольном положении. Информационных признаков на элементах конструкции указателя (отпечатков стрелок, «теней», надиров, свидетельствующих о перемещении стрелок относительно шкалы, и подвижной шкалы) позволяющих определить значения КУР и магнитного курса на момент обесточивания прибора нет.

Положение переключателей режимов работы «1» и «2» стрелок визуально определить невозможно по причине их механического повреждения.

### **2.3.6 Исследование указатель высоты А-034-4 № 1**

Внешний вид А-034 №1 в момент поступления на исследование представлен на рисунке № 2.25.

Поступивший на исследование А-034-4 №1 имеет значительные механические повреждения и загрязнения. Кожух указателя отсутствует, поэтому заводской номер указателя определить не представляется возможным. Корпус индикатора сильно деформирован, стекло панели, электрический соединитель отсутствует, в связи с этим проведение каких-либо проверок на работоспособность не представляется возможным.



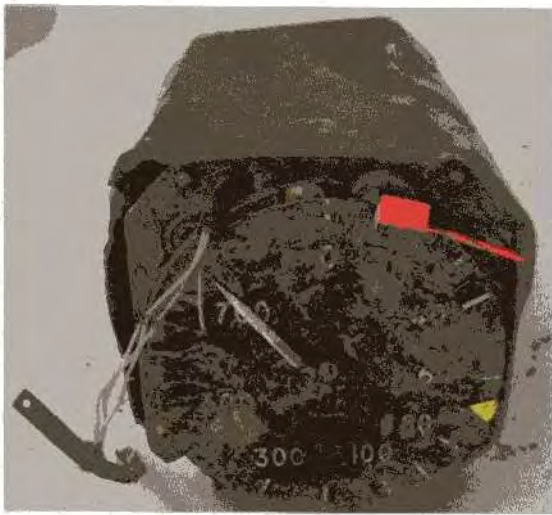


Рисунок № 2.25 - Внешний вид А-034 №1 в момент поступления на исследование



Рисунок № 2.26 - Внешний вид передней панели указателя А-034 №1 в момент поступления на исследование



На передней панели индикатора высоты органы управления и индикации находятся в следующем состоянии (рисунок № 2.26):

- отсутствует кнопка «ТЕСТ» и лампа сигнализации опасной высоты полета со светофильтром желтого цвета, совмещенная с ручкой установки индекса опасной высоты полета;

- указатель индекса опасной высоты находится в положении  $\approx 68$  метров;

- стрелка указателя высоты имеет излом у основания и находится в положении около 750 метров (рисунок № 2.27).



Рисунок № 2.27 – Расположение стрелки указателя высоты на шкале циферблата

Для определения положения стрелки указателя высоты до ее излома проведена реконструкция взаимного положения шкалы и стрелки указателя (рисунок № 2.28).





Рисунок № 2.28 – Реконструкция взаимного положения шкалы и стрелки указателя

В результате реконструкции установлено, что стрелка указателя до излома находилась в положении около 630 - 650 метров.

*Примечание: В соответствии с Руководством по технической эксплуатации РВ-5М при углах крена и тангажа объекта более 20° погрешность высоты полета увеличивается за счет наклонной дальности.*

В результате препарирования А-034-4 оптико-визуальным методом исследования установлено:

- левая верхняя и нижняя втулка деформированы;
- на плате № И0708930 присутствуют фрагменты грунта.

Информативных признаков на элементах конструкции указателя: отпечатков стрелки задатчика опасной высоты, закопченностей, надиров, позволяющих определить значение выставленной опасной высоты на момент обесточивания прибора, не имеется.

Признаков нарушения монтажа электрорадиоэлементов и отказов в полете исследуемого указателя А-034-4 № 1 не имеется.



### 2.3.7 Указатель высоты А-034-4 № 2

Внешний вид А-034 №2 в состоянии поступления на исследование представлен на рисунке № 2.29.

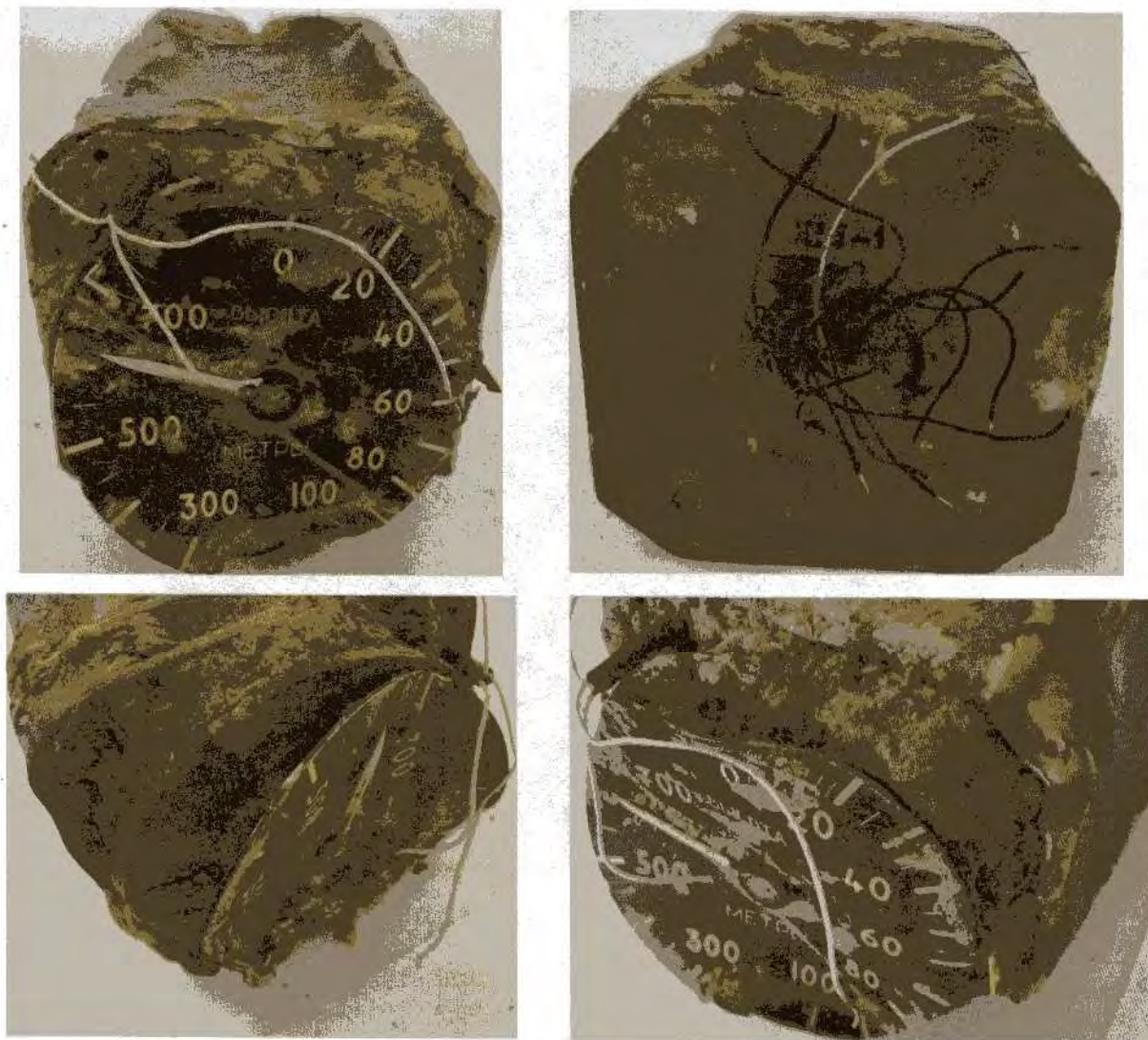


Рисунок № 2.29 - Внешний вид А-034 № 2 в момент поступления на исследование

Поступивший на исследование А-034-4 № 2 имеет значительные механические повреждения и загрязнения. Кожух указателя отсутствует, поэтому заводской номер указателя определить не представилось возможным. Корпус индикатора сильно деформирован и забит грунтом, стекло панели, электрический соединитель отсутствует, в связи с этим



проведение каких-либо проверок на работоспособность не представилось возможным.

На передней панели индикатора высоты органы управления и индикации находятся в следующем состоянии (рисунок № 2.30):



Рисунок № 2.30 - Внешний вид передней панели указателя А-034 №2 в момент поступления на исследование

- отсутствует кнопка «ТЕСТ» и лампа сигнализации опасной высоты полета со светофильтром желтого цвета, совмещенная с ручкой установки индекса опасной высоты полета;
- указатель индекса опасной высоты изогнут, находится в положении между 50 и 60 метров;
- стрелка указателя высоты находится в положении около 630 метров (рисунок № 2.31);



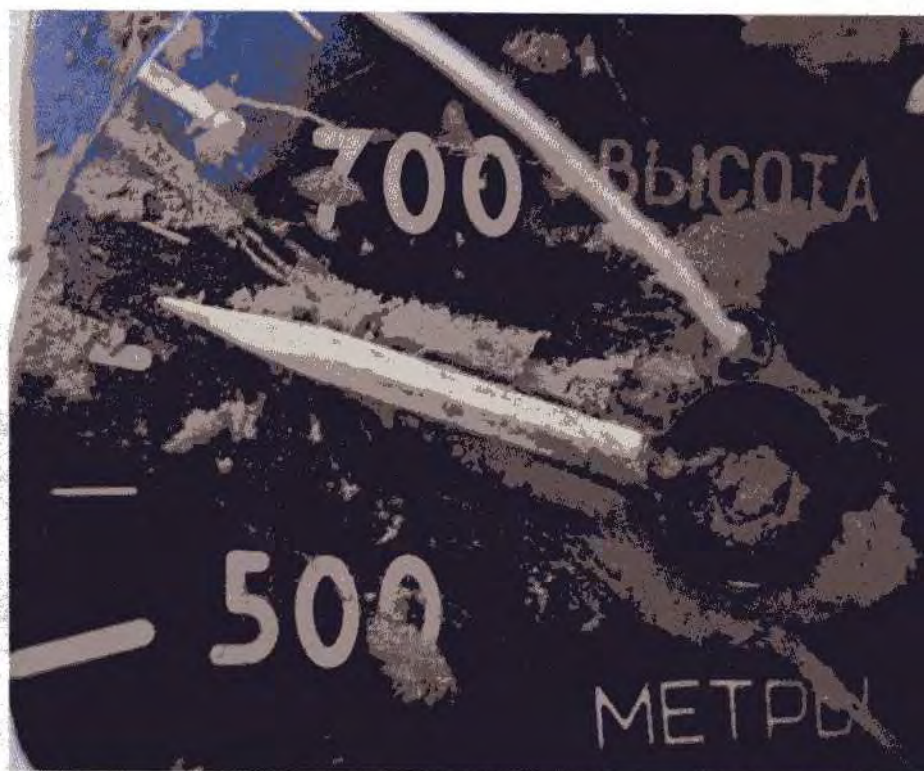


Рисунок № 2.31 – Расположение стрелки указателя высоты на шкале циферблата

- шкала указателя деформирована, нижний (в большей степени) и верхний (в меньшей степени) ее край имеет загиб в наружную сторону.

Для определения положения стрелки указателя высоты и положения задатчика высоты проведено препарирование указателя (рисунок № 2.32).



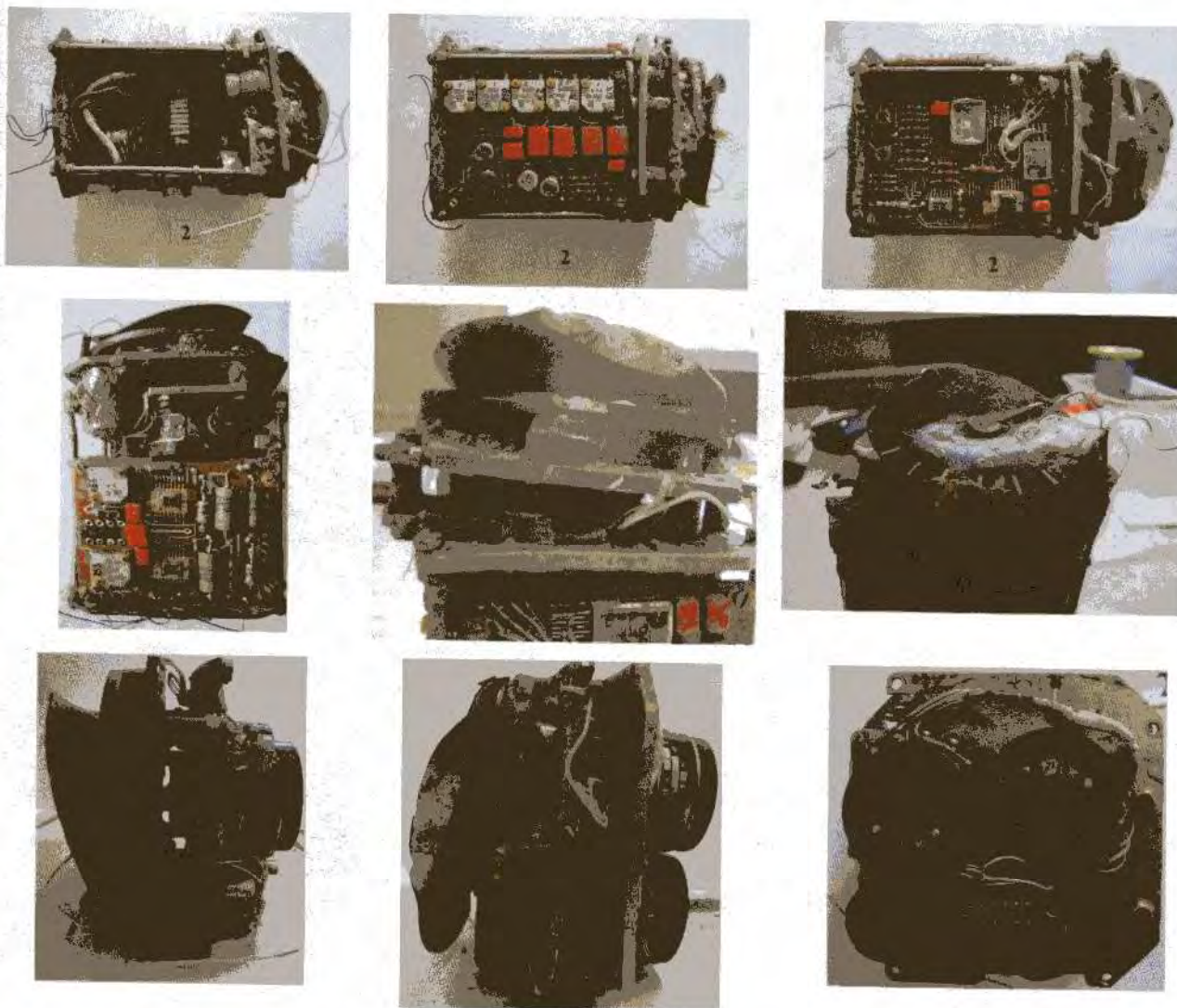


Рисунок № 2.32 – Препарирование указателя А-034-4 № 2

После препарирования А-034-4 № 2 оптико-визуальным методом исследования установлено:

- на печатных платах, в задней и передней части указателя (особенно) присутствуют следы грунта;
- указатель индекса опасной высоты сорван с места крепления его к кинематическому механизму.

Признаков отказов, нарушения монтажа электрорадиоэлементов указателя не имеется.



Для определения положения указателя индекса опасной высоты проведена реконструкция взаимного положения шкалы и указателя индекса опасной высоты (рисунок № 2.33).

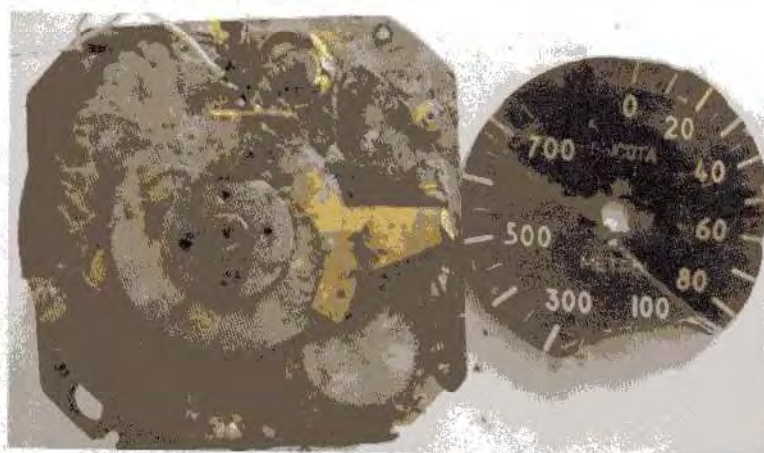


Рисунок № 2.33 - Реконструкция взаимного положения шкалы и указателя индекса опасной высоты

Далее проводилось опико-визуальное исследование шкалы и стрелки задатчика опасной высоты указателя высоты А-034-4 № 2. В результате исследование установлено, что на краю шкалы указателя в районе рисок с внешней стороны, соответствующих показанию указателя 60 – 70 м, имеются забоины со смятием материала шкалы. Расстояние между забоинами по длине сектора шкалы сопоставимо с шириной стрелки задатчика опасной высоты (рисунок № 2.34). На самой стрелке с внешней стороны имеется деформация материала стрелки (вмятина) и трещина, образовавшиеся в результате ударного воздействия (рисунок № 2.35). Ударная нагрузка на стрелку задатчика опасной высоты была направлена



снизу вверх и справа налево. Ее воздействие привело к образованию забоин от стрелки задатчика на шкале указателя, при нахождении стрелки в положении примерно 60 – 65 м, и дальнейшему смещению стрелки вверх до положения по шкале 50 – 55 м.



Рисунок № 2.34 – Повреждения нанесенные стрелкой задатчика опасной высоты шкале указателя (показаны стрелками)



Рисунок № 2.35 - Повреждения стрелки задатчика опасной высоты



Таким образом значение опасной высоты, выставленное на А-034-4 № 2, составляет  $\approx 60 - 65$  метров.

Признаков отказа А-034-4 № 2 в полете не установлено.

### 2.3.8. Исследование приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 зав. № 72041

Внешний вид приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 зав. № 72041 в момент поступления на исследование представлен на рисунке № 2.36.



Рисунок № 2.36 - Внешний вид приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 зав. № 72041 в момент поступления на исследование



Поступивший на исследование ПП-5М1Д1 зав. № 72041 имеет значительные механические повреждения и загрязнения. Корпус пульта сильно деформирован, в связи с этим проведение каких-либо проверок на работоспособность не представляется возможным.

Для определения признаков отказа ПП-5М1Д1 зав. № 72041 в полете проведено препарирование приемопередатчика. Внешний вид приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 зав. № 72041 после препарирования показан на рисунке № 2.37.

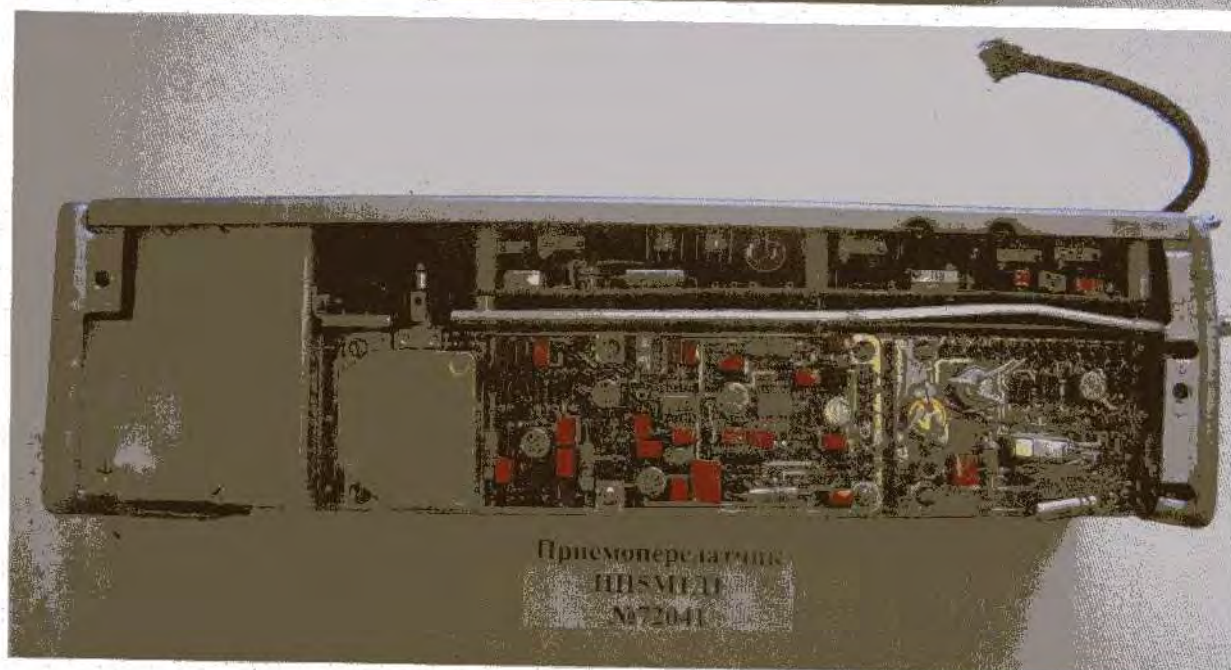


Рисунок № 2.37 - Внешний вид приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 зав. № 72041 после препарирования

В процессе оптико-визуального исследования установлено, что признаков нарушения монтажа электрорадиоэлементов, подгаров, электрических пробоев, отслоений токопроводящих дорожек печатные платы приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 зав. № 72041 не имеет. Таким образом признаки отказа в полете исследуемого приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 зав. № 72041 отсутствуют.

### **2.3.9. Исследование приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 зав. № 72045**

Внешний вид приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 зав. № 72045 в момент поступления на исследование представлен на рисунке № 2.38.

Поступивший на исследование ПП-5М1Д1 зав. № 72045 имеет значительные механические повреждения и загрязнения. Корпус пульта сильно деформирован, в связи с этим проведение каких-либо проверок на работоспособность не представляется возможным.





Рисунок № 2.38 - Внешний вид приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1, зав. № 72041 в момент поступления на исследование

Для определения признаков отказа ПП-5М1Д1, зав. № 72045 в полете проведено препарирование приемопередатчика. Внешний вид приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1, зав. № 72045 после препарирования показан на рисунке № 2.39.





Рисунок № 2.39 - Внешний вид приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1, зав. № 72045 после препарирования

В процессе опико-визуального исследования установлено, что признаков нарушения монтажа электрорадиоэлементов, подгаров проводников, электрических пробоев, отслоений и прогаров токопроводящих дорожек печатные платы и навесной монтаж приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1, зав. № 72045 не имеет. Таким образом признаки отказа в полете исследуемого приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1, зав. № 72045 отсутствуют.



## Выводы по разделу

1. В процессе исследования пульта управления аппаратуры АРК-15М заводской номер Е9905, приемника аппаратуры АРК-15М заводской номер Е9905, приемника аппаратуры АРК-15М заводской номер И549, радиоманитного индикатора РМИ-2Б заводской номер 480638, радиоманитного индикатора из состава РМИ-2Б без номера, указателя высоты А-034-4 №1, указателя высоты А-034-4 №2, приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 заводской номер № 72041, приемопередатчика радиовысотомера ПП-5М1Д1 заводской номер № 72045 признаков отказов оборудования не обнаружено.

2. Исследование пульта управления АРК-15М на предмет определения выставленных на наборных устройствах частот показало, что положения контактной группы НУ «I» (левый) канала соответствует 630 кГц. Положения контактной группы НУ «II» (правый) канала соответствует 306,5 кГц.

2. На момент разрушения переключатель рода работ на ПУ АРК-15М находился в положении «КОМПАС».

3. Разрушение нитей накаливания ламп подсвета ПУ АРК-15М характерно для их обесточенного состояния.

4. Определить положение стрелок КУР приемников АРК-15М № Е9905 и № И549 на момент пропадания питающих напряжений не представляется возможным по причине большой инерционности кинематической системы блока ганиометров.

На момент разрушения приемников АРК-15М № Е9905 и № И549 положение стрелок КУР  $\approx 165^{\circ}$  и  $\approx 140^{\circ}$  соответственно.

5. Показания радиоманитного индикатора РМИ-2Б № 480638 на момент разрушения:

Положение «1» стрелки (1) соответствует  $\text{КУР1} \approx 162^{\circ}$ ;

Положение «2» стрелки (2) соответствует  $\text{КУР2} \approx 120^{\circ}$ ;

Магнитный курс  $\approx 165^0$ .

6. Показания радиоманнитного индикатора, из состава РМИ-2Б без номера не определено.

7. Показания задатчика опасной высоты А-034-4:

А-034-4 №1 – не определено;

А-034-4 №2  $\approx 60-65$  метров.

Начальник научно-исследовательского отдела

ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»

кандидат технических наук



А. Рогаль

Заместитель начальника научно-исследовательского отдела

ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»



Д. Бурак

Начальник научно-исследовательской лаборатории

ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»



Е. Чернышов

Старший инженер

ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»



М. Омелянов

**ПРИЛОЖЕНИЕ**



ЗАМЕСТИТЕЛЬ ПРЕДСЕДАТЕЛЯ  
МЕЖГОСУДАРСТВЕННОГО  
АВИАЦИОННОГО КОМИТЕТА

Россия, 119017 Москва  
ул. Большая Ордынка, д.22/2/1  
Тел.: (495) 953-12-44  
Факс: (495) 953-35-08, 953-16-00  
Эл. почта: mak@mak.ru

Начальнику  
ФГУП "13 ГНИИ Минобороны России"  
генерал-майору  
Крутилину А.Г.

*02.08.10г. № 05-11-24/*

Уважаемый Александр Геннадьевич,

Техническая Комиссия Межгосударственного авиационного комитета (МАК) по расследованию катастрофы самолета Ту-154М б/н 101 Республики Польша, произошедшей 10 апреля 2010 года в районе аэродрома Смоленск "Северный", приняла решение о необходимости исследования ряда приборов (барометрические и радио высотомеры, аппаратура автоматического радиокompаса и т.д.) вышеуказанного самолета. Решение о проведении исследований согласовано с польской стороной.

В связи с изложенным, прошу Ваших указаний о проведении исследований на базе 13 ГНИИ МО РФ. Техническое задание и программа исследований будут согласованы с исполнителями в рабочем порядке.

Для участия в исследовании польская сторона выделила трех специалистов. Паспортные данные этих специалистов прилагаются. Прошу Вас оформить допуск указанных специалистов на территорию института.

Приложение: указанное на трех листах.

С уважением,

Председатель технической Комиссии МАК

*[Signature]* А.Н. Морозов

*Л.З.Е.Кич*  
*Организована*  
*к.и. Трапезникова*  
*2.08.10г.*

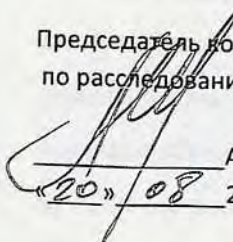
*Акт. 8 от 02*  
*к.и. Трапезникова*  
*2.08.10г.*

- 81 -  
*Трапезникова*  
*9.08.10г. 945*



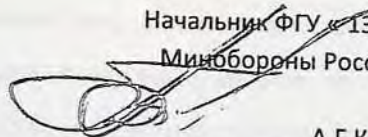
УТВЕРЖДАЮ

Председатель комиссии  
по расследованию АП

  
А.Н.Морозов  
«20» / 08 2010г.

СОГЛАСОВАНО

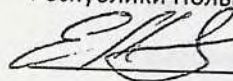
Начальник ФГУ «13 ГНИИ  
Миноборны России»

  
А.Г.Крутилин  
«23» / 8 2010г.

СОГЛАСОВАНО

Уполномоченный представитель

Республики Польша

  
г-н Эдмунд Клич (Edmund Klich)

20.08.2010г.

### ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ

на выполнение работ  
по исследованию оборудования самолета Ту-154М №101

2010г.



10 апреля 2010 года, в 6 часов 41 мин UTC (10 часов 41 мин местного времени), на аэродроме «Северный» г.Смоленск, при выполнении захода на посадку с курсом 259, на удалении порядка 1100 метров от торца ВПП 26 левее курса захода на 35 метров, произошло касание самолета в начале верхушки дерева на высоте 10,8 метра и отдельно стоящих групп деревьев, а затем, через 244 метра, левее продолженной оси ВПП на 61 метр, столкновение левой консолью крыла с деревом диаметром 30-36 см. на высоте 5 метров. При дальнейшем движении произошло отделение левой отъемной части крыла (ОЧК) от концевого обтекателя до нервюры № 31. ВС начало быстро крениться влево, перевернулось относительно продольной оси и на удалении порядка 520 метров от торца ВПП 26 столкнулось с землей.

На месте падения самолета было найдено и изъято следующее оборудование:

- из состава АРК-15М: приемники (зав.№№Е9905, И549), пульт управления зав.№Е9905;
- барометрический высотомер ВМ-15ПБ зав.№1188008;
- радиоманнитный индикаторы РМИ-2Б (зав.№480638, от второго РМИ обнаружен только показывающий индикатор без номера);
- из состава СВС-НП-15: указатель высоты УВО-15М1Б зав.№1196652 (номер идентифицирован по паспорту изд. УВО-15М1Б), шкала индикатора одного прибора ВБЭ-СВС (номер отсутствует), блок БСКА-Э-1 (зав.№1190100949);
- из состава радиовысотомера РВ-5: указатели высоты А-034-4 (зав.№№71941, 71948) (номера идентифицированы по паспорту изд. А-034-4), приемопередатчики ПП5М1Д1 (зав. №№72045, 72041);

#### 1. Цель выполнения работ.

Проведение комплекса работ по исследованию изъятых с места падения самолета приборов с целью получения следующих сведений:

- наличие признаков отказов оборудования;
- определение значения выставленного давления аэродрома на приборах ВМ-15ПБ и УВО-15М1Б, ВБЭ-СВС;
- определение выставленных частот приводных радиостанций аэродрома Смоленск «Северный» на пульте управления и приемников из состава системы АРК-15М;
- определения показаний радиоманнитного индикатора РМИ-2Б (КУР, Курс) и приемников из состава АРК-15М;

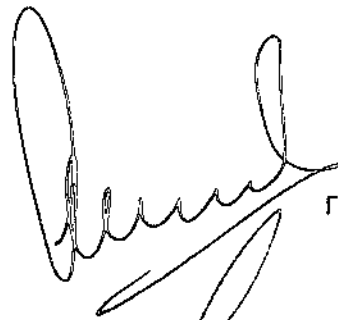
- определение значения высоты принятия решения на указателях высоты А-034-4 из состава радиовысотомера.

2. Работы проводятся на базе ГНИИ 13 МО РФ с участием МАК, ОАО «Туполев», представителей Республики Польша и, при необходимости, с привлечением разработчиков аппаратуры.

3. По результатам работ должны быть оформлены соответствующие Заключение.

4. Настоящее ТЗ может уточняться по согласованию сторон.

Заместитель Председателя  
технической комиссии МАК



Г..А. Ячменев

Председатель инженерно –  
технической подкомиссии



А.А. Талалакин

«УТВЕРЖДАЮ»

Начальник ФГУ  
«13 ГНИИ Минобороны России»  
генерал-майор

А. Крутилин

« 28 » 8 2010 г.

«СОГЛАСОВАНО»

Председатель комиссии  
по расследованию АП

А. Морозов

« 20 » 8 2010 г.

«СОГЛАСОВАНО»

Уполномоченный представитель  
Республики Польша

г-н Эдмунд Клих

« 20 » 08 2010 г.

### РАБОЧАЯ ПРОГРАММА

Исследование оборудования самолета Ту-154М б/н 101  
Республики Польша

ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»  
(г. Люберцы)

Настоящая программа определяет порядок и объем работ по проведению исследования оборудования самолета Ту-154М б/н 101 Республики Польша на базе ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России», с целью определения признаков его отказа, а также определения показаний приборов и индикаторов, набранных частот пульта управления АРК-15М.

Порядок и сроки проведения исследований определяются в ходе и по результатам выполняемых работ. Результаты дефектации, замеров, испытаний и других работ оформляются в форме протоколов, а также подтверждаются фото и видеоматериалами (при необходимости).

Объем работ, выполняемых в процессе исследования, может уточняться и дополняться.

### **1. Цель исследования**

*(Согласно техническому заданию Председателя комиссии по расследованию авиационного происшествия)*

Проведение комплекса работ по исследованию изъятых с места падения самолета приборов с целью получения следующих сведений:

- наличие признаков отказов оборудования;
- определение значения выставленного давления аэродрома по приборам ВМ-15ПБ и УВО-15М1Б, ВБЭ-СВС;
- определение выставленных частот приводных радиостанций аэродрома Смоленск-Северный на пульте управления и приемников из состава системы АРК-15М;
- определение показаний радиоманнитных индикаторов РМИ-2Б (КУР, курс) и приемников из состава АРК-15М;
- определение значений высоты принятия решения на указателях высоты А-034-4 из состава радиовысотомера.

### **2. Условия проведения исследования**

Исследование проводится на базе ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России» с привлечением специалистов, использованием специального оборудования и на основе методик и методических рекомендаций, разработанных ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России».

### **3. Объект исследования**

- из состава АРК-15М: приемники (зав. №№ Е9905, И349), пульт управления зав. № Е9905;
- барометрический высотомер ВМ-15ПБ зав. №1188008;
- радиоманнитные индикаторы РМИ-2Б (зав. № 480638, от второго РМИ-2Б обнаружен только показывающий индикатор без номера);
- из состава СВС-ПН-15: указатель высоты УВО-15М1Б зав. №1196652, шкала индикатора одного прибора ВБЭ-СВС (номер отсутствует), блок БСКА-Э зав. № 1190100946;
- из состава радиовысотомера: указатели высоты А-034-4 (зав. №№ 71941, 71948).



#### 4. Этапы выполняемых работ

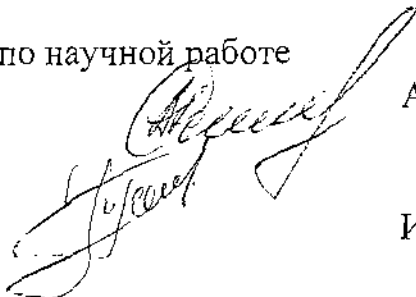
№/ п/п	Содержание работы	Исполнитель	Срок выполнения	
			начало	окончание
1.	Составление рабочей программы для проведения исследования	2,3,6 НИУ	20.08	23.08
2.	Изучение обстоятельств АП, представленной пономерной и эксплуатационной документации.	2,3,6 НИУ	23.08	24.08
3.	Установление достаточности технической документации и сведений для проведения исследования	2,3,6 НИУ	23.08	24.08
4.	Внешний осмотр оборудования представленного на исследование.	2,3,6 НИУ	23.08	27.08
5.	Фотографирование оборудования представленного на исследование	2,3,6 НИУ	23.08	27.08
6.	Промывка (при необходимости) объектов исследования керосином с последующим замачиванием их в специальной дезинфицирующей жидкости "Сайдекс".	2,3,6 НИУ	23.08	24.08
7.	Оптико-визуальное исследование приборов и индикаторов до их разборки.	2,3,6 НИУ	24.08	10.09
8.	Разборка и препарирование объектов исследования.	2,3,6 НИУ	24.08	03.09
9.	Оценка технического состояния автоматических радиокompасов АРК-15М	3 НИУ	23.08	17.09
10.	Разборка и препарирование автоматических радиокompасов АРК-15М	3 НИУ	24.08	03.09
11.	Оптико-визуальное исследование составных частей автоматических радиокompасов АРК-15М	3 НИУ	24.08	10.09
12.	Отработка заключения по результатам исследования автоматических радиокompасов АРК-15М	3 НИУ	10.09	22.09




№/ п/п	Содержание работы	Исполнитель	Срок выполнения	
			начало	окончание
13.	Оценка технического состояния пульта управления автоматического радиокompаса АРК-15М	3 НИУ	24.08	10.09
14.	Разборка и препарирование пульта управления автоматического радиокompаса АРК-15М	3 НИУ	24.08	25.09
15.	Оптико-визуальное исследование составных частей пульта управления автоматического радиокompаса АРК-15М	3 НИУ	24.08	10.09
16.	Отработка заключения по результатам исследования пульта управления автоматического радиокompаса АРК-15М	3 НИУ	09.09	10.09
17.	Оценка технического состояния радиомагнитных индикаторов РМИ-2Б	3 НИУ	24.08	10.09
18.	Разборка и препарирование радиомагнитных индикаторов РМИ-2Б	3 НИУ	24.08	25.09
19.	Оптико-визуальное исследование составных частей радиомагнитных индикаторов РМИ-2Б	3 НИУ	24.08	10.09
20.	Отработка заключения по результатам исследования радиомагнитных индикаторов РМИ-2Б	3 НИУ	10.09	22.09
21.	Оценка технического состояния указателей высоты А-034-4	3 НИУ	24.08	10.09
22.	Разборка и препарирование указателей высоты А-034-4	3 НИУ	25.08	13.09
23.	Оптико-визуальное исследование составных частей указателей высоты А-034-4	3 НИУ	25.08	13.09
24.	Отработка заключения по результатам исследования указателей высоты А-034-4	3 НИУ	13.09	22.09

№/ п/п	Содержание работы	Исполнитель	Срок выполнения	
			начало	окончание
25.	Оптико-визуальное исследование барометрического высотомера ВМ-15ПБ зав. №1188008	2,6 НИУ	24.08	01.09
26.	Оценка технического состояния барометрического высотомера ВМ-15ПБ зав. №1188008	2,6 НИУ	26.08	02.09
27.	Оптико-визуальное исследование указателя высоты УВО-15М1Б зав. №1196652	2,6 НИУ	26.08	10.09
28.	Оптико-визуальное исследование шкалы индикатора прибора ВБЭ-СВС	2,6 НИУ	24.08	10.09
29.	Оптико-визуальное исследование блока БСКА-Э зав. № 1190100946	2,6 НИУ	24.08	10.09
30.	Оценка технического состояния блока БСКА-Э зав. № 1190100946	2,6 НИУ	25.08	14.09
31.	Рентгенографический и другие методы неразрушающего контроля элементов конструкции объектов исследования (по необходимости).	2,3,6 НИУ	—	—
32.	Стендовые испытания (по необходимости).	2,3,6 НИУ	—	—
33.	Анализ и обобщение материалов проведенных исследований с составлением заключения.	2,3,6 НИУ	17.09	23.09


ВрИО заместителя начальника  
ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России» по научной работе

 А. Корбут


ВрИО начальника 2 НИУ

 И. Каменев

ВрИО начальника 3 НИУ

 Р. Султанов

ВрИО начальника 6 НИУ

 А. Каралаш

Список представителей Республики Польша  
при посещении ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»  
с 23 августа по 27 августа 2010 г.

1. Ничии Януш Анджей;
2. Майевски Дариуш Криштоф;
3. Михалак Славомир Криштоф.

Заместитель начальника ФГУ «13 ГНИИ Минобороны России»

полковник



О. Калашников

«19» августа 2010 г.



ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ  
ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ

«ОКТЯБРЬ»



Российская Федерация, 623420, Свердловская область, г. Каменок-Уральский, ул. Рябова, 8  
тел. /3439/ 331-600, факс /3439/ 339-692, 325-207 телетайп: 348413, «Утео»  
E-mail: october@neywa.ru; Web: www.neywa.ru

10.09.2010г. № 623-4/132

На № 05-11-33 от 03.09.10

Председателю комиссии МАК по  
расследованию авиационного  
происшествия с самолетом ТУ-154М  
б/н 101 Республики Польша  
А.Н. Морозову  
692756, Россия, г. Москва,  
Факс 8(495) 953-57-42

Сообщаем Вам запрашиваемые Вами сведения по указателю высоты А-034-4  
изделия РВ-5М.

1. Технология калибровки индекса опасной высоты.

Шкала указателя высоты кусочно-линейная, из двух линейных  
участков: 0-100 м и 100-750 м.

Калибровка индекса опасной высоты производится в трех точках:

в точке 10 м с погрешностью  $\pm 0,3$  м,

в точке 100 м с погрешностью  $\pm 4$  м,

в точке 750 м с погрешностью  $\pm 30$  м

путем подачи напряжения от вторичных источников питания на  
начальный, средний и конечный выводы потенциометра опасной высоты.

2. Погрешность установки потенциометра опасной высоты полета.

Движок потенциометра опасной высоты через безлифтовую передачу  
связан с индексом опасной высоты. При изменении положения индекса  
опасной высоты изменяется напряжение, снимаемое с движка  
потенциометра опасной высоты, которое через схему компаратора  
осуществляет выдачу сигнала опасной высоты с погрешностью, указанной  
в пункте 1. Требования к установке потенциометра опасной высоты по  
градусам положения движка конструкторской документацией не  
предъявляется.

### 3. Погрешность установки индекса опасной высоты полета.

Установка индекса опасной высоты полета обеспечивает выдачу сигнала опасной высоты с погрешностью  $\pm 0,5$  м на высотах от 0 до 10 м и  $\pm 0,05 H$  на высотах выше 10 м, где  $H$  – текущая высота полета, измеренная радиовысотомером, по аналоговому выходу.

Радиовысотомер РВ-5М обеспечивает измерение высоты при углах крена и тангажа до  $20^\circ$  над любой гладкой поверхностью, кроме льда, для 95 % измерений по аналоговому выходу  $\pm 0,6$  м на высотах от 0 до 10 м и  $\pm 6\%$  от высоты полета на высотах выше 10 м.

Погрешность выдачи сигнала опасной высоты полета составит сумму погрешностей – погрешности установки индекса опасной высоты полета и погрешности измерения текущей высоты полета по аналоговому выходу.

Генеральный директор



А.П. Смага

В 4-10.09.10

Исполнитель В.Ф. Папуловский тел.(3439) 33-86-30



ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО  
МОСКОВСКИЙ РАДИОЗАВОД



ТЕМП

Юридический адрес: 115516, г. Москва, ул. Кавказский бульвар, д.59; (495) факс: 953-29-80, тел.953-58-70;

Почтовый адрес 115184, г. Москва, ул. Большая Татарская, 35; (495); ИНН 7705415783, КПП 770501001.

10.09.10 № 106-75/46

на № \_\_\_\_\_ от \_\_\_\_\_

Председателю Технической комиссии  
МАК по расследованию авиационно-  
го происшествия ТУ154М б/н 101  
Республика Польша

Морозову А.Н.

119017, г. Москва, ул. Б. Ордынка  
д.22/2/1

Тел.: 953-12-44; Факс: 953-57-42

На Ваш исх. №05-11-304 от 03.09.10г. по вопросу погрешности указателя курсового угла радиокompаса АРК-15М при угле крена до 90° сообщаю, что согласно требованию п.19 технических условий ИЕ1.244.022ТУ (предельная чувствительность по пеленгу) погрешность положения стрелки указателя курсового угла от истинного пеленга должно составлять не более  $\pm 3^\circ$  и колебаниях стрелки не более  $\pm 2^\circ$ , что соответствует максимальному отклонению стрелки курсового угла  $\pm 5^\circ$ .

Главный инженер

П.С. Козорез

Исполнитель:  
Сидоровский В.А.  
Тел. 951-99-06

КРАП МАК  
Вх. № 05-137  
Дата 10.09.10г.  
На \_\_\_\_\_

## Заключение

по результатам исследования устройства индикации ВБЭ-СВС  
найденного на месте авиационного происшествия  
с самолетом Ту-154М №101 МО РФ,  
происшедшего 10 апреля 2010 г.

**1 Объект исследования:** устройство индикации ВБЭ-СВС (Фото №1)

**2 Количество:** 1 шт.

**3 Номер:** без номера.

**4 Изготовитель:** ОАО «Аэроприбор-Восход»

**5 Документы:** паспорта 6Г3.003.121 ПС ВБЭ-СВС №М0430058 и ВБЭ-СВС №0390003

**6 Исследования проводили:**

от ОАО «Аэроприбор-Восход» – М.К. Пекин;

от ОАО «Туполев» – А.А. Талалакин;

от 13 ГНИИ МО РФ – А.В. Супружников.

**7 Цель исследования**

Определение исправности сохранившихся частей узла индикации, кремальер «Нэ» и «Рз» и принадлежности устройства индикации одному из двух установленных на самолете изделий.

**8 Порядок действий при исследовании**

8.1 Осмотр устройства индикации

8.1.1 Очищение устройства от грубых загрязнений

8.2 Осмотр устройств кремальер «Нэ» и «Рз» и кнопки «Ft/м»

8.2.1 Осмотр узлов диодов А4 («Рз»), А5 («Ft/м»), А6 («Нэ»)

8.2.2 Проверка исправности диодов оптопар (16 шт.)

8.2.3 Осмотр деталей основание и ось-шторка

8.3 Разборка устройства индикации

8.3.1 Снятие ручки кремальеры «Нэ»

8.3.2 Удаление из фланцев частей винтов крепления изделия к приборной панели

8.3.3 Отворачивание винтов соединяющих фланцы (8 шт.)

8.3.4 Разъединение фланцев устройства

8.3.5 Отделение шкалы от жидкокристаллического индикатора

8.3.6 Осмотр жидкокристаллического индикатора

8.3.7 Отворачивание винтов крепления платы П1 (4 шт.)

8.3.8 Отделение платы П1 от фланца

8.3.9 Осмотр внешних и внутренних сторон плат П1 и П2 (жидкокристаллический индикатор)

8.3.10 Анализ записей сделанных в паспортах ВБЭ-СВС №№М0430059 и 0390003

**9 Результаты исследований**

9.1 При внешнем осмотре устройства индикации (Фото №1, 3) установлено, что (для сравнения приведены виды исправного устройства индикации):

нарушены диагональные размеры фланцев устройства индикации;

отсутствует стекло защитное;

поврежден жидкокристаллический индикатор со шкалой;

отсутствует ручка кремальеры «Рз»;

погнуты оси кремальер «Нэ» и «Рз»;

отсутствует головка кнопки «Ft/м»;

повреждено устройство регулировки яркости подсвета;

отсутствует жгут соединения устройства индикации с устройством вычислительным





Шкала  
индикатора  
ВБЭ-СВС

Фото №1



Фото №2



Шкала  
индикатора  
ВБЭ-СВС

Фото №3



Фото №4

конструкция устройства соответствует изделию, в заводском номере которого не указана буква «М» (Фото №5).

9.2 При осмотре устройств кремальер «Нэ» и «Рз» и кнопки «Ft/M» обнаружено, что: повреждены края плат узлов диодов в местах пайки проводов жгута соединяющего устройство индикации с устройством вычислительным;

все диоды оптопар исправны (при измерениях проводимых мультиметром в режиме проверки исправности диодов уровень напряжения в прямом направлении  $1 \pm 0,05$  В, в обратном направлении 0 В, что соответствует характеристикам исправных диодов);

оси кремальер погнуты, но при выравнивании свободно движутся в основании устройства кремальер и перекрывают пространство между диодами.

9.3 При осмотре жидкокристаллического индикатора обнаружено, что отсутствует защитное стекло (Фото №1) и повреждена шкала жидкокристаллического индикатора (Фото 5); имеются многочисленные повреждения дорожек на верхнем электроде индикатора и возможны повреждения на нижнем электроде; плата П1 внешних повреждений не имеет (Фото №7, 9).

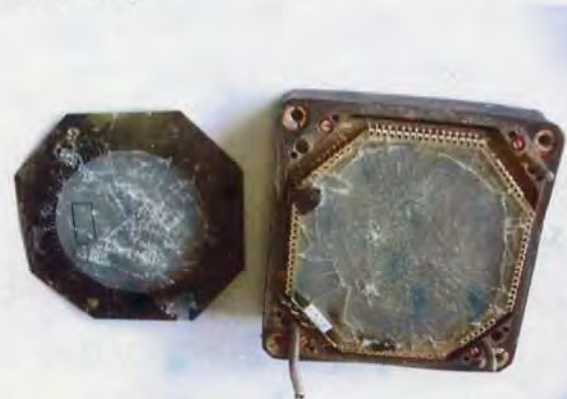


Фото №5



Фото №6



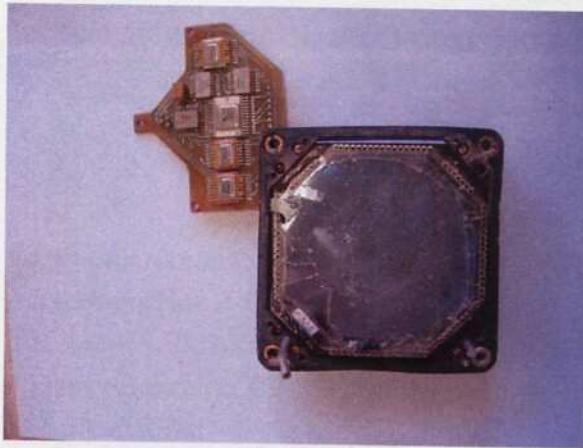


Фото №7

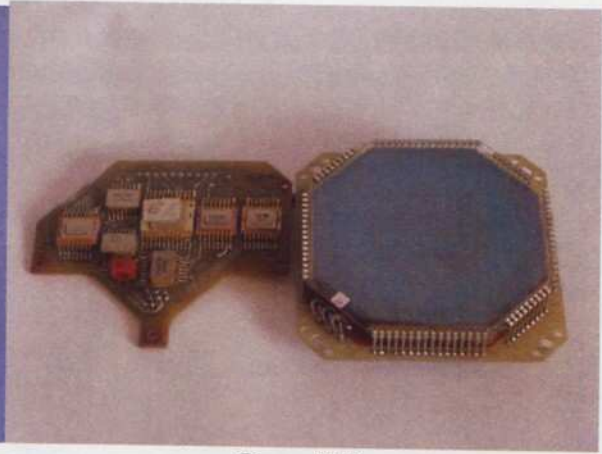


Фото №8

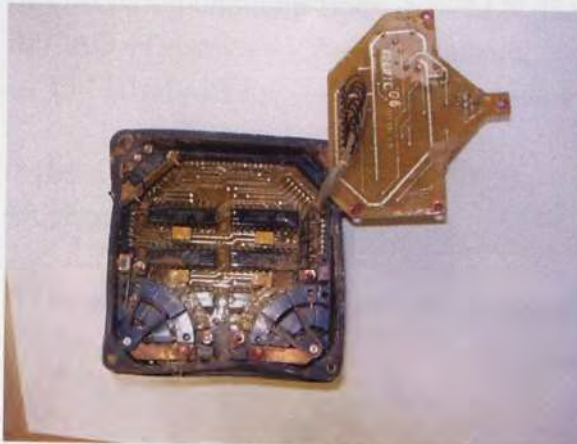


Фото №9

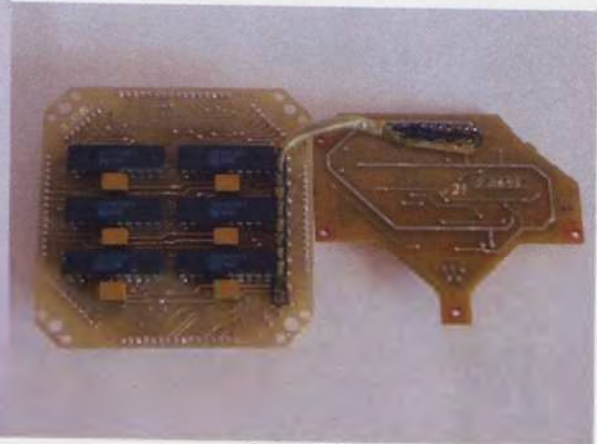


Фото №10

## 10 Выводы

10.1 Исследуемое устройство индикации принадлежит ВБЭ-СВС №0390003. На основании записи сделанной в паспорте ВБЭ-СВС №0390003 изделие было установлено на самолете со стороны правого летчика.

10.2 Механические части устройств кремальер «Нэ» и «Рз» и кнопки «FtM» признаков отказа до момента происшествия не имеют. Элементы электрической схемы кремальеры «Рз» находятся в исправном состоянии.

10.3 Плата П2 с жидкокристаллическим индикатором повреждена внешним механическим воздействием и не работоспособна. Информативных признаков, позволяющих определить показания относительной барометрической высоты и заданного давления у поверхности земли на момент происшествия, индикатор не имеет.

От ОАО «Аэроприбор-Восход»  
Заместитель Главного конструктора

В.Н. Дятлов

Ведущий инженер

  
14.03.2011

М.К. Пекин

От 13 ГНИИ МО РФ

А.В. Супружников

От ОАО «Туполев»

А.А. Талалакин

## Заключение

по результатам исследования блока связи и контроля БСКА-Э1 №1190100949  
найденного на месте авиационного происшествия  
с самолетом Ту-154М №101 МО РФ,  
происшедшего 10 апреля 2010 г.

**1 Объект исследования:** блок связи и контроля БСКА-Э1 (Фото №1)

**2 Количество:** 1 шт.

**3 Номер:** 1190100949.

**4 Изготовитель:** ОАО «Аэроприбор-Восход»

**5 Документы:** –

**6 Исследования проводили:**

от ОАО «Аэроприбор-Восход» – М.К. Пекин;

от ОАО «Туполев» – А.А. Талалакин;

от 13 ГНИИ МО РФ – А.В. Супружников.

**7 Цель исследования**

Определение исправности блока.

**8 Порядок действий при исследовании**

8.1 Осмотр блока

8.1.1 Осмотр пломб

8.1.2 Осмотр каркаса

8.1.3 Осмотр соединителей

8.1.4 Осмотр плат и мест их установки

**9 Результаты исследований**

9.1 При внешнем осмотре блока (Фото №1, 3, 5) установлено, что  
(для сравнения приведены виды исправного блока):

нарушены диагональные размеры каркаса;

нарушены установочные размеры упоров блока;

повреждены стенки блока;

отсутствует верхняя крышка блока;

повреждена колодка крепления плат УП, ПП1, ПП2;

отсутствуют колодка крепления плат ЗУ, ЦП, АЦП и АПК;

повреждены платы узла питания УП и электронных потенциометров ПП2;

отсутствуют платы запоминающего устройства ЗУ, узла процессора ЦП, аналого-цифрового преобразователя АЦП, аналоговых входных преобразователей и коммутаторов АПК;

пломбы на передней и верхней крышках блока имеют №12.



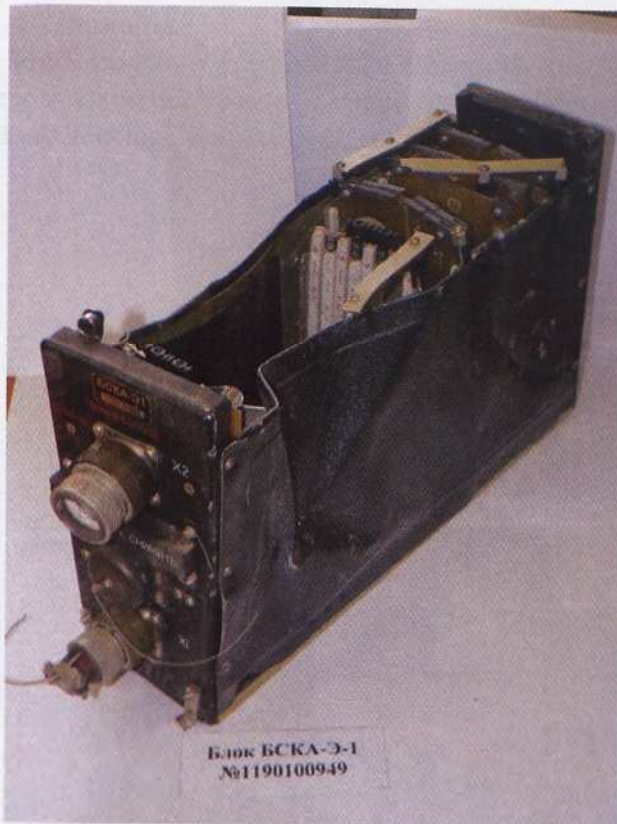


Фото №1



Фото №2

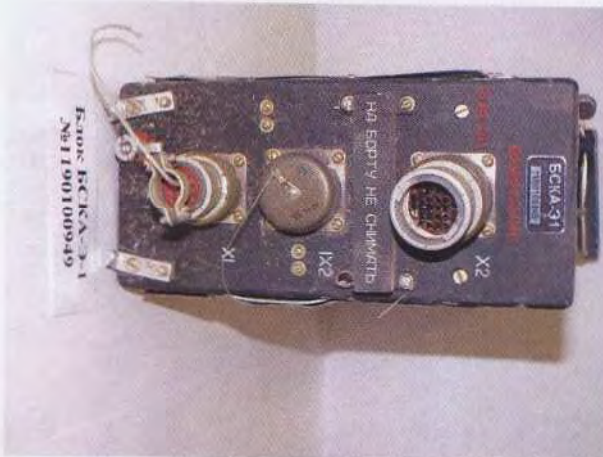


Фото №3

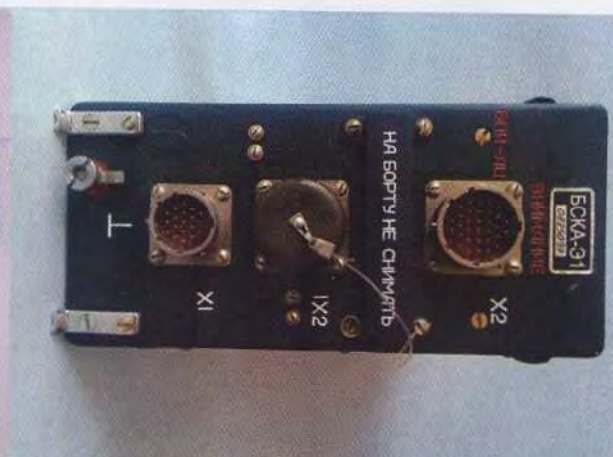


Фото №4

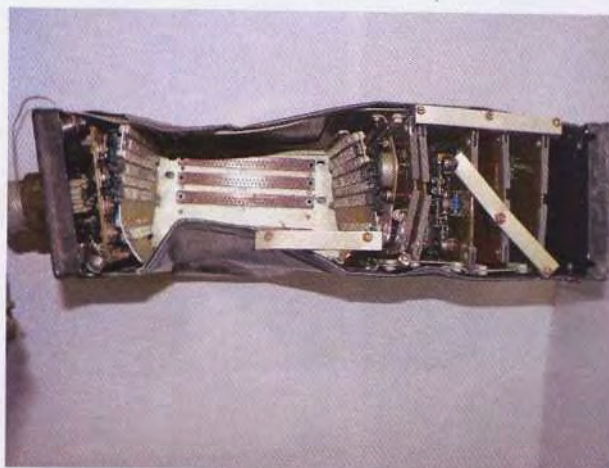


Фото №5

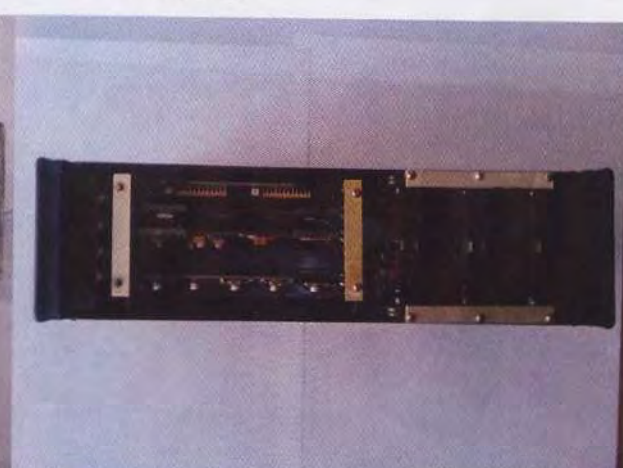


Фото №6

**10 Выводы**

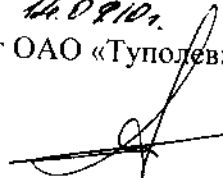
Информативных признаков, позволяющих определить показания относительной барометрической высоты и заданного давления у поверхности земли на момент происшествия, блок не имеет.

От 13 ГНИИ МО РФ



А.В. Супружников

От ОАО «Туполев»



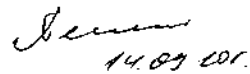
А.А. Талалакин

От ОАО «Аэроприбор-Восход»  
Заместитель Главного конструктора



В.Н. Дятлов

Ведущий инженер

  
14.09.00г.

М.К. Пекин

Смоленск

Смоленск

Смоленск

Смоленск

Прошнуровано и скреплено  
мастичной печатью 99 листов

Начальник штаба комиссии  
по расследованию АП



В.Н. Пестов

**RAPORT**  
z odzyskania danych TAWS



**TAWS DATA EXTRACTION  
FOR  
NTSB IDENTIFICATION: ENG10SA025**

**ORIGINAL**

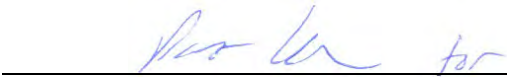
APPROVALS:



Approved by: Frank Hummel  
Vice President Engineering



Written by: Patrick Krohn  
Director Advanced Displays



Written by: Bob Ferguson  
Advanced Displays Software Manager



Written by: Ricardo Ardila  
Advanced Displays Systems Manager

<u>Status</u>	<u>Date</u>
Original	June 28, 2010



## REVISION HISTORY

<u>Revision</u>	<u>Date</u>	<u>Name-Description</u>
Original	06/28/10	B. Ferguson-Baselined from preliminary TAWS report (StarTeam Revision 22).

## TABLE OF CONTENTS

<b>1</b>	<b>INTRODUCTION.....</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>REFERENCES.....</b>	<b>2</b>
<b>3</b>	<b>SUMMARY OF ACTIVITIES .....</b>	<b>3</b>
3.1	PREPARATION.....	3
3.2	DATA-EXTRACTION PROCEDURES.....	3
3.2.1	<i>Physical and Electrical Examination.....</i>	<i>4</i>
3.2.2	<i>CPU Board NVM Extraction .....</i>	<i>8</i>
3.2.3	<i>Flash Board Database Version Retrieval.....</i>	<i>9</i>
3.3	CONCLUSION OF THE EXTRACTION PROCEDURE .....	10
3.4	ANALYSIS OF TAWS EXTRACTED DATA .....	10
3.4.1	<i>Configuration Data.....</i>	<i>10</i>
3.4.2	<i>Timeline .....</i>	<i>11</i>
3.4.3	<i>Selected TAWS Alert Log Parameters .....</i>	<i>11</i>
3.4.4	<i>Fault Log .....</i>	<i>16</i>
3.4.5	<i>Terrain and Airport Databases.....</i>	<i>16</i>
<b>4</b>	<b>CONCLUSION.....</b>	<b>17</b>
<b>APPENDIX A</b>	<b>TAWS ALERT LOG PARAMETERS.....</b>	<b>A-1</b>
<b>APPENDIX B</b>	<b>TAWS DATA-EXTRACTION PROCEDURE .....</b>	<b>B-1</b>
<b>APPENDIX C</b>	<b>EXTRACTED ALERT LOG .....</b>	<b>C-1</b>
<b>APPENDIX D</b>	<b>EXTRACTED FAULT LOG .....</b>	<b>D-1</b>
<b>APPENDIX E</b>	<b>EXTRACTED CONFIGURATION LOG .....</b>	<b>E-1</b>

## LIST OF FIGURES

FIGURE 3-1 LABEL OF TAWS SERIAL NUMBER 237.....	5
FIGURE 3-2 BACK SIDE OF TAWS SERIAL NUMBER 237 (CENTER OF PHOTO).....	5
FIGURE 3-3 SIDE VIEW OF TAWS SERIAL NUMBER 237.....	6
FIGURE 3-4 TOP OF TAWS BOARDS SERIAL NUMBER 237.....	6
FIGURE 3-5 TAWS CPU BEFORE MODIFICATION PART NUMBER 03010010.....	7
FIGURE 3-6 TAWS CPU AFTER MODIFICATION PART NUMBER 03010010.....	7
FIGURE 3-7 CLOSE-UP OF CPU BOARD MODIFICATION TO U20 CHIP .....	8

## LIST OF TABLES

TABLE 2-1 ACRONYMS AND ABBREVIATIONS .....	2
TABLE 3-1 TAWS SERIAL NUMBER 237 IDENTIFICATION.....	4
TABLE 3-2 TAWS SERIAL NUMBER 237 DATABASE AND SOFTWARE VERSIONS .....	9
TABLE 3-3 TIMELINE OF EVENTS 33 THROUGH 38.....	11
TABLE 3-4 SELECTED TAWS PARAMETERS (TAKEOFF EVENT) .....	12
TABLE 3-5 SELECTED TAWS PARAMETERS (ALERT EVENTS) .....	13
TABLE 3-6 SELECTED TAWS PARAMETERS (LANDING EVENT).....	16
TABLE A-1 ALERT LOG PARAMETER DESCRIPTION .....	A-1
TABLE A-2 TAWS ALERTS (ORDERED BY PRIORITY).....	A-9

## **1 INTRODUCTION**

This document summarizes the activities performed by Universal Avionics Systems Corporation (UASC) engineering personnel to extract data from a Terrain Awareness Warning System (TAWS) unit at the request of the National Transportation Safety Board (NTSB) in its investigation of an accident identified as ENG10SA025.

Bob Ferguson, Advanced Displays software manager, Ricardo Ardila, Advanced Displays systems manager, and Jim McCort, Engineering Services, performed the extraction procedures on May 4, 2010, at UASC's Redmond, Washington, facility. Chem Chaisy of Engineering Services made the central processing unit (CPU) board modification described in this report. Bob Ferguson and Ricardo Ardila analyzed the data and prepared this report.



## 2 REFERENCES

**Table 2-1 Acronyms and Abbreviations**

<b>Acronym/Abbreviation</b>	<b>Description</b>
ADC	air data computer
ARINC	Aeronautical Radio, Incorporated
CDU	control display unit
CPU	central processing unit
CRC	cyclic redundancy check
DTU	data transfer unit
EPU	estimated position uncertainty
FMS	Flight Management System (FMS)
GFX	graphics
GPS	global positioning system
ILS	instrument landing system
LRU	line replaceable unit
MCU	modular control unit
MFD	multifunction display
MSL	mean sea level
nm	nautical miles
NTSB	National Transportation Safety Board
NVM	nonvolatile memory
P/N	part number
PC	personal computer
RAM	random access memory
S/N	serial number
SCN	software control number
TAWS	Terrain Awareness Warning System
TOGA	take off go around
TRPA	terrain required position accuracy
UASC	Universal Avionics Systems Corporation
UTC	coordinated universal time
V	volts

### **3 SUMMARY OF ACTIVITIES**

One UASC TAWS was recovered from the aircraft. TAWS is a 2 modular control unit (MCU) line-replaceable unit (LRU) that is normally mounted in the avionics bay. TAWS contains several computer boards. Its main CPU board runs the TAWS application software. The main CPU board contains a 32-kilobyte nonvolatile memory (NVM) device (U20), which is used to store such data as alerts, faults, and a copy of the TAWS configuration. The flash board contains the terrain and airport databases. The information requested by the NTSB resides on these boards. The other boards inside the TAWS do not retain any information after power is removed.

#### **3.1 Preparation**

Using information supplied by incident investigators about the software version of the installed TAWS, the TAWS engineers set up a rig and developed a procedure for extracting the nonvolatile memory contents from the TAWS.

The rig includes a Microsoft Windows PC, a known-good TAWS, a +28V power supply, a debugger probe, a data transfer unit (DTU), and a breakout box and wiring harness. A serial cable connects the Windows PC to the TAWS. The debugger probe connects to the CPU board and allows special software to be loaded and the contents of memory to be downloaded.

The procedure was developed to minimize the possibility of losing any information. First, the procedure calls for placing boards to be examined in the known-good TAWS. Placing the boards in a different host system reduces the chances that data will be lost or corrupted by electrical failures.

Second, prior to powering up the CPU board in the known-good TAWS, a modification to the board was developed to ensure that the contents of the U20 device could not be overwritten. The modification involved lifting the write-enable pin of the U20 device and connecting it to +5V through a pull-up resistor. Without the modification, there is some chance that the TAWS software would overwrite or erase the contents of the U20 device on power up.

Finally, the procedure extracts the data from the U20 by two methods. The first method extracts the entire binary image of the U20 device and decodes the image with a specially developed NVM parse tool. The second method uses the standard method of dumping formatted logs to disk. The first method results in data extraction with no loss of precision, while the second method provides a way to validate the results of the first method.

#### **3.2 Data-Extraction Procedures**

A Russian representative arrived with the TAWS, serial number 237, at the UASC Redmond facility on Tuesday, May 4, 2010, accompanied by Polish and NTSB representatives. With the representatives witnessing their actions, Bob Ferguson and Ricardo Ardila performed the extraction procedure. The specific steps of extraction are contained in APPENDIX B of this document.

### 3.2.1 Physical and Electrical Examination

The quality seals were not broken, meaning that the TAWS LRU had not been opened since the outgoing inspection. See Figure 3-1, Figure 3-2, Figure 3-3, and Figure 3-4 for photos of the exterior of the LRU and Figure 3-5, Figure 3-6, and Figure 3-7 for photos of the CPU board.

**Table 3-1 TAWS Serial Number 237 Identification**

Model	TAWS
Part Number	3010-00-00
Serial Number	237
Mod Level	1
TAWS Software	10.6
Bootstrap Software	10.6
ARINC Software	20.4
Analog Software	1.4
Airport SCN	0304
Terrain SCN	0209
Condition	Quality seal had damage. One side of the LRU had damage, and the metal side plate was pushed into the circuit board area of the LRU.



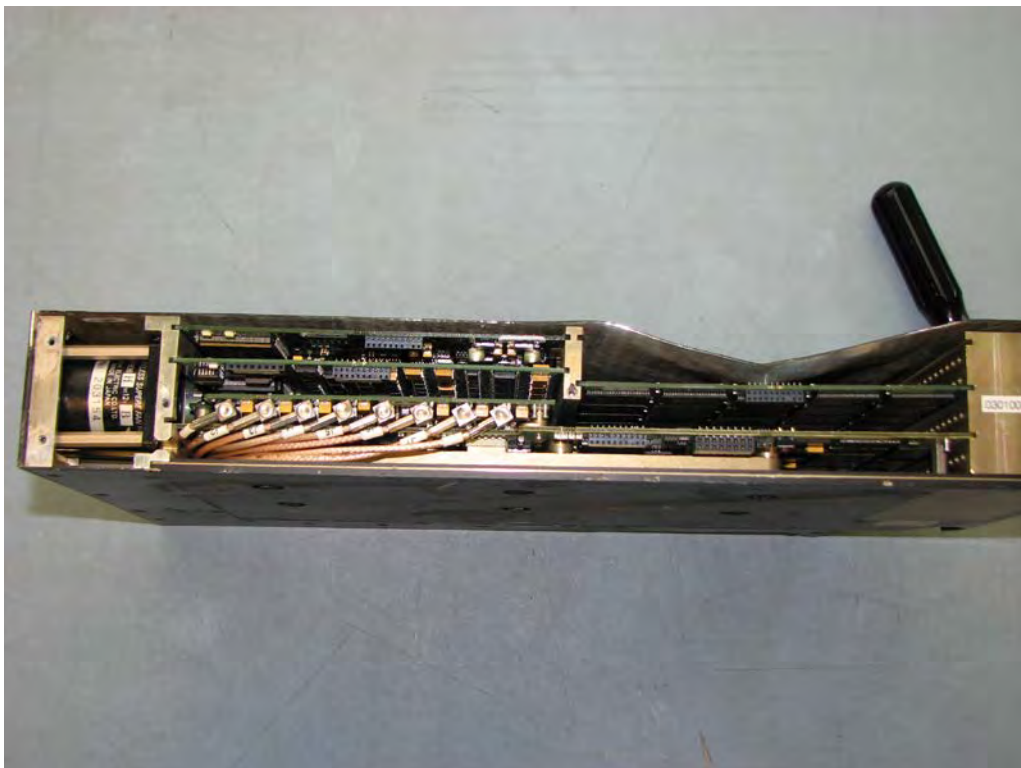
Figure 3-1 Label of TAWS Serial Number 237



Figure 3-2 Back Side of TAWS Serial Number 237 (Center of Photo)

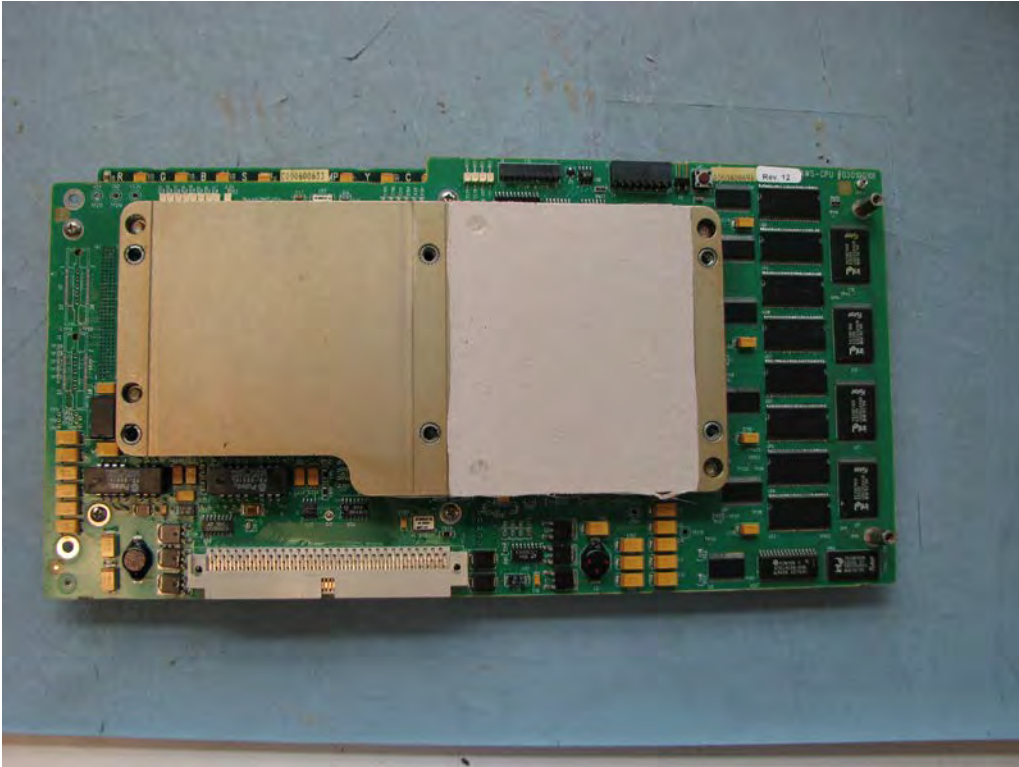


**Figure 3-3 Side View of TAWS Serial Number 237**

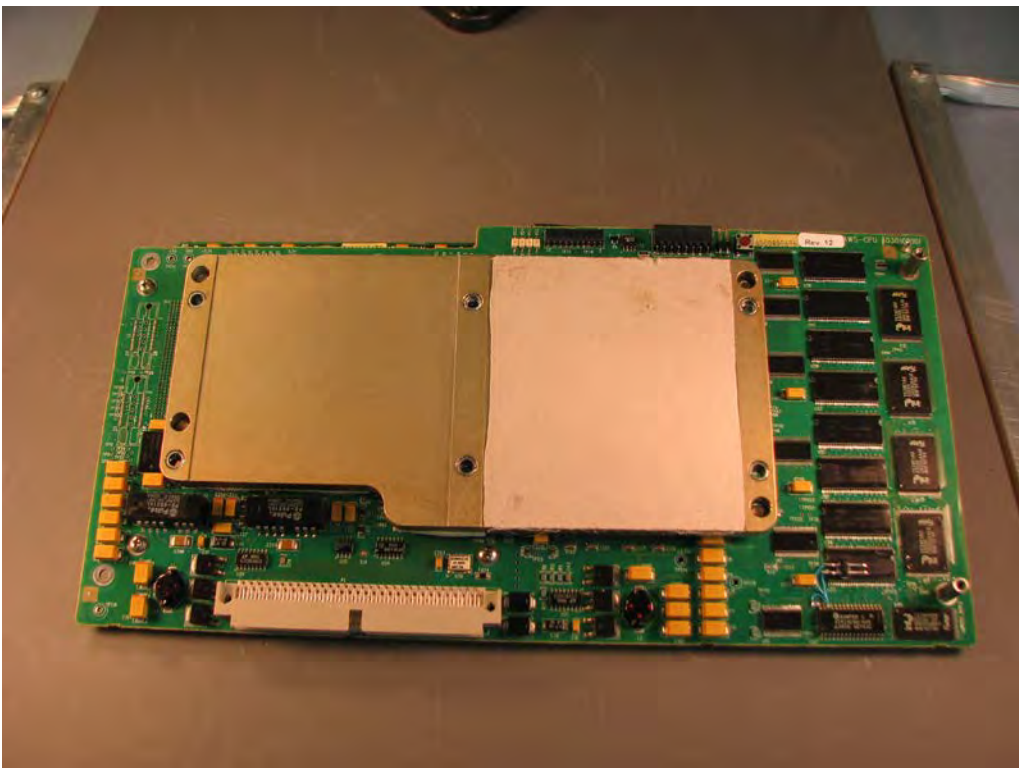


**Figure 3-4 Top of TAWS Boards Serial Number 237**

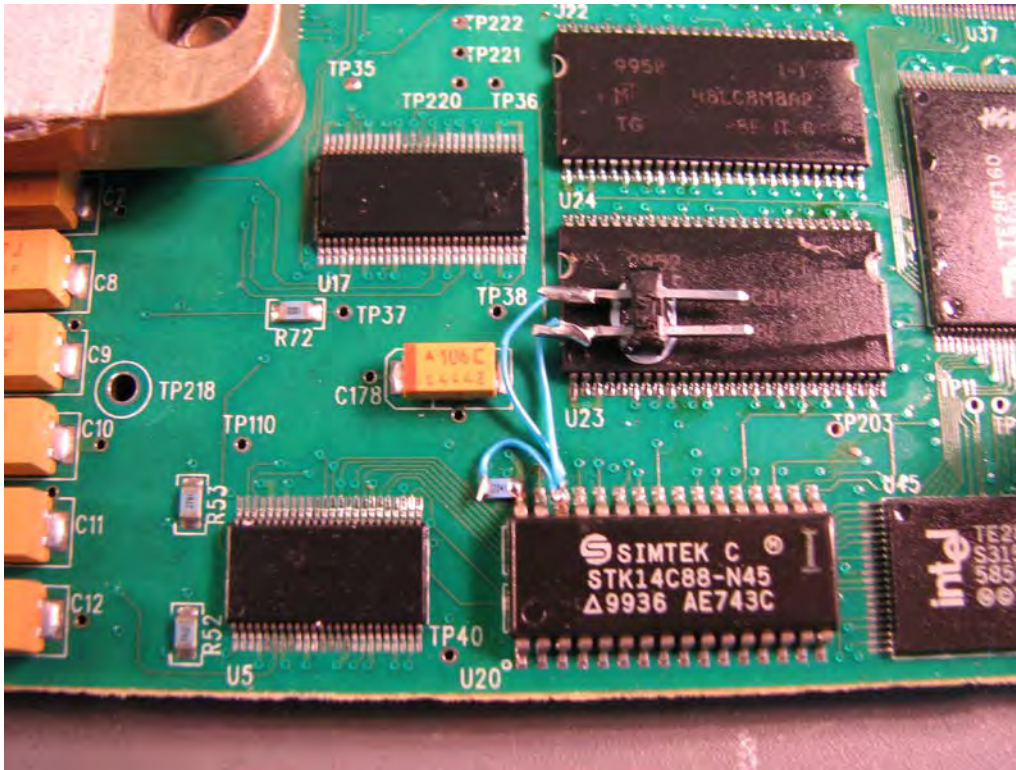




**Figure 3-5 TAWS CPU before Modification Part Number 03010010**



**Figure 3-6 TAWS CPU after Modification Part Number 03010010**



**Figure 3-7 Close-up of CPU Board Modification to U20 Chip**

The top cover of the unit was removed, and a visual examination of the components inside revealed no apparent damage to the boards. CPU board part number 03010010 was removed and examined thoroughly under a microscope. It did not appear to have any damage.

### 3.2.2 CPU Board NVM Extraction

This section summarizes the steps taken to conduct the data extraction. Refer to APPENDIX B for the complete procedure.

The CPU board was removed, and the U20 device was modified to prevent a possible overwrite of the chip contents. The modified CPU board was installed into the known-good TAWS LRU (referred to as the "golden unit" in APPENDIX B).

The first method for extraction was to use the debugger to read the contents of the U20 to a file. The system was powered for the first time without issue. The debugger was connected, and the contents of the U20 were read from memory and written to a file on the PC ("nvram.bin"). The file was examined using a hex editor and a specially developed NVM parse tool, and it was found to be valid. The output of the NVM parse tool is contained in the file "nvram.txt."

As a second method for data recovery, the normal method of dumping logs was performed. The dumped logs produce formatted output, which can be used as a way to cross-compare the output of the NVM parse tool. With the modifications to the U20, TAWS will fail an early built-in test. To get around this issue, a modified version of software (designated 10.6de) was executed via a debugger. Version 10.6de allows the system to operate despite the modifications to the U20. The

software (10.6de) was loaded and executed, and the TAWS logs and the contents of diagnostic page 26 (Miscellaneous Data) were downloaded to a Zip disk in a DTU and over the RS-232 port to the PC in ASCII format.

The TAWS logs extracted in this manner consist of the following files:

- TAWS\_ALT.TXT – formatted alert log
- TAWS\_FLT.TXT – formatted fault log
- TAWS\_CFG.CFG – binary image of the configuration data
- TAWS\_CFG.TXT – formatted report of the configuration data

Page 26 contains software and database versions. Only a subset of the data collected here was valid for the subject TAWS since only the CPU board from the subject unit was being examined.

The data-extraction process for the serial number 237 CPU board was successful. An initial cross-check between the binary file (nvram.bin) and the ASCII files (TAWS\_ALT.TXT and TAWS\_FLT.TXT) was also successful, and the data did not appear to be corrupted.

### 3.2.3 Flash Board Database Version Retrieval

The flash memory board was removed from the subject unit and appeared to be in reasonably good condition. However, upon installation into the known-good TAWS, the power-up built-in test of the flash board hardware failed.

The flash board was removed and inspected closely. Damage on flash chip U48 was observed, which was consistent with the placement of that chip on the board in relation to the damage to the outside of the LRU (refer to Figure 3-3 and Figure 3-4).

To get around the failure of the built-in test of the flash board hardware, a second modified version of SCN 10.6 was created (designated 10.6fb). The TAWS built-in test normally checks the manufacturer identification code for each of the 60 flash devices and declares failure when one device reports a bad code. Version 10.6fb simply reports the failed device but continues as if the failure had not occurred.

The modified software was loaded via the debugger and executed. It was observed that U48 was indeed the only failed device. Because U48 did not contain any of the information to be extracted (version numbers and dates), the information could be read from diagnostic page 26. This data was combined with the page 26 data captured earlier to create the file "versions.txt", containing information applicable to the subject unit as summarized below.

**Table 3-2 TAWS Serial Number 237 Database and Software Versions**

Item	Version or Value	Dates
Terrain Database	0209	04-Sep-2002 (Effective) 04-Sep-2002 (Build)
Airport Database	0304	17-Apr-2003 (Effective) 03-Apr-2003 (Build)

Item	Version or Value	Dates
Terrain Database CRC	0xC439223D	
Airport Database CRC	0xE13A4258	
CPU Boot	10.60	Aug 08 2002
CPU Boot CRC	0x0A4967D4	
Config Module	10_6_2	
GFX Filesystem	0012	14-Dec-2000

### 3.3 Conclusion of the Extraction Procedure

At the conclusion of the extraction procedure, copies of the raw data from serial number 237 were provided on memory sticks to the investigators. The TAWS unit was reassembled and returned to the investigators. UASC retained duplicate copies of the data files.

### 3.4 Analysis of TAWS Extracted Data

The extracted data consists of the following, which will be analyzed in subsequent sections of this report:

- Configuration Data
- Alert Logs
- Fault Logs
- Database Versions and Dates

#### 3.4.1 Configuration Data

Based on the configuration data (APPENDIX E), the TAWS unit was configured to display the terrain images on the MFD-640 display. The TAWS was configured to receive position and other navigation data from the two installed UASC Flight Management System (FMS) units. Radio altitude was configured to be received from two analog PB-5M radio altimeters. A standard digital air data computer (ADC) was also configured, as was a digital instrument landing system (ILS) receiver.

The actual configuration of the aircraft is read by TAWS at power up from an external configuration module. The external configuration module was not available for data extraction. TAWS stores a copy of the contents of the external module in the U20 memory device. TAWS SCN 10.6 processes configuration data at power up as follows:

- Read and validate the NVM copy of the configuration data.
  - If this step fails, a fault is logged.
- Read and validate the external configuration module.
  - If successful, the contents of the external module are written to NVM.
  - If not successful, a fault is logged.
    - If the NVM copy of the configuration is valid, TAWS will use it.
    - If the NVM copy of the configuration is not valid, a fault is logged.

Since there are no faults in the Fault Log indicating any failures related to the configuration, it can be concluded that the extracted configuration represents the configuration of TAWS in the subject aircraft.

The configuration is stored and used by TAWS in binary format. The report (APPENDIX E) is created by TAWS. To verify the correctness of the human-readable report, the following additional steps were taken:

- The extracted binary configuration (TAWS\_CFG.CFG) was compared to the corresponding memory locations in the U20 (nvram.bin) and found to be equivalent.
- The extracted binary configuration (TAWS\_CFG.CFG) was loaded into a known-good TAWS in a lab environment, and the configuration in the report (TAWS\_CFG.TXT, APPENDIX E) was verified to be correct.

### 3.4.2 Timeline

The alert logs recorded on April 10, 2010, included four time-stamped TAWS alerts, a takeoff, and a landing event. Various parameters such as aircraft state data and alert parameters were recorded for these events. Table 3-3 shows the timeline leading up to the last event recorded. The times are expressed in UTC on April 10, 2010. The full event logs are contained in APPENDIX C.

**Table 3-3 Timeline of Events 33 through 38**

Time (UTC)	Event #	Event	Notes
05:27:11	33	TAKEOFF	Ground-to-air transition. The recorded origin airport was EPWA.
06:40:03	34	ALERT ROC_CAUTION	FLTA (Forward Looking Terrain Alert) Caution alert event
06:40:29	35	ALERT ROC_CAUTION	FLTA (Forward Looking Terrain Alert) Caution alert event
06:40:36	36	ALERT ROC_WARNING	FLTA (Forward Looking Terrain Alert) Warning alert event recorded
06:40:43	37	ALERT ROC_WARNING	FLTA (Forward Looking Terrain Alert) Warning alert event
06:40:59	38	LANDING	Air-to-ground transition

### 3.4.3 Selected TAWS Alert Log Parameters

This section summarizes selected parameters from the TAWS Alert Log for the events of the timeline in Table 3-3. The data that follows is a subset of the full Alert Log output provided in APPENDIX C with additional notes provided where the meaning of the value may not be evident. Description of all parameters in the Alert Log is provided in APPENDIX A.



The subset summarized here was selected with input from all representatives and includes events logged on April 10, 2010. The parameters summarized include event name, event type, time stamp, aircraft location, aircraft altitude, configuration, and state of inhibits.

Table 3-4 indicates selected TAWS parameters from the Alert Log for event number 33 (takeoff event). Table 3-5 addresses the parameters in event numbers 34, 35, 36, and 37 (alerts). Table 3-6 addresses the parameters in event number 38 (landing event).

**Table 3-4 Selected TAWS Parameters (Takeoff Event)**

Event # 33		
Parameter	Value	Notes
Alert Record Type	TAKEOFF	Ground/Air transition event
Alert Date (M/D/Y)	04/10/2010	
Alert Time (H:M:S)	05:27:11	
Present Position Latitude	52.165796 deg	
Present Position Longitude	20.966862 deg	
Airplane Altitude	259.100424 ft	
Baro Altitude	259.000000 ft	
Radio Altitude	7.500000 ft	
Groundspeed	144.000000 kts	
True Airspeed	141.500000 kts	
Indicated Airspeed	144.375000 kts	
Flaps in Landing	0	Flaps not in landing position
Gear Down	1	Gear down
On Ground	0	In air

**Table 3-5 Selected TAWS Parameters (ALERT Events)**

Parameters Common to Events # 34, # 35, # 36, and # 37		
Parameter	Value	Notes
Alert Record Type	ALERT	
Alert Date (M/D/Y)	04/10/2010	
Inhibit	0xfe7ffff	Two alerts are inhibited: MODE_5_LOUD_GLIDE_SLOPE MODE_5_SOFT_GLIDE_SLOPE  These alerts are inhibited automatically by TAWS unless the localizer is tuned and the localizer deviation is less than 2 dots.
Destination Airport	None	No destination airport was selected. TAWS will not select a destination airport that is not in its database.
Destination Runway	None	TAWS will not select a destination runway without a destination airport.
Flight Phase	APPROACH	
Flight Plan Adherence	0	
Flaps in Landing	1	Flaps in the landing position
Gear Down	1	Gear down
On Ground	0	In air
Glideslope Inhibit	0	Pilot had not selected glideslope inhibit
Decision Height Inhibit	0	Decision Height Inhibit was not configured or active
Flap Inhibit	0	Pilot had not selected flap inhibit
Terrain Inhibit	0	Pilot had not selected terrain inhibit
Inhibit All Modes	0	Pilot had not selected GPWS inhibit
Required Nav Precision	1.000000 nm	RNP received from FMS
Estimated Pos Uncertainty	0.100000 nm	EPU received from FMS
Terr Required Pos Accuracy	0.500000 nm	TRPA default for APPROACH mode
Curr Required Obs Clearance	100.000003 ft	ROC is the minimum vertical extent of the alert envelope. A value of 100 feet indicates that TAWS was in descent mode. During descent mode the vertical extents of the alerting envelope are expanded to account for pilot reaction distance and maneuver distance.
QFE Selected	0	
QFE Ref Airport	<null>	
QFE Mode Status	QFE_NOT_ACTIVE	TAWS was not operating in QFE mode

<b>Event # 34</b>		
<b>Parameter</b>	<b>Value</b>	<b>Notes</b>
Alert Time (H:M:S)	06:40:03	
Alert	ROC_CAUTION	
Alerts	0x00002000	The only active alert is ROC_CAUTION
Present Position Latitude	54.826754 deg	
Present Position Longitude	32.125595 deg	
Airplane Altitude	1080.053887 ft	
Baro Altitude	1080.000000 ft	
Radio Altitude	1159.312500 ft	
Sink Rate	-1440.873006 ft/min	
Closure Rate	-398.302534 ft/min	
Groundspeed	177.750000 kts	
True Airspeed	161.687500 kts	
Indicated Airspeed	160.812500 kts	
Maneuver Distance	36.913326 ft	Verified correct for current sink rate
Pilot Reaction Distance	48.029102 ft	Verified correct for current sink rate
Track Rate	0.067435 deg/sec	TAWS was using the straight alert envelope
Terr Conflict Latitude	54.825680 deg	Verified correct for the current position, altitude, track, groundspeed, EPU, ROC, maneuver distance, pilot reaction distance, and terrain database
Terr Conflict Longitude	32.099149 deg	
Terr Conflict Elevation	754.593200 ft	
<b>Event # 35</b>		
<b>Parameter</b>	<b>Value</b>	<b>Notes</b>
Alert Time (H:M:S)	06:40:29	
Alert	ROC_CAUTION	
Alerts	0x00002000	The only active alert is ROC_CAUTION
Present Position Latitude	54.825939 deg	
Present Position Longitude	32.091148 deg	
Airplane Altitude	1104.448535 ft	
Baro Altitude	1104.000000 ft	
Radio Altitude	699.250000 ft	
Sink Rate	-1335.726030 ft/min	
Closure Rate	-2335.895723 ft/min	
Groundspeed	157.625000 kts	
True Airspeed	148.500000 kts	
Indicated Airspeed	150.312500 kts	
Maneuver Distance	31.722437 ft	Verified correct for current sink rate
Pilot Reaction Distance	44.524202 ft	Verified correct for current sink rate
Track Rate	-0.035022 deg/sec	TAWS was using the straight alert envelope
Terr Conflict Latitude	54.825430 deg	Verified correct for the current position, altitude, track, groundspeed, EPU, ROC, maneuver distance, pilot reaction distance, and terrain database
Terr Conflict Longitude	32.066094 deg	
Terr Conflict Elevation	813.648320 ft	

<b>Event # 36</b>		
<b>Parameter</b>	<b>Value</b>	<b>Notes</b>
Alert Time (H:M:S)	06:40:36	
Alert	ROC_WARNING	
Alerts	0x00000020	The only active alert is ROC_WARNING
Present Position Latitude	54.825776 deg	
Present Position Longitude	32.082479 deg	
Airplane Altitude	933.464549 ft	
Baro Altitude	933.000000 ft	
Radio Altitude	425.562500 ft	
Sink Rate	-1513.345078 ft/min	
Closure Rate	-1606.621685 ft/min	
Groundspeed	156.125000 kts	
True Airspeed	149.000000 kts	
Indicated Airspeed	150.750000 kts	
Maneuver Distance	40.719994 ft	Verified correct for current sink rate
Pilot Reaction Distance	50.444838 ft	Verified correct for current sink rate
Track Rate	0.034652 deg/sec	TAWS was using the straight alert envelope
Terr Conflict Latitude	54.825639 deg	Verified correct for the current position, altitude, track, groundspeed, EPU, ROC, maneuver distance, pilot reaction distance, and terrain database
Terr Conflict Longitude	32.074702 deg	
Terr Conflict Elevation	754.593200 ft	
<b>Event # 37</b>		
<b>Parameter</b>	<b>Value</b>	<b>Notes</b>
Alert Time (H:M:S)	06:40:43	
Alert	TERRAIN_IMPACT_WARNING	
Alerts	0x00200040	There are two active alerts: TERRAIN_IMPACT_WARNING MODE_1_SINK_RATE
Present Position Latitude	54.825543 deg	
Present Position Longitude	32.073911 deg	
Airplane Altitude	751.679206 ft	
Baro Altitude	752.000000 ft	
Radio Altitude	323.250000 ft	
Sink Rate	-1505.013753 ft/min	
Closure Rate	187.173677 ft/min	
Groundspeed	154.750000 kts	
True Airspeed	144.312500 kts	
Indicated Airspeed	146.500000 kts	
Maneuver Distance	40.272882 ft	Verified correct for current sink rate
Pilot Reaction Distance	50.167127 ft	Verified correct for current sink rate
Track Rate	-0.190988 deg/sec	TAWS was using the straight alert envelope
Terr Conflict Latitude	54.825701 deg	Verified correct for the current position, altitude, track, groundspeed, EPU, ROC, maneuver distance, pilot reaction distance, and terrain database
Terr Conflict Longitude	32.079091 deg	
Terr Conflict Elevation	754.593200 ft	

**Table 3-6 Selected TAWS Parameters (Landing Event)**

Event # 38		
Parameter	Value	Notes
Alert Record Type	LANDING	Air-to-ground transition
Alert Date (M/D/Y)	04/10/2010	
Alert Time (H:M:S)	06:40:59	
Present Position Latitude	54.825022 deg	
Present Position Longitude	32.054838 deg	
Airplane Altitude	670.291288 ft	
Baro Altitude	671.000000 ft	
Radio Altitude	41.562500 ft	
Sink Rate	394.352188 ft/min	
Closure Rate	705.096987 ft/min	
Groundspeed	145.125000 kts	
True Airspeed	137.312500 kts	
Indicated Airspeed	139.437500 kts	
Flaps in Landing	1	Flaps in landing position
Gear Down	1	Gear down
On Ground	1	On ground

#### 3.4.4 Fault Log

There were three fault records recorded for April 10, 2010. Refer to APPENDIX D.

#### 3.4.5 Terrain and Airport Databases

The airport database was Version 0304, released in April 2003. The terrain database was Version 0209 released in September 2002.



#### **4 CONCLUSION**

The data extracted from the TAWS appeared to be intact. There was no indication that memory had been corrupted in the accident.

## APPENDIX A TAWS ALERT LOG PARAMETERS

Table A-1 contains a more detailed description of parameters in the alert logs than what appears in other sections of this document.

**Table A-1 Alert Log Parameter Description**

Name	Description
Record CRC	32-bit Cyclic Redundancy Checksum (CRC)  The CRC is computed over all the bytes in the alert record except the CRC itself.
Record Size	Size of the alert record (number of bytes).  The size of each alert record for SCN 10.6 is 72 bytes.
Alert Record Type	Three types of records are logged in the alert log: <ul style="list-style-type: none"> <li>• ALERT</li> <li>• LANDING</li> <li>• TAKEOFF</li> </ul> TAKEOFF records are logged on ground-to-air transitions. LANDING records are logged on air-to-ground transitions.  For TAKEOFF and LANDING records, the following parameters are always set to zero and must be considered as invalid: <ul style="list-style-type: none"> <li>• Alert = 0 (RWS_WARNING)</li> <li>• Alerts = 0 (no alerts)</li> <li>• Inhibits = 0 (all inhibits)</li> </ul> ALERT records are logged only when the current highest priority active alert is different from the previous highest priority active alert.  For all alerts summarized in this report, the parameters reflect the state of the system at the time the alert is logged.
Alert Date (M/D/Y)	Source-selected UTC date.  For this configuration, the source of this parameter in order of priority is: <ol style="list-style-type: none"> <li>1. PRIMARY FMS (L260)</li> <li>2. SECONDARY FMS (L260)</li> </ol> In the absence of UTC date from the FMS, internal timing is used to track the date. If internal timing has not been initialized, TAWS uses a default date of 01/01/1993.
Alert Time (H:M:S)	Source-selected UTC time.  For this configuration, the source of this parameter in order of priority is: <ol style="list-style-type: none"> <li>1. PRIMARY FMS (L150)</li> <li>2. SECONDARY FMS (L150)</li> </ol> In the absence of UTC time from the FMS, internal timing is used to track the time. If internal timing has not been initialized, TAWS uses a default time of 12:00:00.
SCN Version	Major version portion of the software control number (SCN).  Extracted directly from the SCN string embedded within the TAWS software.  10 for SCN 10.6.

Name	Description
SCN Revision	<p>Minor version portion of the SCN.</p> <p>Extracted directly from the SCN string embedded within the TAWs software.</p> <p>6 for SCN 10.6.</p>
Alert	<p>The highest priority active alert. This is the alert that TAWs begins to annunciate at the time the alert is logged.</p> <p>Refer to Table A-2 for a list of possible alerts sorted by priority.</p>
Alerts	<p>All active alerts. A 32-bit value containing one bit for each active alert. Bit values of 1 indicate an active alert.</p> <p>Refer to Table A-2 for the bit values and corresponding alert.</p>
Inhibits	<p>All active inhibits. A 32-bit value containing one bit for each inhibit. Bit values of 0 indicate an active inhibit. A value of FFFFFFFF indicates that no alerts are inhibited.</p> <p>Refer to Table A-2 for the bit values and corresponding inhibit.</p>
Tail Number	<p>Aircraft tail number.</p> <p>The tail number is entered as part of the configuration during system installation. The tail number in the alert log is extracted directly from the configuration data that has been read and validated by TAWs at power up.</p>
From Leg	<p>Not used in SCN 10.6. The From Leg field is hard-coded to "???".</p>
To Waypoint	<p>Identifier of the TO waypoint.</p> <p>Received from the FMS. The FMS transmits the TO waypoint identifier in words 4, 5, and 6 of the active flight plan block data transfer (L232).</p>
Origin Airport	<p>Identifier of the departure airport.</p> <p>The origin airport is the airport in the TAWs airport database closest to the aircraft position at the time of ground-to-air transition.</p>
Origin Runway	<p>Identifier of the departure end of the runway of takeoff.</p> <p>The origin runway is selected from all of the thresholds at the origin airport that have a bearing within 15 degrees of 180 degrees plus aircraft track. If no runways satisfy this condition, the origin is "None".</p> <p>TAWs selects between parallel runways that satisfy the 15-degree limit by finding the threshold for which the line extended (either direction) through the threshold and the aircraft position is most parallel with the runway center line.</p>
Destination Airport	<p>Identifier of the destination airport.</p> <p>If the FMS flight plan has a destination airport that is in the TAWs airport database, TAWs will select the destination airport when within 15 nm and at or below 6,500 feet above field elevation.</p>
Destination Runway	<p>Identifier of the destination runway.</p> <p>If TAWs has a destination airport, it will select the destination runway at that airport using the destination runway from the FMS flight plan, flight plan adherence, and additional logic based on proximity and geometry.</p>

Name	Description
Flight Phase	<p>The flight phase as computed by TAWS. There are four possible flight phases:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• DEPARTURE</li> <li>• ENROUTE</li> <li>• TERMINAL</li> <li>• APPROACH</li> </ul> <p>The flight phase takes into account flap inputs, localizer/glideslope values, TOGA state, position relative to origin or destination.</p> <p>The APPROACH flight phase is entered under any one of the following conditions:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Flaps In Landing input is true</li> <li>• Flap Inhibit is true</li> <li>• Precision approach (localizer tuned and localizer deviation less than 2 dots, glideslope deviation valid and less than 2 dots)</li> <li>• Destination is valid and within 5 nm and 3,000 feet of destination</li> </ul>
Flight Plan Adherence	<p>Flight plan adherence is a determination by TAWS that the FMS is following the flight plan. Flight plan adherence is false by default. To be true, it requires a number of conditions to be met, at a minimum:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Flight plan must be entered</li> <li>• FMS must indicate that there is a TO leg</li> <li>• FMS must indicate that there is a FROM waypoint that is not a GAP</li> <li>• Cross Track Distance received from the FMS must be valid (Label 116)</li> <li>• Track Angle Error received from the FMS must be valid (Label 005)</li> <li>• The FMS must not be indicating that selected cross track mode is active</li> </ul> <p>If the required inputs are valid, the flight plan adherence will be considered true if the Cross Track + Estimated Position Uncertainty (EPU) is at or below Terrain Required Position Accuracy (TRPA).</p> <p>If the above conditions are still not met, TAWS determines flight plan adherence for the special case where the FMS is sequencing a leg and commands a turn. The turning logic considers many inputs.</p>
Present Position Latitude	<p>Latitude of the current aircraft position, in degrees.</p> <p>For this configuration, the source of this parameter in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. PRIMARY FMS (L310 and L340)</li> <li>2. SECONDARY FMS (L310 and L340)</li> </ol> <p>The position is derived by combining coarse and fine latitude labels (L310 and L340).</p>
Present Position Longitude	<p>Longitude of the current aircraft position, in degrees.</p> <p>For this configuration, the source of this parameter in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. PRIMARY FMS (L311 and L341)</li> <li>2. SECONDARY FMS (L311 and L341)</li> </ol> <p>The position is derived by combining coarse and fine longitude labels (L311 and L341).</p>

Name	Description
Airplane Altitude	<p>Altitude used for alerts, in feet.</p> <p>During non-QFE operations, TAWS derives airplane altitude from both baro-corrected and uncorrected pressure altitude. TAWS computes a filtered baro correction value by filtering the difference between baro-corrected and pressure altitude inputs. Airplane altitude is computed as the uncorrected pressure altitude input with the filtered baro-correction added. Thus, during non-QFE operations, airplane altitude can be expected to lag the baro-corrected input slightly.</p> <p>During QFE operations, TAWS will perform additional processing on the baro-corrected altitude input to adjust it for QNH.</p>
Baro Altitude	<p>Baro-corrected pressure altitude input, in feet.</p> <p>Value of the source-selected baro-corrected pressure altitude input.</p> <p>For this configuration, the source of this parameter in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. ADC (L204)</li> <li>2. PRIMARY FMS (L204)</li> <li>3. SECONDARY FMS (L204)</li> </ol>
Radio Altitude	<p>Filtered radio altimeter, in feet.</p> <p>For this configuration, the sources of Radio Altitude are analog inputs.</p> <p>For analog Radio Altitude, the analog inputs are invalidated for values greater than the configured maximum (2,500 feet). The analog inputs are sampled every 10 milliseconds. The filtered radio altitude is computed every 100 milliseconds.</p> <p>When both radio altitude inputs are valid, the filtered inputs are averaged.</p>
Sink Rate	<p>Computed vertical speed, in feet/minute.</p> <p>TAWS computes vertical speed based on available inputs in this order of priority:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Filtered vertical speed (L212) from the selected ADC</li> <li>2. Filtered rate of change of baro-corrected altitude (L204) from the selected ADC</li> </ol> <p>For this configuration, the source of air data parameters in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. ADC</li> <li>2. PRIMARY FMS</li> <li>3. SECONDARY FMS</li> </ol>
Selected Altitude	<p>Selected altitude, in feet.</p> <p>For this configuration, the source of this parameter in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. ADC (L102)</li> <li>2. PRIMARY FMS (L102)</li> <li>3. SECONDARY FMS (L102)</li> </ol> <p>TAWS does not use Selected Altitude in SCN 10.6.</p>
Closure Rate	<p>Computed rate of change of radio altitude, in feet/minute.</p> <p>Closure rate is computed as a filtered rate of change for each radio altimeter input. For airspeeds greater than 178 knots, closure rate is increased as a function of speed.</p> <p>If both radio altimeter inputs are valid, the computed closure rate is the average of both rates.</p>



Name	Description
Groundspeed	<p>Groundspeed, in knots.</p> <p>Groundspeed is selected from the same source that provides position data.</p> <p>For this configuration, the source of this parameter in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. PRIMARY FMS (L312)</li> <li>2. SECONDARY FMS (L312)</li> </ol>
True Airspeed	<p>True airspeed, in knots.</p> <p>For this configuration, the source of this parameter in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. ADC (L210)</li> <li>2. PRIMARY FMS (L210)</li> <li>3. SECONDARY FMS (L210)</li> </ol>
Indicated Airspeed	<p>Indicated airspeed, in knots.</p> <p>For this configuration, the source of this parameter in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. ADC (L206)</li> <li>2. PRIMARY FMS (L206)</li> <li>3. SECONDARY FMS (L206)</li> </ol>
Flaps in Landing	<p>State of flaps-in-landing discrete input.</p> <p>"FLAPS" or 1 indicates discrete is asserted.  "NO FLAPS" or 0 otherwise.</p>
Gear Down	<p>State of gear down discrete input.</p> <p>"DOWN" or 1 indicates discrete is asserted.  "UP" or 0 otherwise.</p>
On Ground	<p>Filtered air/ground discrete input.</p> <p>"GROUND" or 1 indicates discrete is asserted and TAWS has declared the aircraft to be on the ground.  "AIR" or 0 indicates TAWS considers the aircraft to be in the air.</p>
Glideslope Inhibit	<p>State of TAWS internal glideslope inhibit.</p> <p>TAWS determines glideslope inhibit by monitoring transitions of the glideslope inhibit input discrete (a momentary type).</p> <p>When the discrete is asserted momentarily and radio altitude is at or below 2,000 feet, glideslope inhibit is considered true.</p> <p>When the discrete is asserted momentarily again, or radio altitude exceeds 2,100 feet, glideslope inhibit is considered false.</p> <p>When inhibited, ground proximity Mode 5 alerts are suppressed from annunciation.</p>
Decision Height Inhibit	<p>The decision height inhibit input is not used in SCN 10.6. It cannot be configured, and TAWS will not accept any configuration with it enabled.</p> <p>Decision height inhibit will always be 0, indicating not inhibited.</p>

Name	Description
Flap Inhibit	<p>State of flap inhibit discrete input.</p> <p>"INHIBIT" or 1 indicates discrete is asserted.            "NO INHIBIT" or 0 otherwise.</p> <p>When inhibited, ground proximity Mode 4B alerts are suppressed from annunciation.</p>
Terrain Inhibit	<p>State of terrain inhibit discrete input.</p> <p>"INHIBIT" or 1 indicates discrete is asserted.            "NO INHIBIT" or 0 otherwise.</p> <p>When inhibited, forward-looking terrain alerts are suppressed from annunciation.</p>
Master Audio Cancel	<p>State of the master audio cancel discrete input.</p> <p>When configured, master audio cancel provides a means to suppress the aural annunciation for the currently active alert.</p> <p>Master audio cancel was not configured for this aircraft.</p>
Inhibit All Modes	<p>State of GPWS modes inhibit input discrete.</p> <p>"INHIBIT" or 1 indicates discrete is asserted.            "NO INHIBIT" or 0 otherwise.</p> <p>When inhibited, ground proximity alerts (Modes 1 through 6) are suppressed from annunciation.</p>
Takeoff/Go-around	<p>Takeoff/Go-around mode.</p> <p>Computed by TAWS. Takeoff/Go-around mode takes into account air/ground input, gear input, sink rate, radio altitude, go-around indication from FMS (active leg), and TOGA discrete input.</p>
Backcourse Approach	<p>State of either backcourse approach input discrete.</p> <p>When configured, the backcourse discrete inputs are used to inhibit glideslope alerts on backcourse approaches.</p> <p>The backcourse approach discrettes were not configured for this aircraft.</p>
Required Nav Precision	<p>Required Navigation Precision (RNP), in nautical miles.</p> <p>RNP is received from the FMS (L230). If RNP is valid and less than Terrain Required Position Accuracy (TRPA), it is used for alert algorithms in place of TRPA. Refer to Terr Required Pos Accuracy for more.</p>
Estimated Pos Uncertainty	<p>Estimated Position Uncertainty (EPU), in nautical miles.</p> <p>EPU is computed or selected based on the source of position data and represents the uncertainty in the position. For this configuration, EPU is selected from the primary or secondary FMS (L231).</p> <p>EPU is used in the size of the envelope used for alerting. The envelope width is 1.8 times EPU and it extends 1.8 times EPU behind the current position. The forward extent of the envelope is 4 times EPU plus a look-ahead distance (groundspeed times 60, 90, or 120 seconds).</p>

Name	Description
Terr Required Pos Accuracy	<p>Terrain Required Position Accuracy (TRPA), in nautical miles.</p> <p>If Estimated Position Uncertainty (EPU) exceeds TRPA the terrain alerts are inoperative. This is annunciated via the TERR INOP lamp and the "Terrain Position Unavailable" message on the TAWS display.</p> <p>The default TRPA is based on flight phase. For the APPROACH phase of flight, the default TRPA is 0.5 nautical miles. If Required Navigation Precision (RNP) is smaller, it will be used in place of TRPA.</p>
Maneuver Distance	<p>Maneuver distance, in feet.</p> <p>The maneuver distance is <math>0.21 * (\text{Sink Rate})^2</math>, where Sink Rate is in meters per second. Maneuver distance constrains the level-off acceleration to a maximum allowed G value for the current vertical speed.</p> <p>Maneuver distance is used to expand the vertical extent of the alert envelope during descent.</p>
Pilot Reaction Distance	<p>Pilot reaction distance, in feet.</p> <p>The pilot reaction distance is Pilot Reaction Time * Sink Rate, where Pilot Reaction Time depends on flight phase. During approach, Pilot Reaction Time is 2 seconds.</p> <p>Pilot reaction distance is used to expand the vertical extent of the alert envelope during descent.</p>
Curr Required Obs Clearance	<p>Active Required Obstacle Clearance (ROC), in feet.</p> <p>The ROC depends on flight phase and whether the aircraft is in descent. During the approach phase of flight ROC is 100 feet for descent and 150 feet for level flight. Descent is triggered by a sink rate of more than 500 feet per minute. Once triggered, descent mode continues until sink rate reaches 0 feet per minute.</p> <p>ROC is used as the basic vertical extent of the alert envelope during level flight and descent. During descent the maneuver distance and pilot reaction distance are added to ROC to expand the vertical envelope.</p>
Glideslope Deviation	<p>Glideslope deviation, in dots.</p> <p>For this configuration the source for glideslope deviation is the low-speed digital ILS receiver (L174).</p>
Localizer Deviation	<p>Localizer deviation, in dots.</p> <p>For this configuration the source for localizer deviation is the low-speed digital ILS receiver (L173).</p>
Localizer Tuned	<p>Status of localizer tuned.</p> <p>"TRUE" or 1 indicates localizer is tuned.  "FALSE" or 0 otherwise.</p> <p>TAWS derives the Localizer Tuned status from various inputs from the ILS receiver. For this configuration, the Localizer Tuned state is determined from the state of the ILS Mode input discrete, or from the ILS frequency (L033) being valid and between 108000.0 and 112000.0.</p>
ILS Mode	<p>State of either ILS Mode input discrete.</p> <p>1 indicates either ILS Mode 1 discrete or ILS Mode 2 discrete is asserted.  TF indicates ILS Mode 1 discrete was asserted and ILS Mode 2 discrete was not.  FF indicates neither ILS Mode discrete was asserted.</p>

Name	Description
True Track	<p>True track angle, in degrees.</p> <p>True track is selected from the same source that provides position data.</p> <p>For this configuration, the source of this parameter in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. PRIMARY FMS (L313)</li> <li>2. SECONDARY FMS (L313)</li> </ol>
Track Rate	<p>Computed rate of change of true track, in degrees/sec.</p> <p>Track rate is used to determine if the aircraft is turning. For track rates with magnitude less than 1 degrees/second, TAWS uses a straight, nearly rectangular alert envelope.</p>
Cross Track	<p>Lateral distance from the FMS flight plan, in nautical miles.</p> <p>The source of this parameter in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. PRIMARY FMS (L116)</li> <li>2. SECONDARY FMS (L116)</li> </ol>
Terr Conflict Latitude	<p>Latitude of the terrain cell associated with the logged alert, in degrees.</p> <p>The alert algorithm examines the terrain cells contained within the lateral boundaries of the alert envelope. The lateral boundaries of the alert envelope depend on present position, EPU, track, groundspeed and look-ahead time.</p> <p>When the elevation of a terrain cell penetrates the floor of the alert envelope, an alert is generated. The algorithm examines cells beginning from the back of the envelope and proceeding forward. The back of the envelope extends behind the current aircraft position to account for position uncertainty.</p>
Terr Conflict Longitude	<p>Longitude of the terrain cell associated with the logged alert, in degrees.</p> <p>Refer to Terr Conflict Latitude for more description.</p>
Terr Conflict Elevation	<p>Elevation of the terrain cell associated with the logged alert, in degrees.</p> <p>Refer to Terr Conflict Latitude for more description.</p>
Roll Angle	<p>Filtered roll angle, in degrees.</p> <p>TAWS filters the roll angle input for use in the bank angle limit alert. Bank angle limit is a configurable alert, which was not configured in this aircraft.</p> <p>For this configuration, the source of the input to the filter in order of priority is:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. PRIMARY FMS (L325)</li> <li>2. SECONDARY FMS (L325)</li> </ol>
Nav Frequency	<p>The tuned ILS or VOR frequency.</p> <p>For this configuration, the source of the input is the ILS receiver.</p>
QFE Selected	<p>Reflects a request for QFE mode.</p> <p>"SELECTED" or 1 indicates QFE mode was requested.          "NOT SEL'D" or 0 otherwise.</p> <p>The QFE Mode Status indicates the actual state of TAWS QFE operation.</p>

Name	Description
QFE Ref Airport	<p>QFE reference airport.</p> <p>While the QFE Mode function is active, the selected origin or destination airport is referenced to an elevation of 0 feet instead of MSL. This airport is called the QFE Reference Airport. For an airport to become the QFE reference airport, it must be in the airport database.</p>
QFE Mode Status	<p>Operational status of QFE mode.</p> <p>Status of NOT ACTIVE indicates QFE mode has not been selected. Status of ACTIVE indicates QFE mode is operational. Any other status indicates QFE mode has been selected but the conditions for activation of QFE cannot be met.</p> <p>The complete list of possible QFE Mode Status values is:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• NOT ACTIVE</li> <li>• ACTIVE</li> <li>• NO DEPART AIRPORT</li> <li>• NO ARRIVAL AIRPORT</li> <li>• TERR INOP</li> <li>• TERR INHIBIT</li> <li>• ABOVE TRANSITION ALT</li> <li>• NOT IN DEPART TERM AREA</li> <li>• PRESSURE ALT FAIL</li> <li>• BARO COMP CHANGED</li> <li>• BARO ALT FAIL</li> <li>• ARRIVAL AIRPORT CHANGED</li> </ul>
MSL Altitude	<p>When configured for WGS84 GPS datum, the MSL altitude is computed as:  <math>MSL\ Altitude = GPS\ Altitude + Geoidal\ Separation</math></p> <p>The source of GPS Altitude for this configuration is the FMS (primary or secondary). The Geoidal Separation is calculated internally via a built-in model.</p> <p>TAWS does not use MSL Altitude in SCN 10.6.</p>

Table A-2 lists all alert types that the UASC TAWS can generate. The list is sorted in decreasing order of alert priority. The identifiers (1, 2A, etc.) in the Alert Description fields refer to GPWS modes 1 through 7. The Bit Number indicates the corresponding bit in the Alerts and Inhibits words of the Alert Log, where bit zero is the least significant (right-most) bit.

**Table A-2 TAWS Alerts (Ordered by Priority)**

Alert Name	Alert Description	Bit Number
RWS_WARNING	WARNING: Reactive Windshear Warning (7)	0
MODE_1_PULL_UP	WARNING: Pull Up (1)	1
MODE_2A_PULL_UP	WARNING: Pull Up (2A)	2
MODE_2A_TERRAIN_WARNING_PREFACE	WARNING: Terrain (2A)	3
HIGH_TERRAIN_IMPACT_WARNING	WARNING: Terrain Ahead Pull Up	4
ROC_WARNING	WARNING: Terrain Ahead Pull Up	5
TERRAIN_IMPACT_WARNING	WARNING: Terrain Ahead Pull Up	6
PWS_WARNING	WARNING: Predictive Windshear	7
MODE_2B_PULL_UP	WARNING: Pull Up (2B)	8
MODE_2A_TERRAIN	CAUTION: Terrain Terrain (2A)	9



<b>Alert Name</b>	<b>Alert Description</b>	<b>Bit Number</b>
MODE_2B_TERRAIN	CAUTION: Terrain Terrain (2B)	10
MODE_6_ALTITUDE_CALLOUTS_MIN	INFORMATIONAL: Minimums (6)	11
HIGH_TERRAIN_IMPACT_CAUTION	CAUTION: Terrain	12
ROC_CAUTION	CAUTION: Terrain	13
TERRAIN_IMPACT_CAUTION	CAUTION: Terrain	14
MODE_4_TERRAIN	CAUTION: Too Low Terrain (4)	15
MGCB_ALERT	CAUTION: Terrain Clearance Plane	16
MODE_6_ALTITUDE_CALLOUT_500	INFORMATIONAL: Altitude Callouts (6)	17
MODE_6_ALTITUDE_CALLOUT	INFORMATIONAL: Altitude Callouts (6)	18
MODE_4A_GEAR	CAUTION: Too Low Gear (4A)	19
MODE_4B_FLAPS	CAUTION: Too Low Flaps (4B)	20
MODE_1_SINK_RATE	CAUTION: Sink Rate (1)	21
MODE_3_DONT_SINK	CAUTION: Sink Rate	22
MODE_5_LOUD_GLIDE_SLOPE	CAUTION: (Hard) Glideslope (5)	23
MODE_5_SOFT_GLIDE_SLOPE	CAUTION: (Soft) Glideslope (5)	24
PWS_CAUTION	CAUTION: Predictive Windshear Caution	25
MODE_6_ALTITUDE_CALLOUT_APPROACH	INFORMATIONAL: Approaching Minimums (6)	26
MODE_6_BANK_ANGLE	CAUTION: Bank Angle (6)	27
FLIGHT_PLAN_THROUGH_TERRAIN_ADVISORY	ADVISORY: Check Flight Plan Terrain	28
MSA_ADVISORY	ADVISORY: Below MSA	29
CHECK_ALTITUDE	ADVISORY: Altimeter Setting	30

## **APPENDIX B TAWS DATA-EXTRACTION PROCEDURE**

### **Checklist for Extracting Data from TAWS NVRAM (SCN 10.6)**

**May 07, 2010**

#### Verify Lab Bench Setup

1. The PC should have the following:
  - SDS debugger / probe
  - Hyperterm configured for TAWS monitor program
2. A golden unit (S/N 222) should be installed in rack with breakout box.
3. A grounded anti-static mat is available for unit disassembly.

#### Remove CPU/Video Board Assembly from the Customer TAWS

4. Closely examine the physical condition of the Customer TAWS unit. Note any damage, etc. Note condition of seals.
5. Put on a grounding strap.
6. Remove the top and side panels. Note any obvious damage inside.
7. Remove the CPU/Video Board Assembly (PN 00301010).

#### Rework the CPU Board

This rework will disable the write enable line to the NVRAM device unless a jumper is installed (Write Enable Jumper).

8. Examine the CPU board for any damage. If the CPU board has obvious damage that will prevent it from powering up then conduct the steps in section "Replace U20 on Golden Unit with Customer U20" then continue with step 9.
9. Conduct rework per attached instructions. The rework will render the NVRAM device to be read-only unless the Write Enable Jumper is installed.
10. Install a debug connector if necessary.

#### Install CPU/Video Board Assembly into Golden Unit

11. Make sure power is off.
12. Put on a grounding strap.
13. Install the CPU/Video Board Assembly from customer's TAWS into golden unit.

14. Make sure the Write Enable Jumper is **not** installed.
15. Measure no continuity between U20 pin 30 and the write enable leg of the jumper.  
Measure continuity between U20 pin 30 and the other leg of the jumper.
16. Measure 2.74K ohm between U20 pin 30 and U20 pin 32.

#### Extract NVRAM Contents via Debugger

17. Verify power is off.
18. Install the golden unit in the rack.
19. Make sure the Write Enable Jumper is **not** installed.
20. Make sure there is no external configuration module connected.
21. Connect the Watchdog Jumper.
22. Start Hyperterm and open TAWS.ht.
23. Verify connection between COM1 and the breakout box.
24. Turn **on** capture mode to log output from the unit.
25. Turn power on.
26. Wait for the boot software to stop (NVRAM failure).
27. Connect the debugger probe and establish a debug session (debug without file).
28. Execute the following command from the SDS command prompt:  
*upload 0xffe00000,32k nvram.bin*
29. Use the *pwd* SDS command to locate the .bin file.
30. Move the .bin file to locations C:\TAWS\_10\_6

#### Dump the NVRAM Logs with RAM software

This procedure uses a RAM build of SCN 10.6 (SCN 10.6de) which ignores the failure to write NVRAM.

31. Make sure the Write Enable Jumper is **not** installed.
32. Load the modified TAWS 10.6 software with the debugger (SCN 10.6de).
33. Start the application with the debugger.

34. Make sure the version field shows 10.6de.
35. Put a blank Zip disk into the DTU.
36. Navigate to page 30 and dump the logs.
37. Navigate to page 26 (Misc Data) and copy the contents of this page to file  
C:\TAWS\_10\_6\misc\_data.txt.

Note: Only the following fields on the Misc Data page are applicable to the Customer's  
TAWS:

- CPU Boot Version and Date
- Config Module Version
- GFX File System Version and Date
- CPU Boot CRC
- MAC Address
- IP Address

38. Stop the debugger.
39. Stop Hypterterm capture mode.
40. Remove the Zip disk from the DTU.
41. Turn power off.
42. Move the Zip disk files to locations C:\TAWS\_10\_6.
43. Copy all collected data to a network location (U: drive).

#### Check the validity of the Collected Data

44. Use HexWorkshop program to examine the *nvr.am.bin* file for validity.
45. Parse the .bin file with *nvmparse.exe*  
*nvmparse nvr.am.bin*
46. Examine the *nvr.am.txt* file for validity and agreement with the dumped logs  
(TAWS\_ALT.txt and TAWS\_FLT.txt).

#### Capture Database Information from Customer Flash Board

The following steps will extract the versions, dates, and CRC's of the terrain and airport  
databases from the Customer's flash board.

47. Reinstall the golden unit CPU/Video board assembly.
48. Remove the flash board from the golden unit.

49. Tag or mark the golden unit flash board to distinguish it from the flash board from the customer's unit.
50. Put on a grounding strap.
51. Remove the flash board from the customer's TAWS.
52. Inspect the customer's flash board for damage.
53. Install customer's flash board into the golden unit.
54. Verify power is off.
55. Install the golden unit in the rack.
56. Start Hyperterm and open TAWS.ht.
57. Verify connection between COM1 and the breakout box.
58. Turn power on.
59. Navigate to page 26 (Misc Data) and copy the contents of this page to file C:\TAWS\_10\_6\misc\_data2.txt.

Note: Only the following fields on the Misc Data page are applicable to the Customer's TAWS:

- Terrain DB Version, Effective Date, and Build Date
- Airport DB Version, Effective Date, and Build Date
- Terrain DB CRC
- Airport DB CRC

60. Turn power off.
61. Create new text file named versions.txt with the following text:  
This file contains only data which is applicable to the subject TAWS unit. The data were captured from the TAWS Misc Data pages (page 26) using (1) the CPU board from the subject unit (misc\_data.txt) and (2) the flash memory board from the subject unit (misc\_data2.txt).
62. Copy the fields applicable to the customer's TAWS captured in step 37 from misc\_data.txt to versions.txt.
63. Copy the fields applicable to the customer's TAWS captured in step 59 from misc\_data2.txt to versions.txt.
64. Copy newly collected data to a network location (U: drive).
65. Restore the configuration of the customer's TAWS.



### Replace U20 on Golden Unit with Customer U20

The following steps are only required if the previous two data extraction methods did not work or the board is in a condition where applying power is not possible.

66. Remove the CPU/Video Board Assembly from the customer's TAWs.
67. Remove U20 from the CPU board (Customer U20).
68. Remove U20 from the Golden unit CPU board.
69. Install Customer U20 on the golden unit CPU board.
70. Run the procedures beginning with section "Rework the CPU Board" up to this section using the golden CPU board with the Customer U20.

### Capture Database Information from Customer Flash Board with Failed Flash

The following steps were added after a failure at step 59. Damage was observed on flash memory device U48. These steps will execute modified TAWs software via the debugger. The modified software will report but ignore all flash memory device failures. This should allow capturing the database versions, dates, and CRCs from page 26 assuming the failure is isolated to U48.

71. Install the customer flash board into the golden unit.
72. Verify power is off.
73. Install the golden unit in the rack.
74. Connect the Watchdog Jumper.
75. Start Hyperterm and open TAWs.ht.
76. Turn **on** capture mode to log output from the unit.
77. Verify connection between COM1 and the breakout box.
78. Turn power on.
79. Wait for the boot code to launch the main application.
80. Load the modified TAWs 10.6 software with the debugger (SCN 10.6fb).
81. Start the application with the debugger.
82. Make sure the version field shows 10.6fb.

83. Turn off capture mode.
84. Continue with steps 59 through 65.

**APPENDIX C EXTRACTED ALERT LOG**  
**April 10, 2010, Alert Log Extracted from NVRAM**

-----  
Alert Record 38  
-----

Record CRC: 0x849da809 (Computed: 0x849da809)  
Record Size: 394  
Alert Record Type: LANDING  
Alert Date (M/D/Y): 04/10/2010  
Alert Time (H:M:S): 06:40:59  
SCN Version: 10  
SCN Revision: 6  
Alert: RWS\_WARNING  
Alerts: 0x00000000  
Inhibits: 0x00000000  
Tail Number: 101  
From Leg: ???  
To Waypoint: XUBS  
Origin Airport: none  
Origin Runway: none  
Destination Airport: none  
Destination Runway: none  
Flight Phase: APPROACH  
Flight Plan Adherence: 0  
Present Position Latitude: 54.825022 deg  
Present Position Longitude: 32.054838 deg  
Airplane Altitude: 670.291288 ft  
Baro Altitude: 671.000000 ft  
Radio Altitude: 41.562500 ft  
Sink Rate: 394.352188 ft/min  
Selected Altitude: 0.000000 ft  
Closure Rate: 705.096987 ft/min  
Groundspeed: 145.125000 kts  
True Airspeed: 137.312500 kts  
Indicated Airspeed: 139.437500 kts  
Flaps in Landing: 1  
Gear Down: 1  
On Ground: 1  
Glideslope Inhibit: 0  
Decision Height Inhibit: 0  
Flap Inhibit: 0  
Terrain Inhibit: 0  
Master Audio Cancel: 0  
Inhibit All Modes: 0  
Takeoff/Go-around: 0  
Backcourse Approach: 0  
Required Nav Precision: 1.000000 nm  
Estimated Pos Uncertainty: 0.100000 nm  
Terr Required Pos Accuracy: 0.500000 nm  
Manuever Distance: 0.017777 ft  
Pilot Reaction Distance: 1.054002 ft  
Curr Required Obs Clearance: 100.000003 ft  
Glideslope Deviation: 0.095982 dots  
Localizer Deviation: 0.108367 dots  
Localizer Tuned: 0  
ILS Mode: 0  
True Track: -92.988281 deg  
Track Rate: -0.064736 deg/sec  
Cross Track: 0.343750 nm  
Terr Conflict Latitude: 54.825221 deg  
Terr Conflict Longitude: 32.061042 deg  
Terr Conflict Elevation: 813.648320 ft  
Roll Angle: 0.000000 deg  
Nav Frequency: 0.000008  
QFE Selected: 0  
QFE Ref Airport:  
QFE Mode Status: QFE\_NOT\_ACTIVE  
MSL Altitude: 1002.226390 feet

-----  
Alert Record 37  
-----

Record CRC: 0x2ce09751 (Computed: 0x2ce09751)  
Record Size: 394  
Alert Record Type: ALERT  
Alert Date (M/D/Y): 04/10/2010  
Alert Time (H:M:S): 06:40:43  
SCN Version: 10  
SCN Revision: 6  
Alert: TERRAIN\_IMPACT\_WARNING  
Alerts: 0x00200040  
Inhibits: 0xfe7fffff  
Tail Number: 101  
From Leg: ???  
To Waypoint: XUBS  
Origin Airport: EPWA  
Origin Runway: W11  
Destination Airport: none  
Destination Runway: none  
Flight Phase: APPROACH  
Flight Plan Adherence: 0  
Present Position Latitude: 54.825543 deg  
Present Position Longitude: 32.073911 deg  
Airplane Altitude: 751.679206 ft  
Baro Altitude: 752.000000 ft  
Radio Altitude: 323.250000 ft  
Sink Rate: -1505.013753 ft/min  
Selected Altitude: 0.000000 ft  
Closure Rate: 187.173677 ft/min  
Groundspeed: 154.750000 kts  
True Airspeed: 144.312500 kts  
Indicated Airspeed: 146.500000 kts  
Flaps in Landing: 1  
Gear Down: 1  
On Ground: 0  
Glideslope Inhibit: 0  
Decision Height Inhibit: 0  
Flap Inhibit: 0  
Terrain Inhibit: 0  
Master Audio Cancel: 0  
Inhibit All Modes: 0  
Takeoff/Go-around: 0  
Backcourse Approach: 0  
Required Nav Precision: 1.000000 nm  
Estimated Pos Uncertainty: 0.100000 nm  
Terr Required Pos Accuracy: 0.500000 nm  
Manuever Distance: 40.272882 ft  
Pilot Reaction Distance: 50.167127 ft  
Curr Required Obs Clearance: 100.000003 ft  
Glideslope Deviation: 0.095982 dots  
Localizer Deviation: 0.108367 dots  
Localizer Tuned: 0  
ILS Mode: 0  
True Track: -93.032227 deg  
Track Rate: -0.190988 deg/sec  
Cross Track: 0.546875 nm  
Terr Conflict Latitude: 54.825701 deg  
Terr Conflict Longitude: 32.079091 deg  
Terr Conflict Elevation: 754.593200 ft  
Roll Angle: 0.000000 deg  
Nav Frequency: 0.000008  
QFE Selected: 0  
QFE Ref Airport:  
QFE Mode Status: QFE\_NOT\_ACTIVE  
MSL Altitude: 1264.347891 feet

-----  
Alert Record 36  
-----

Record CRC: 0x6a49bf32 (Computed: 0x6a49bf32)  
Record Size: 394  
Alert Record Type: ALERT  
Alert Date (M/D/Y): 04/10/2010  
Alert Time (H:M:S): 06:40:36  
SCN Version: 10  
SCN Revision: 6  
Alert: ROC\_WARNING  
Alerts: 0x00000020  
Inhibits: 0xfe7fffff  
Tail Number: 101  
From Leg: ???  
To Waypoint: XUBS  
Origin Airport: EPWA  
Origin Runway: W11  
Destination Airport: none  
Destination Runway: none  
Flight Phase: APPROACH  
Flight Plan Adherence: 0  
Present Position Latitude: 54.825776 deg  
Present Position Longitude: 32.082479 deg  
Airplane Altitude: 933.464549 ft  
Baro Altitude: 933.000000 ft  
Radio Altitude: 425.562500 ft  
Sink Rate: -1513.345078 ft/min  
Selected Altitude: 0.000000 ft  
Closure Rate: -1606.621685 ft/min  
Groundspeed: 156.125000 kts  
True Airspeed: 149.000000 kts  
Indicated Airspeed: 150.750000 kts  
Flaps in Landing: 1  
Gear Down: 1  
On Ground: 0  
Glideslope Inhibit: 0  
Decision Height Inhibit: 0  
Flap Inhibit: 0  
Terrain Inhibit: 0  
Master Audio Cancel: 0  
Inhibit All Modes: 0  
Takeoff/Go-around: 0  
Backcourse Approach: 0  
Required Nav Precision: 1.000000 nm  
Estimated Pos Uncertainty: 0.100000 nm  
Terr Required Pos Accuracy: 0.500000 nm  
Manuever Distance: 40.719994 ft  
Pilot Reaction Distance: 50.444838 ft  
Curr Required Obs Clearance: 100.000003 ft  
Glideslope Deviation: 0.095982 dots  
Localizer Deviation: 0.108367 dots  
Localizer Tuned: 0  
ILS Mode: 0  
True Track: -91.757813 deg  
Track Rate: 0.034652 deg/sec  
Cross Track: 0.640625 nm  
Terr Conflict Latitude: 54.825639 deg  
Terr Conflict Longitude: 32.074702 deg  
Terr Conflict Elevation: 754.593200 ft  
Roll Angle: 0.000000 deg  
Nav Frequency: 0.000008  
QFE Selected: 0  
QFE Ref Airport:  
QFE Mode Status: QFE\_NOT\_ACTIVE  
MSL Altitude: 1410.346283 feet



-----  
Alert Record 35  
-----

Record CRC: 0x1lea0cea5 (Computed: 0x1lea0cea5)  
Record Size: 394  
Alert Record Type: ALERT  
Alert Date (M/D/Y): 04/10/2010  
Alert Time (H:M:S): 06:40:29  
SCN Version: 10  
SCN Revision: 6  
Alert: ROC\_CAUTION  
Alerts: 0x00002000  
Inhibits: 0xfe7fffff  
Tail Number: 101  
From Leg: ???  
To Waypoint: XUBS  
Origin Airport: EPWA  
Origin Runway: W11  
Destination Airport: none  
Destination Runway: none  
Flight Phase: APPROACH  
Flight Plan Adherence: 0  
Present Position Latitude: 54.825939 deg  
Present Position Longitude: 32.091148 deg  
Airplane Altitude: 1104.448535 ft  
Baro Altitude: 1104.000000 ft  
Radio Altitude: 699.250000 ft  
Sink Rate: -1335.726030 ft/min  
Selected Altitude: 0.000000 ft  
Closure Rate: -2335.895723 ft/min  
Groundspeed: 157.625000 kts  
True Airspeed: 148.500000 kts  
Indicated Airspeed: 150.312500 kts  
Flaps in Landing: 1  
Gear Down: 1  
On Ground: 0  
Glideslope Inhibit: 0  
Decision Height Inhibit: 0  
Flap Inhibit: 0  
Terrain Inhibit: 0  
Master Audio Cancel: 0  
Inhibit All Modes: 0  
Takeoff/Go-around: 0  
Backcourse Approach: 0  
Required Nav Precision: 1.000000 nm  
Estimated Pos Uncertainty: 0.100000 nm  
Terr Required Pos Accuracy: 0.500000 nm  
Manuever Distance: 31.722437 ft  
Pilot Reaction Distance: 44.524202 ft  
Curr Required Obs Clearance: 100.000003 ft  
Glideslope Deviation: 0.095982 dots  
Localizer Deviation: 0.108367 dots  
Localizer Tuned: 0  
ILS Mode: 0  
True Track: -92.021484 deg  
Track Rate: -0.035022 deg/sec  
Cross Track: 0.738281 nm  
Terr Conflict Latitude: 54.825430 deg  
Terr Conflict Longitude: 32.066094 deg  
Terr Conflict Elevation: 813.648320 ft  
Roll Angle: 0.000000 deg  
Nav Frequency: 0.000008  
QFE Selected: 0  
QFE Ref Airport:  
QFE Mode Status: QFE\_NOT\_ACTIVE  
MSL Altitude: 1595.344749 feet

-----  
Alert Record 34  
-----

Record CRC: 0xdeca5e93 (Computed: 0xdeca5e93)  
Record Size: 394  
Alert Record Type: ALERT  
Alert Date (M/D/Y): 04/10/2010  
Alert Time (H:M:S): 06:40:03  
SCN Version: 10  
SCN Revision: 6  
Alert: ROC\_CAUTION  
Alerts: 0x00002000  
Inhibits: 0xfe7fffff  
Tail Number: 101  
From Leg: ???  
To Waypoint: XUBS  
Origin Airport: EPWA  
Origin Runway: W11  
Destination Airport: none  
Destination Runway: none  
Flight Phase: APPROACH  
Flight Plan Adherence: 0  
Present Position Latitude: 54.826754 deg  
Present Position Longitude: 32.125595 deg  
Airplane Altitude: 1080.053887 ft  
Baro Altitude: 1080.000000 ft  
Radio Altitude: 1159.312500 ft  
Sink Rate: -1440.873006 ft/min  
Selected Altitude: 0.000000 ft  
Closure Rate: -398.302534 ft/min  
Groundspeed: 177.750000 kts  
True Airspeed: 161.687500 kts  
Indicated Airspeed: 160.812500 kts  
Flaps in Landing: 1  
Gear Down: 1  
On Ground: 0  
Glideslope Inhibit: 0  
Decision Height Inhibit: 0  
Flap Inhibit: 0  
Terrain Inhibit: 0  
Master Audio Cancel: 0  
Inhibit All Modes: 0  
Takeoff/Go-around: 0  
Backcourse Approach: 0  
Required Nav Precision: 1.000000 nm  
Estimated Pos Uncertainty: 0.100000 nm  
Terr Required Pos Accuracy: 0.500000 nm  
Manuever Distance: 36.913326 ft  
Pilot Reaction Distance: 48.029102 ft  
Curr Required Obs Clearance: 100.000003 ft  
Glideslope Deviation: 0.095982 dots  
Localizer Deviation: 0.108367 dots  
Localizer Tuned: 0  
ILS Mode: 0  
True Track: -94.042969 deg  
Track Rate: 0.067435 deg/sec  
Cross Track: 1.109375 nm  
Terr Conflict Latitude: 54.825680 deg  
Terr Conflict Longitude: 32.099149 deg  
Terr Conflict Elevation: 754.593200 ft  
Roll Angle: 0.000000 deg  
Nav Frequency: 0.000008  
QFE Selected: 0  
QFE Ref Airport:  
QFE Mode Status: QFE\_NOT\_ACTIVE  
MSL Altitude: 2132.087732 feet

-----  
Alert Record 33  
-----

Record CRC: 0x921a8664 (Computed: 0x921a8664)  
Record Size: 394  
Alert Record Type: TAKEOFF  
Alert Date (M/D/Y): 04/10/2010  
Alert Time (H:M:S): 05:27:11  
SCN Version: 10  
SCN Revision: 6  
Alert: RWS\_WARNING  
Alerts: 0x00000000  
Inhibits: 0x00000000  
Tail Number: 101  
From Leg: ???  
To Waypoint:  
Origin Airport: EPWA  
Origin Runway: none  
Destination Airport: EPWA  
Destination Runway: W29  
Flight Phase: APPROACH  
Flight Plan Adherence: 0  
Present Position Latitude: 52.165796 deg  
Present Position Longitude: 20.966862 deg  
Airplane Altitude: 259.100424 ft  
Baro Altitude: 259.000000 ft  
Radio Altitude: 7.500000 ft  
Sink Rate: -345.840604 ft/min  
Selected Altitude: 0.000000 ft  
Closure Rate: 206.347534 ft/min  
Groundspeed: 144.000000 kts  
True Airspeed: 141.500000 kts  
Indicated Airspeed: 144.375000 kts  
Flaps in Landing: 0  
Gear Down: 1  
On Ground: 0  
Glideslope Inhibit: 0  
Decision Height Inhibit: 0  
Flap Inhibit: 0  
Terrain Inhibit: 0  
Master Audio Cancel: 0  
Inhibit All Modes: 0  
Takeoff/Go-around: 1  
Backcourse Approach: 0  
Required Nav Precision: 1.000000 nm  
Estimated Pos Uncertainty: 0.100000 nm  
Terr Required Pos Accuracy: 0.500000 nm  
Manuever Distance: 0.000000 ft  
Pilot Reaction Distance: 0.000000 ft  
Curr Required Obs Clearance: 0.000000 ft  
Glideslope Deviation: 2.330357 dots  
Localizer Deviation: 2.386593 dots  
Localizer Tuned: 0  
ILS Mode: 1  
True Track: -61.171875 deg  
Track Rate: -0.062111 deg/sec  
Cross Track: -0.011719 nm  
Terr Conflict Latitude: 0.000000 deg  
Terr Conflict Longitude: 0.000000 deg  
Terr Conflict Elevation: 0.000000 ft  
Roll Angle: 0.000000 deg  
Nav Frequency: 0.000204  
QFE Selected: 0  
QFE Ref Airport:  
QFE Mode Status: QFE\_NOT\_ACTIVE  
MSL Altitude: 591.030886 feet

**April 10, 2010, Alert Log Extracted from RS-232 Port**

=====

Landing 04/10/10 06:40:59  
Scn#:10.6 Alert Var:00000000 Inhibit Input Var:00000000  
Tail#:101 Active ROC: 100 Ft Flt Phase:APPROACH  
Org Airport:none Dest Airport:none From Leg:???  
Org Runway:none Dest Runway:none To Leg:XUBS  
Baro Alt: 671 Ft Ppos Lat: 54.83 Ppos Lon: 32.05  
Plane Alt: 670 Ft Radio Alt: 41 Ft Sel Alt: 0 Ft  
G/S Dev: 0.10 Dot Close Rate: 705 Fpm Sink Rate: 394 Fpm  
Rnp: 1.00 Nm Epu: 0.10 Nm Trpa: 0.50 Nm  
Gnd Speed:145 Kts Air Speed:137 Kts All Modes Inh:NO INHIBIT  
Flaps:FLAPS Air/Ground:GROUND G/S Inh:NO INHIBIT  
Gear:DOWN Flap Inh:NO INHIBIT Terrain Inh:NO INHIBIT  
Master\_Audio\_Cancel:NO CANCEL Toga:NO TOGA  
Backcourse Approach:INACTIVE FP\_Adherence:FALSE  
Mnvr Dist: 0.0 Ft Plt React Dist: 1.1 Ft  
True Track Angle -93.0 Deg True Track Rate: -0.06 Deg  
Cross Track Dist: 0.34 Nm ILS\_1/2 Mode:FF  
Terr Conflict Lat: 54.83 Terr Conflict Lon: 32.06  
Terr Conflict Elev: 813 Roll Angle: 0.00 Deg  
Nav Freq: 0.00 LOC DEV: 0.11 Dot LOC TUNED:FALSE  
Qfe Selected:NOT SEL'D Qfe Airport: Qfe Mode:NOT ACTIVE  
MSL Alt: 1002 Ft

=====

WARNING: Terrain (IMPACT) 04/10/10 06:40:43  
Scn#:10.6 Alert Var:00200040 Inhibit Input Var:FE7FFFFF  
Tail#:101 Active ROC: 100 Ft Flt Phase:APPROACH  
Org Airport:EPWA Dest Airport:none From Leg:???  
Org Runway:W11 Dest Runway:none To Leg:XUBS  
Baro Alt: 752 Ft Ppos Lat: 54.83 Ppos Lon: 32.07  
Plane Alt: 751 Ft Radio Alt: 323 Ft Sel Alt: 0 Ft  
G/S Dev: 0.10 Dot Close Rate: 187 Fpm Sink Rate: -1505 Fpm  
Rnp: 1.00 Nm Epu: 0.10 Nm Trpa: 0.50 Nm  
Gnd Speed:154 Kts Air Speed:144 Kts All Modes Inh:NO INHIBIT  
Flaps:FLAPS Air/Ground:AIR G/S Inh:NO INHIBIT  
Gear:DOWN Flap Inh:NO INHIBIT Terrain Inh:NO INHIBIT  
Master\_Audio\_Cancel:NO CANCEL Toga:NO TOGA  
Backcourse Approach:INACTIVE FP\_Adherence:FALSE  
Mnvr Dist: 40.3 Ft Plt React Dist: 50.2 Ft  
True Track Angle -93.0 Deg True Track Rate: -0.19 Deg  
Cross Track Dist: 0.55 Nm ILS\_1/2 Mode:FF  
Terr Conflict Lat: 54.83 Terr Conflict Lon: 32.08  
Terr Conflict Elev: 754 Roll Angle: 0.00 Deg  
Nav Freq: 0.00 LOC DEV: 0.11 Dot LOC TUNED:FALSE  
Qfe Selected:NOT SEL'D Qfe Airport: Qfe Mode:NOT ACTIVE  
MSL Alt: 1264 Ft

```
=====
WARNING: Terrain (ROC)                                04/10/10 06:40:36
Scn#:10.6      Alert Var:00000020      Inhibit Input Var:FE7FFFFF
Tail#:101      Active ROC: 100 Ft      Flt Phase:APPROACH
Org Airport:EPWA      Dest Airport:none      From Leg:???
Org Runway:W11      Dest Runway:none      To Leg:XUBS
Baro Alt: 933 Ft      Ppos Lat: 54.83      Ppos Lon: 32.08
Plane Alt: 933 Ft      Radio Alt: 425 Ft      Sel Alt: 0 Ft
G/S Dev: 0.10 Dot      Close Rate: -1606 Fpm      Sink Rate: -1513 Fpm
Rnp: 1.00 Nm      Epu: 0.10 Nm      Trpa: 0.50 Nm
Gnd Speed:156 Kts      Air Speed:149 Kts      All Modes Inh:NO INHIBIT
Flaps:FLAPS      Air/Ground:AIR      G/S Inh:NO INHIBIT
Gear:DOWN      Flap Inh:NO INHIBIT      Terrain Inh:NO INHIBIT
Master_Audio_Cancel:NO CANCEL      Toga:NO TOGA
Backcourse Approach:INACTIVE      FP_Adherence:FALSE
Mnvr Dist: 40.7 Ft      Plt React Dist: 50.4 Ft
True Track Angle -91.8 Deg      True Track Rate: 0.03 Deg
Cross Track Dist: 0.64 Nm      ILS_1/2 Mode:FF
Terr Conflict Lat: 54.83      Terr Conflict Lon: 32.07
Terr Conflict Elev: 754      Roll Angle: 0.00 Deg
Nav Freq: 0.00      LOC DEV: 0.11 Dot      LOC TUNED:FALSE
Qfe Selected:NOT SEL'D      Qfe Airport:      Qfe Mode:NOT ACTIVE
MSL Alt: 1410 Ft
=====
```

```
CAUTION: Terrain (ROC)                                04/10/10 06:40:29
Scn#:10.6      Alert Var:00002000      Inhibit Input Var:FE7FFFFF
Tail#:101      Active ROC: 100 Ft      Flt Phase:APPROACH
Org Airport:EPWA      Dest Airport:none      From Leg:???
Org Runway:W11      Dest Runway:none      To Leg:XUBS
Baro Alt: 1104 Ft      Ppos Lat: 54.83      Ppos Lon: 32.09
Plane Alt: 1104 Ft      Radio Alt: 699 Ft      Sel Alt: 0 Ft
G/S Dev: 0.10 Dot      Close Rate: -2335 Fpm      Sink Rate: -1335 Fpm
Rnp: 1.00 Nm      Epu: 0.10 Nm      Trpa: 0.50 Nm
Gnd Speed:157 Kts      Air Speed:148 Kts      All Modes Inh:NO INHIBIT
Flaps:FLAPS      Air/Ground:AIR      G/S Inh:NO INHIBIT
Gear:DOWN      Flap Inh:NO INHIBIT      Terrain Inh:NO INHIBIT
Master_Audio_Cancel:NO CANCEL      Toga:NO TOGA
Backcourse Approach:INACTIVE      FP_Adherence:FALSE
Mnvr Dist: 31.7 Ft      Plt React Dist: 44.5 Ft
True Track Angle -92.0 Deg      True Track Rate: -0.04 Deg
Cross Track Dist: 0.74 Nm      ILS_1/2 Mode:FF
Terr Conflict Lat: 54.83      Terr Conflict Lon: 32.07
Terr Conflict Elev: 813      Roll Angle: 0.00 Deg
Nav Freq: 0.00      LOC DEV: 0.11 Dot      LOC TUNED:FALSE
Qfe Selected:NOT SEL'D      Qfe Airport:      Qfe Mode:NOT ACTIVE
MSL Alt: 1595 Ft
```



```
=====
CAUTION: Terrain (ROC)                                04/10/10 06:40:03
Scn#:10.6      Alert Var:00002000      Inhibit Input Var:FE7FFFFF
Tail#:101      Active ROC: 100 Ft      Flt Phase:APPROACH
Org Airport:EPWA      Dest Airport:none      From Leg:???
Org Runway:W11      Dest Runway:none      To Leg:XUBS
Baro Alt: 1080 Ft      Ppos Lat: 54.83      Ppos Lon: 32.13
Plane Alt: 1080 Ft      Radio Alt: 1159 Ft      Sel Alt: 0 Ft
G/S Dev: 0.10 Dot      Close Rate: -398 Fpm      Sink Rate: -1440 Fpm
Rnp: 1.00 Nm      Epu: 0.10 Nm      Trpa: 0.50 Nm
Gnd Speed:177 Kts      Air Speed:161 Kts      All Modes Inh:NO INHIBIT
Flaps:FLAPS      Air/Ground:AIR      G/S Inh:NO INHIBIT
Gear:DOWN      Flap Inh:NO INHIBIT      Terrain Inh:NO INHIBIT
Master_Audio_Cancel:NO CANCEL      Toga:NO TOGA
Backcourse Approach:INACTIVE      FP_Adherence:FALSE
Mnvr Dist: 36.9 Ft      Plt React Dist: 48.0 Ft
True Track Angle -94.0 Deg      True Track Rate: 0.07 Deg
Cross Track Dist: 1.11 Nm      ILS_1/2 Mode:FF
Terr Conflict Lat: 54.83      Terr Conflict Lon: 32.10
Terr Conflict Elev: 754      Roll Angle: 0.00 Deg
Nav Freq: 0.00      LOC DEV: 0.11 Dot      LOC TUNED:FALSE
Qfe Selected:NOT SEL'D      Qfe Airport:      Qfe Mode:NOT ACTIVE
MSL Alt: 2132 Ft
=====
```

```
=====
Takeoff                                04/10/10 05:27:11
Scn#:10.6      Alert Var:00000000      Inhibit Input Var:00000000
Tail#:101      Active ROC: 0 Ft      Flt Phase:APPROACH
Org Airport:EPWA      Dest Airport:EPWA      From Leg:???
Org Runway:none      Dest Runway:W29      To Leg:
Baro Alt: 259 Ft      Ppos Lat: 52.17      Ppos Lon: 20.97
Plane Alt: 259 Ft      Radio Alt: 7 Ft      Sel Alt: 0 Ft
G/S Dev: 2.33 Dot      Close Rate: 206 Fpm      Sink Rate: -345 Fpm
Rnp: 1.00 Nm      Epu: 0.10 Nm      Trpa: 0.50 Nm
Gnd Speed:144 Kts      Air Speed:141 Kts      All Modes Inh:NO INHIBIT
Flaps:NO FLAPS      Air/Ground:AIR      G/S Inh:NO INHIBIT
Gear:DOWN      Flap Inh:NO INHIBIT      Terrain Inh:NO INHIBIT
Master_Audio_Cancel:NO CANCEL      Toga:TOGA
Backcourse Approach:INACTIVE      FP_Adherence:FALSE
Mnvr Dist: 0.0 Ft      Plt React Dist: 0.0 Ft
True Track Angle -61.2 Deg      True Track Rate: -0.06 Deg
Cross Track Dist: -0.01 Nm      ILS_1/2 Mode:TF
Terr Conflict Lat: 0.00      Terr Conflict Lon: 0.00
Terr Conflict Elev: 0      Roll Angle: 0.00 Deg
Nav Freq: 0.00      LOC DEV: 2.39 Dot      LOC TUNED:FALSE
Qfe Selected:NOT SEL'D      Qfe Airport:      Qfe Mode:NOT ACTIVE
MSL Alt: 591 Ft
=====
```

**APPENDIX D EXTRACTED FAULT LOG**

**April 10, 2010, Fault Log Extracted from RS-232 Port**

=====

Fault ILS 1 DIGITAL FAIL  
Date/Time (Initial) 04/10/10 06:41:02  
Date/Time (Last) 04/10/10 06:41:02  
Occurrences 1  
SCN# 10.6  
Additional Data 1 11 0x0000000B  
Additional Data 2 1 0x00000001  
  
Tail ID 101

=====

Fault GEAR RC FAIL  
Date/Time (Initial) 04/10/10 06:41:02  
Date/Time (Last) 04/10/10 06:41:02  
Occurrences 1  
SCN# 10.6  
Additional Data 1 0 0x00000000  
Additional Data 2 0 0x00000000  
  
Tail ID 101

=====

Fault FLAPS RC FAIL  
Date/Time (Initial) 04/10/10 06:40:59  
Date/Time (Last) 04/10/10 06:40:59  
Occurrences 1  
SCN# 10.6  
Additional Data 1 0 0x00000000  
Additional Data 2 0 0x00000000  
  
Tail ID 101

=====

## APPENDIX E EXTRACTED CONFIGURATION LOG

```
TAWS Configuration
Analog Inputs
  ADC
    True Airspeed..... NO_DEVICE
    Baro Altitude..... NO_DEVICE
    Altitude Rate..... NO_DEVICE
  ILS
    ILS1
      LOC Device..... NO_DEVICE
      G/S Device..... NO_DEVICE
    ILS2
      LOC Device..... NO_DEVICE
      G/S Device..... NO_DEVICE
  RA
    RA 1.....PB-5M
    RA 2.....PB-5M
  ATT
    Roll..... NO_DEVICE
Digital I/O
  A429 Inputs
    Port1.....PRIMARY FMS HS
    Port2.....SECONDARY FMS HS
    Port3.....no device
    Port4.....ADC LS
    Port5.....ILS ONE LS
    Port6.....no device
    Port7.....no device
    Port8.....UMFD HS
    Port9.....no device
    Port10.....no device
    Port11.....no device
    Port12.....no device
  A429 Outputs
    Port1.....FMS HS
    Port2.....no device
    Port3.....no device
    Port4.....IMAGE CNTL HS
  CSDB Inputs
    Port1..... NO_DEVICE
    Port2..... NO_DEVICE
  SCI Inputs
    Port1..... NO_DEVICE
    Port2..... NO_DEVICE
  WXR Outputs
  Control
    Device.....no device
  Output
  Predefined
    Device.....no device
  User Defined
    Base Device.....A708-6
    Mode Box
      Enable.....Default
      X Position.....+0
      Y Position.....+0
    Altitude Box
      Enable.....Default
      X Position.....+0
      Y Position.....+0
    Colors.....D
    Sweep Range.....DEF
    Intersect Angle.....0
    Radial Interval.....Default
  Interleave
    Interleave.....Interleave_No
  Orientation
    Type.....TRACK UP
```

```
Data Rates
  Baro Alt.....16
  Track..... 1
  Radio Alt.....20
Ethernet
  Ethernet 10T.....DTU
GPS Altitude
  Datum.....WGS84
Discrete I/O
  Inputs
    G/S Inhibit.....Assert Ground
    Flap Inhibit.....Assert Ground
    Gear Inhibit.....Not Installed
    Terrain Inhibit.....Alerts/Disp
    All Modes Inhibit.....Assert Ground
    Master Audio Cancel.....Not Installed
    Self Test.....Assert Ground
    ILS Mode 1.....Assert Ground
    ILS Mode 2.....Assert Ground
    Back Course 1.....Not Installed
    Back Course 2.....Not Installed
    Gear Position Downlocked.....Assert Ground
    Flaps in Landing.....Assert Ground
    On Ground.....Assert Ground
    Captains Terrain Select.....Not Installed
    1st Officers Terrain Select.....Not Installed
    Minimums.....Not Installed
    QFE.....Assert Ground
    RWS Warning Input.....Assert Ground
    CDU Video Switch 1.....Not Installed
    CDU Video Switch 2.....Not Installed
    TOGA.....Not Installed
  Outputs
    TAWS Warning Light.....Assert Ground
    TAWS Caution Light.....Assert Ground
    GPWS Fail Light.....Assert Ground
    Terrain Fail Light.....Assert Ground
    TCAS Audio Inhibit.....Assert Ground
    G/S Manual Inhibit.....Assert Ground
    Flap Manual Inhibit.....Assert Ground
    G/S Caution Light.....Assert Ground
    Captions Terrain Relay Driver.....Not Installed
    1st Officers Terrain Relay Driver.....Not Installed
    QFE light.....Assert Ground
    Terrain Inhibit Light.....Assert Ground
Audio & Voice
  Alert Callouts
    2000ft.....Disabled
    1500ft.....Disabled
    1000ft.....Disabled
    900ft.....Disabled
    800ft.....Disabled
    700ft.....Disabled
    600ft.....Disabled
    500ft.....Enabled
    400ft.....Disabled
    300ft.....Disabled
    200ft.....Disabled
    100ft.....Disabled
    90ft.....Disabled
    80ft.....Disabled
    70ft.....Disabled
    60ft.....Disabled
    50ft.....Disabled
    40ft.....Disabled
    30ft.....Disabled
    20ft.....Disabled
    10ft.....Disabled
  Voice Parameters
    Radio Alt
      Value.....2450
```

```
Status.....Disabled
Minimums
  Value..... 500
  Status.....Disabled
Approaching Minimums
  Value..... 600
  Status.....Disabled
Bank Angle Limit
  Value..... 35
  Status.....Disabled
Callout Syntax
  Callout Syntax.....EURO
Aural Repeat
  Status.....EnabledDisabled1
Decision Height Inhibit
  Status.....NONE
Altimeter Setting
  Status.....Enabled
Alert Envelopes
  Mode 1.....1
  Mode 4.....1
Audio
  Speaker
    Low Output.....1.0
    High Output.....2.0
    Delta Power.....3.0
  Headset
    Low Output..... 40
    High Output..... 65
    Delta Power.....3.0
Video Display
  Output
    Type.....VGA
    Destination.....UMFD
  Pop-up
    Type.....VGA
    Destination.....UMFD
Graphics
  3-D Perspective Aircraft Symbol.....Type 1
FMS Pages
  Page Type.....A739-MAINT
Aircraft
  Type.....TURBO FAN
  Best Climb Rate @10,000 ft.....200
  Tail Number.....101
  RA Maximum Altitude.....2500
Version
  ID..... 964557970
  Length..... 876
  Last Configuration Update.....5/23/2003
  For use with TAWS Software Version.....10_6_2
  Comment.....Installer comments
  CRC.....3158491925
```

---

<sup>1</sup> Aural Repeat value corrected during data validation.



**RAPORT**  
z odzyskania danych FMS

**FMS DATA EXTRACTION  
FOR  
NTSB IDENTIFICATION: ENG10SA025**

**ORIGINAL**

APPROVALS:



Approved by: Frank Hummel  
Vice President Engineering



Written by: Brian Eckmann  
FMS Software Manager



Checked by: Thor Skaug  
FMS Software Engineer

<u>Status</u>	<u>Date</u>
Original	June 25, 2010

## REVISION HISTORY

<u>Revision</u>	<u>Date</u>	<u>Name-Description</u>
Original	06/25/10	B. Eckmann/T. Skaug-Started with the preliminary report and added additional parameters to create this final report.

## TABLE OF CONTENTS

<b>1</b>	<b>INTRODUCTION.....</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>REFERENCES.....</b>	<b>2</b>
<b>3</b>	<b>SUMMARY OF ACTIVITIES .....</b>	<b>4</b>
3.1	PREPARATION.....	4
3.2	DATA-EXTRACTION PROCEDURES.....	4
3.2.1	<i>NCU Serial Number 281</i> .....	5
3.2.1.1	Physical and Electrical Examination.....	5
3.2.1.2	Data Extraction .....	9
3.2.2	<i>NCU Serial Number 1577</i> .....	10
3.2.2.1	Physical and Electrical Examination.....	10
3.2.2.2	Data Extraction .....	14
3.3	ANALYSIS OF MEMORY CONTENTS .....	14
3.3.1	<i>Analysis of NCU Serial Number 281</i> .....	15
3.3.1.1	Serial Number 281 Configuration Settings .....	15
3.3.1.2	Serial Number 281 System Status .....	19
3.3.1.3	Serial Number 281 Lateral Flight Plan .....	22
3.3.1.4	Serial Number 281 Vertical Flight Plan.....	22
3.3.1.5	Serial Number 281 Digital Outputs.....	23
3.3.1.6	Serial Number 281 Sensor Data.....	24
3.3.1.6.1	Serial Number 281 Analog Heading Inputs.....	24
3.3.1.6.2	Serial Number 281 ARINC 429 Air Data Inputs.....	25
3.3.1.6.3	Serial Number 281 ARINC 743 GPS Inputs.....	25
3.3.1.6.4	Serial Number 281 DME/VOR/TACAN Inputs.....	25
3.3.1.6.5	Serial Number 281 Cross-Side FMS Inputs.....	26
3.3.1.7	Serial Number 281 Timeline.....	26
3.3.1.8	Serial Number 281 Maintenance Log Archive.....	26
3.3.1.9	Serial Number 281 Faults and Messages .....	27
3.3.1.10	Serial Number 281 Navigation Database .....	27
3.3.1.11	Serial Number 281 User-Defined Databases.....	28
3.3.1.12	Serial Number 281 Waypoint Database .....	28
3.3.1.13	Serial Number 281 Route Database .....	30
3.3.1.14	Serial Number 281 Advanced Performance Database .....	34
3.3.1.15	Serial Number 281 CDU Page .....	34
3.3.1.16	Serial Number 281 Key Press History .....	34
<b>4</b>	<b>CONCLUSION.....</b>	<b>39</b>
<b>APPENDIX A</b>	<b>CHECKLIST FOR DATA EXTRACTION.....</b>	<b>A-1</b>

## LIST OF FIGURES

FIGURE 3-1 RIGHT SIDE OF NCU SERIAL NUMBER 281.....	7
FIGURE 3-2 LEFT SIDE OF NCU SERIAL NUMBER 281.....	7
FIGURE 3-3 TOP OF NCU SERIAL NUMBER 281.....	8
FIGURE 3-4 TOP OF CPU BOARD SERIAL NUMBER 93981-010.....	8
FIGURE 3-5 BOTTOM OF CPU BOARD SERIAL NUMBER 93981-010.....	9
FIGURE 3-6 CPU BOARD SERIAL NUMBER 93981-010 WITH REWORK.....	10
FIGURE 3-7 RIGHT SIDE OF NCU SERIAL NUMBER 1157.....	12
FIGURE 3-8 LEFT SIDE OF NCU SERIAL NUMBER 1577.....	12
FIGURE 3-9 TOP OF NCU SERIAL NUMBER 1577.....	13
FIGURE 3-10 TOP OF CPU BOARD SERIAL NUMBER 9908170.....	13
FIGURE 3-11 BOTTOM OF CPU BOARD SERIAL NUMBER 9908170.....	14
FIGURE 3-12 NAV 1/2 PAGE.....	34



## LIST OF TABLES

TABLE 2-1 ACRONYMS AND ABBREVIATIONS .....	2
TABLE 3-1 NCU SERIAL NUMBER 281 IDENTIFICATION .....	6
TABLE 3-2 NCU SERIAL NUMBER 1577 IDENTIFICATION .....	11
TABLE 3-3 SERIAL NUMBER 281 CONFIGURATION SETTINGS .....	15
TABLE 3-4 SERIAL NUMBER 281 SYSTEM STATUS .....	19
TABLE 3-5 SERIAL NUMBER 281 LATERAL FLIGHT PLAN .....	22
TABLE 3-6 SERIAL NUMBER 281 DIGITAL OUTPUTS .....	23
TABLE 3-7 SERIAL NUMBER 281 ANALOG HEADING INPUTS .....	24
TABLE 3-8 SERIAL NUMBER 281 AIR DATA INPUTS .....	25
TABLE 3-9 SERIAL NUMBER 281 GPS INPUTS .....	25
TABLE 3-10 FMS SERIAL NUMBER 281 DME/VOR/TACAN INPUTS .....	25
TABLE 3-11 SERIAL NUMBER 281 CROSS-SIDE FMS INPUTS .....	26
TABLE 3-12 SERIAL NUMBER 281 TIMELINE .....	26
TABLE 3-13 SERIAL NUMBER 281 FAULTS AND MESSAGES .....	27
TABLE 3-14 SERIAL NUMBER 281 NAVIGATION DATABASE .....	27
TABLE 3-15 SERIAL NUMBER 281 WAYPOINT DATABASE .....	28
TABLE 3-16 SERIAL NUMBER 281 ROUTE DATABASE .....	31
TABLE 3-17 KEY PRESS HISTORY .....	34

## **1 INTRODUCTION**

This document summarizes the activities performed by Universal Avionics Systems Corporation (UASC) engineering to extract data from two Flight Management Systems (FMSs) and convert the data to human-readable form. This was done at the request of the National Transportation Safety Board (NTSB) in its investigation of an accident identified as ENG10SA025.

Thor Skaug, FMS software engineer, and Brian Eckmann, FMS software manager, performed the data-extraction procedures in a specially prepared lab at UASC's Redmond, Washington, facility. Brian Eckmann analyzed the data and prepared this report. Thor Skaug checked the accuracy of the data analysis.

At the request of the accident investigators, a preliminary version of this report was released on May 25, 2010. This is the final report.

## 2 REFERENCES

**Table 2-1 Acronyms and Abbreviations**

<b>Acronym/Abbreviation</b>	<b>Description</b>
A/D	analog to digital
ADC	air data computer
ARINC	Aeronautical Radio, Incorporated
ASCB	avionics standard communication bus
AUX	auxiliary
CDU	control display unit
cm	centimeters
CPU	central processing unit
DME	distance measuring equipment
DR	dead reckoning
FMS	Flight Management System (UASC)
FPL	flight plan
ft	feet
GMT	Greenwich Mean Time
GPS	global positioning system
IAS	indicated air speed
kts	knots
min	minutes
MSG	message
NA	not applicable
NCU	navigation computer unit
NM	nautical miles
NTSB	National Transportation Safety Board
PC	personal computer
PN	part number
PVOR	Pseudo-VOR
RAM	random access memory
ROM	read-only memory
RRS	radio reference sensor
SCN	software control number
SID	standard instrument departure
SN	serial number
STAR	standard terminal arrival route

<b>Acronym/Abbreviation</b>	<b>Description</b>
TACAN	tactical air navigation
TAS	true air speed
UASC	Universal Avionics Systems Corporation
UNS	Universal Navigation System (UASC)
UTC	coordinated universal time
V	volts
VNAV	vertical navigation
VOR	VHF omnidirectional range

### **3 SUMMARY OF ACTIVITIES**

Components from two UASC UNS-1D FMSs were recovered from the aircraft. The UNS-1D consists of a Control Display Unit (CDU) mounted in the cockpit and a Navigation Computer Unit (NCU), which is normally mounted in the avionics bay. The NCU contains several computer boards. Its main central processing unit (CPU) board runs the FMS application software. The information requested by the NTSB resides on this board.

All random access memory (RAM) on the CPU board is battery-backed, which allows the FMS to hibernate during power interruptions. The entire state of CPU board memory is frozen at the instant that external power to the FMS is removed. The battery will last several years before it is exhausted. Unless there was physical or electrical damage to the CPU board, all FMS parameters should be recoverable from the units that were on board the aircraft. The other boards inside the CDU and NCU do not retain any information after power is removed.

#### **3.1 Preparation**

Using information regarding the model and software version of the FMS supplied by the incident investigators, Brian Eckmann and Thor Skaug set up the rig and used a checklist to perform a dry run of the FMS data-extraction procedure. The rig includes a Microsoft Windows personal computer (PC), a known-good FMS NCU, a CDU, a +28V power supply, and a wiring harness. A serial cable connects the Windows PC to the NCU.

The CPU board is moved from the (possibly damaged) NCU to the known-good NCU. Placing the CPU board in a different host system does not disturb or alter the contents of CPU board memory in any way, but it reduces the possibility for data to be lost or corrupted.

A jumper on the CPU board must be installed before powering up the FMS. This causes the boot program to activate its maintenance mode at power up. The maintenance mode prevents the FMS application software from running because if it were to run, it would erase parameters that pertain to the previous flight. The maintenance program makes one alteration to the RAM contents. It copies the stack area used by the application program to an area of spare memory. It must do this because the maintenance program needs the program stack area for it to operate.

While the maintenance program is running, a utility program running on the PC directs the maintenance program to transmit the CPU board RAM contents. The PC captures the information and stores it in an electronic file.

#### **3.2 Data-Extraction Procedures**

The two NCUs, part number 1192-00-111101, serial numbers 281 and 1577, arrived at the UASC Redmond facility on Tuesday, May 4, 2010. Both NCUs had obviously suffered significant damage. The normal data-extraction procedures were specially modified as explained in the following sections.



### **3.2.1 NCU Serial Number 281**

#### **3.2.1.1 Physical and Electrical Examination**

The unit was heavily damaged. The top of the enclosure was absent. The front bulkhead and front piece had separated from the rest of the enclosure. The remaining parts of the enclosure were dented and scraped. The CPU board was visible because of the missing pieces. The sheet metal of the left side of the enclosure was bent such that it touched the CPU board.

Because the top of the enclosure was missing, the condition of its quality seal could not be determined. Half of the other quality seal was attached to the enclosure. The other half was attached to the front piece.

When the left side of the enclosure was removed, the CPU board was still connected to the motherboard. The CPU board was held only by the middle bulkhead and motherboard connector because the lid and the front bulkhead were missing.

The CPU board, part number 010107010F, serial number 93981-010, was removed and examined. The CPU board had visual damage. It was cracked near the forward end of the card edge connector. The plastic shell of the card edge connector had suffered a small chip.

Greg McKay, FMS hardware engineer, performed a voltage test on the battery terminals and the power pins of the eight battery-backed RAM devices. All voltages were between +3.63V and +3.64V, which is nominal. The presence of battery voltage on the RAM devices indicated that some data may be recoverable.

See Table 3-1 for details of the NCU hardware and software identification. See Figure 3-1, Figure 3-2, and Figure 3-3 for photos of the exterior of the NCU. See Figure 3-4 and Figure 3-5 for photos of the CPU board.

**Table 3-1 NCU Serial Number 281 Identification**

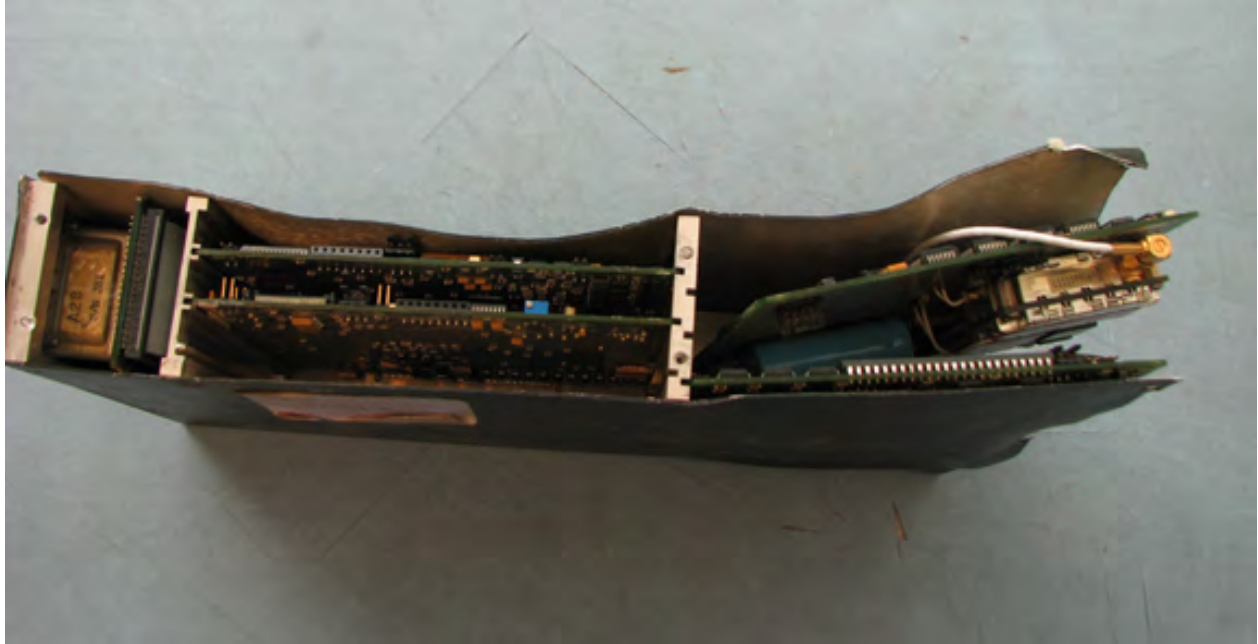
Model	UNS-1D
Part Number	1192-00-111101
Serial Number	281
Mod Level	4
FMS Software	604.5
GPS Software	10.3
Auxiliary Software	1.6
Analog Software	2.0
Bootstrap Software	2.3
ARINC Software	2.1
ASCB Software	NA
Advanced Performance Database	Not installed
Condition	Significant damage to the enclosure. Missing top. Missing front and front bulkhead. CPU board not missing any components. The CPU printed circuit board has a visible crack next to the card edge connector. The plastic shroud around the card edge connector is chipped. Battery voltage measured at the battery is nominal. Battery voltage measured at the eight RAM devices is nominal.



**Figure 3-1 Right Side of NCU Serial Number 281**



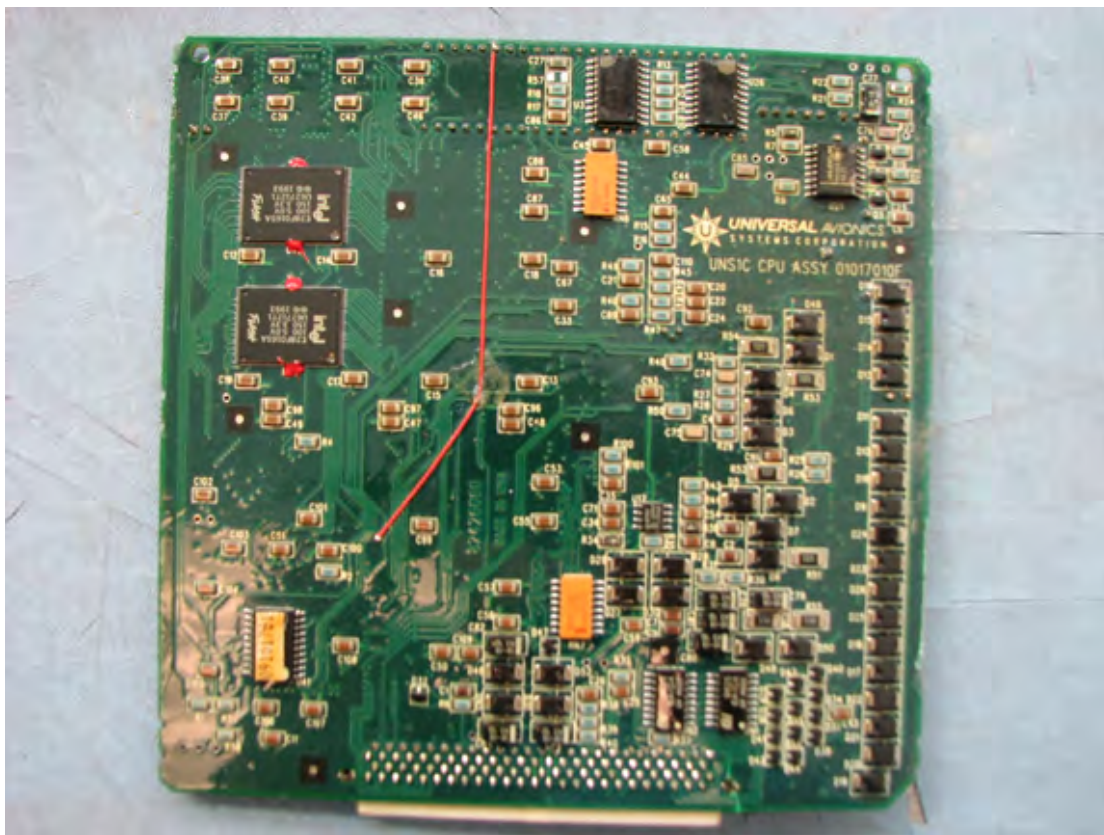
**Figure 3-2 Left Side of NCU Serial Number 281**



**Figure 3-3 Top of NCU Serial Number 281**



**Figure 3-4 Top of CPU Board Serial Number 93981-010**

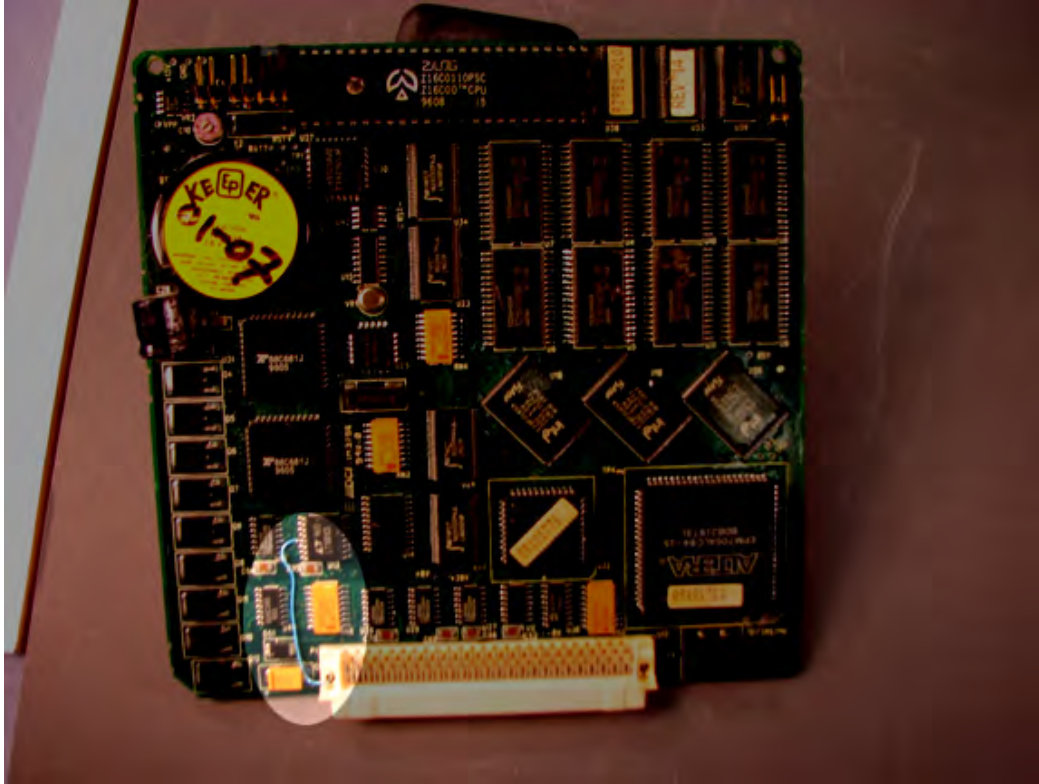


**Figure 3-5 Bottom of CPU Board Serial Number 93981-010**

### **3.2.1.2 Data Extraction**

An electrical examination of the CPU board revealed that a crack in the printed circuit board severed one of the signal paths needed to perform the data extraction. The CPU board was reworked to bypass the damaged circuit. The rework is shown in Figure 3-6.





**Figure 3-6 CPU Board Serial Number 93981-010 with Rework**

On May 5, 2010, the reworked CPU board was moved to the rig that was set up to perform the data extraction. See APPENDIX A for the checklist that was used to perform the procedure.

No anomalies occurred during the startup and running of the procedure. When the data extraction was complete, the engineers decoded part of the raw data into human-readable form and verified that it appeared to be reasonable. A second data extraction was performed, and the result was successfully compared to the first.

### **3.2.2 NCU Serial Number 1577**

#### **3.2.2.1 Physical and Electrical Examination**

The NCU was very heavily damaged. The top of the enclosure was missing. The front of the enclosure was partially detached. The left side of the enclosure forward of the central bulkhead was badly dented, which moved the CPU board several centimeters (cm) to the right of its normal position. The right side of the enclosure was also dented, especially the section to the rear of the center bulkhead. Approximately 2 cm of the CPU board was protruding from the top of the enclosure. The CPU board was cracked, scuffed, and bent. The microprocessor and part of its socket were completely missing.

The condition of the unit's quality seal could not be determined because the top of the enclosure was missing. The other quality seal was damaged.

The CPU board, part number 010107010J, serial number 9908179, was removed and examined for damage. The CPU board had very heavy damage. A very large horizontal crack ran about 3 cm below the top of the board. The board was bowed. It had several smaller cracks and many abrasions.

Greg McKay, FMS hardware engineer, performed a voltage test on the battery terminals and the power pins of the eight battery-backed RAM devices. All voltages were between +3.63V and +3.64V, which is nominal. The presence of battery voltage on the RAM devices indicated that some data may be recoverable.

See Table 3-2 for details of the hardware and software identification. See Figure 3-7, Figure 3-8, and Figure 3-9 for photos of the exterior of the NCU. See Figure 3-10 and Figure 3-11 for photos of the CPU board.

**Table 3-2 NCU Serial Number 1577 Identification**

Model	UNS-1D
Part Number	1192-00-111101
Serial Number	1577
Mod Level	4
FMS Software	604.5
GPS Software	10.3
Auxiliary Software	1.6
Analog Software	2.0
Bootstrap Software	2.3
ARINC Software	2.1
ASCB Software	NA
Advanced Performance Database	Not installed
Condition	Very heavy damage to both the enclosure and the CPU board. Structural and electrical parts missing. Battery intact with nominal voltage. RAM devices intact with nominal battery voltage.





**Figure 3-9 Top of NCU Serial Number 1577**



**Figure 3-10 Top of CPU Board Serial Number 9908170**



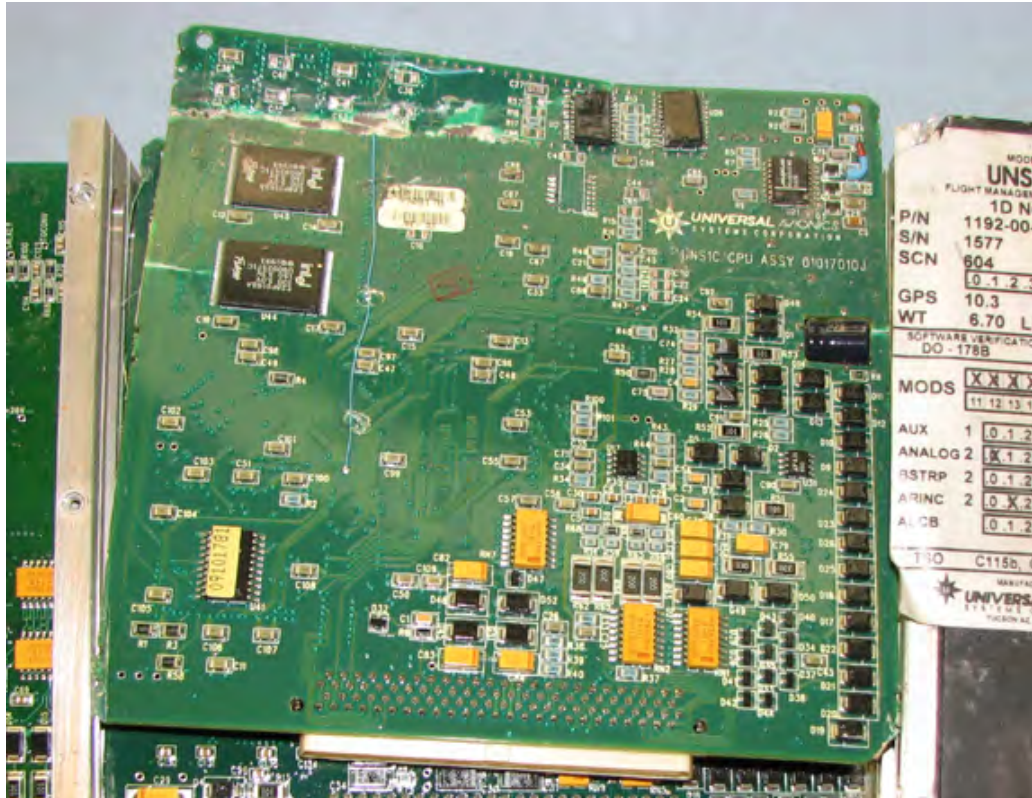


Figure 3-11 Bottom of CPU Board Serial Number 9908170

### 3.2.2.2 Data Extraction

The damage to the CPU board made it impossible to attempt a RAM download using the normal method. However, the presence of battery voltage on the RAM devices indicated that some data may be recoverable. UASC engineers and technicians are attempting to develop a method to move the individual RAM devices from the damaged CPU board to a functioning host without loss or corruption of data.

### 3.3 Analysis of Memory Contents

The RAM on the CPU board contains the state of FMS memory at the moment power was removed. All of the parameters detailed in the following sections represent the instantaneous values that were preserved at power down.

The variables are stored in a machine-readable format. Decoding the variables into human-readable form is tedious and requires expert knowledge. Analyzing all of the variables is possible, but not practical. UASC has coordinated with the accident investigators to select the subset of parameters included in this report.



### 3.3.1 Analysis of NCU Serial Number 281

#### 3.3.1.1 Serial Number 281 Configuration Settings

The aircraft-specific FMS configuration settings are stored in a Configuration Module attached to the NCU mounting tray. This is so the FMS can be replaced by another unit without the need to reconfigure the replacement. At power up, the FMS reads the Configuration Module and stores a copy of its image. The configuration parameters in Table 3-3 were obtained from the RAM image.

The FMS position is set by configuration strapping on the NCU mounting tray. Serial number 281 was installed in the number 2 position.

**Table 3-3 Serial Number 281 Configuration Settings**

CDU Page	Field Name	Setting
A561 XMIT 1/1	561 BUS	LRN DATA
A561 XMIT 1/1	DTG FORMAT	ARINC 561
AIR DATA 1/1	A/S DISPLAY	TAS AND IAS
AIR DATA 1/1	A/S FORMAT	DIGITAL
AIR DATA 1/1	ALT DISPLAY	BOTH
AIR DATA 1/1	BARO ALT FMT	DIGITAL
AIR DATA 1/1	MACH FORMAT	DIGITAL
AIR DATA 1/1	MINIMUM TAS (m/s)	30.8594
AIR DATA 1/1	PRESS ALT FMT	DIGITAL
AIR DATA 1/1	SAT FORMAT	DIGITAL
ANALOG OPT 1/1	(DESIRED TRK)RELATIVE TO	NORTH
ANALOG OPT 1/1	(WPT BRG)RELATIVE TO	NOSE
ANALOG OPT 1/1	ANALOG ATT	HDG ONLY
ANALOG OPT 1/1	DESIRED TRK	RESOLVER
ANALOG OPT 1/1	PITCH CMD	NONE
ANALOG OPT 1/1	WPT BRG FMT	NONE
ANALOG OPT 1/1	WPT BRG OFFSET	+180 DEGREES
ANALOG OPT 1/1	WPT BRG SIG	WAYPOINT BEARING
APPR OPT 1/1	APPR MODE	ENABLED
APPR OPT 1/1	FPA LIMIT	9
APPR OPT 1/1	REMOTE ARM	DISABLED
APPR OPT 1/1	REMOTE TUNE	ENABLED
APPR OPT 1/1	ROLL GAINS	1
APPR TYPES 1/2	BC	ENABLED
APPR TYPES 1/2	GPS	ENABLED

<b>CDU Page</b>	<b>Field Name</b>	<b>Setting</b>
APPR TYPES 1/2	ILS	ADVISORY
APPR TYPES 1/2	LOC	ENABLED
APPR TYPES 1/2	NDB	ENABLED
APPR TYPES 1/2	RNV	ENABLED
APPR TYPES 1/2	VFR	ENABLED
APPR TYPES 1/2	VOR	ENABLED
APPR TYPES 2/2	GLS	ADVISORY
APPR TYPES 2/2	TAC	ENABLED
APU OPT 1/1	APU SOURCE	NONE
APU OPT 1/1	FUEL FLOW1	0
APU OPT 1/1	FUEL FLOW2	0
APU OPT 1/1	FUEL FLOW3	0
APU OPT 1/1	FUEL FLOW4	0
ARINC RCV 1/2	PORT 0	LS GPS 2 B1
ARINC RCV 1/2	PORT 1	LS GPS 1 B1
ARINC RCV 1/2	PORT 2	LS GPS 3 B1
ARINC RCV 1/2	PORT 3	RRS
ARINC RCV 1/2	PORT 4	LS 429 ADC
ARINC RCV 1/2	PORT 5	TAWS A739
ARINC RCV 1/2	PORT 6	NO SENSOR
ARINC RCV 1/2	PORT 7	CROSSFILL 1
ARINC XMIT 1/1	PORT 0	429 HS
ARINC XMIT 1/1	PORT 1	UNS HS429-1
ARINC XMIT 1/1	PORT 2	429 LS
ARINC XMIT 1/1	PORT 3	429 XFILL
CABIN DISP 1/1	CABIN DISP	DISABLED
CONFIG 2/2	AIRCRAFT IDENTIFICATION	TUPOLEV 154M N101
CONFIG 2/2	CONFIG MODULE UPDATES DATE #1	10/20/2008
CONFIG 2/2	CONFIG MODULE UPDATES DATE #2	10/20/2008
CONFIG 2/2	CONFIG MODULE UPDATES DATE #3	10/20/2008
CONFIG 2/2	CONFIG MODULE UPDATES DATE #4	10/20/2008
CONFIG 2/2	CONFIG MODULE UPDATES UTC #1	7:11:53
CONFIG 2/2	CONFIG MODULE UPDATES UTC #2	7:09:45
CONFIG 2/2	CONFIG MODULE UPDATES UTC #3	7:07:25
CONFIG 2/2	CONFIG MODULE UPDATES UTC #4	7:04:50
CONFIG 2/2	SCN	604.X

<b>CDU Page</b>	<b>Field Name</b>	<b>Setting</b>
CSDB OPT 1/1	RCVR 0	NONE
CSDB OPT 1/1	RCVR 1	NONE
CSDB OPT 1/1	RCVR 2	NONE
CSDB OPT 1/1	RCVR 3	NONE
CSDB OPT 1/1	XMITTER 0	NONE
CSDB OPT 1/1	XMITTER 1	NONE
DISC IN 1/2	DISC IN 1	NONE
DISC IN 1/2	DISC IN 2	NONE
DISC IN 1/2	DISC IN 3	NONE
DISC IN 1/2	DISC IN 4	TEST
DISC IN 1/2	DISC IN 5	MAG/TRUE SW
DISC IN 1/2	DISC IN 6	STRUT
DISC IN 1/2	DISC IN 7	FREQ MNGT
DISC IN 1/2	DISC IN 8	NONE
DISC IN 2/2	DISC IN 10 28V	NONE
DISC IN 2/2	DISC IN 11	NONE
DISC IN 2/2	DISC IN 9	NONE
DISC OUT 1/2	DISC OUT 1	NONE
DISC OUT 1/2	DISC OUT 2	WPT ANN
DISC OUT 1/2	DISC OUT 3	SXTK ANN
DISC OUT 1/2	DISC OUT 4	GPS INTEG
DISC OUT 1/2	DISC OUT 5	HDG ANN
DISC OUT 1/2	DISC OUT 6	NONE
DISC OUT 1/2	DISC OUT 7	NONE
DISC OUT 1/2	DISC OUT 8	NONE
DISC OUT 2/2	DISC OUT 9 28V	FMS VAL
DISPLAY CONFIG	COLORS	STANDARD
EFIS OPT 1/1	TYPE	429 GAMA
FMS CONFIG 1/3	FMS OPTIONS	ANALOG
FMS CONFIG 3/3	FLIGHT LOG	DISABLED
FMS CONFIG 3/3	MAX STBY TIME	2 HOURS
FMS CONFIG 3/3	PLT DB @ PWRUP	RETAINED
FMS CONFIG 3/3	POS EST DISP	Q
FMS CONFIG 3/3	STRUT SW	ANALOG
FUEL OPT 1/1	# OF ENGINES	2
FUEL OPT 1/1	EMPTY WEIGHT	-----

<b>CDU Page</b>	<b>Field Name</b>	<b>Setting</b>
FUEL OPT 1/1	DISPLAY UNITS	lbs
FUEL OPT 1/1	FUEL FLOW TYPE	NO SENSOR
FUEL OPT 1/1	FUEL MODE	DISABLED
INTERNAL	CONFIG DATA CHECKSUM	19212
INTERNAL	CONFIG DATA REVISION	5
INTERNAL	CONFIG DATA VERSION	106
NAV OPT 1/1	A/C ROLL STR	ENABLED
NAV OPT 1/1	A/C TYPE	FIXED WING
NAV OPT 1/1	AT OR ABOVE ALT	22000
NAV OPT 1/1	AT OR ABOVE BANK LIMIT	16
NAV OPT 1/1	AT OR BELOW ALT	20000
NAV OPT 1/1	AT OR BELOW BANK LIMIT	22
NAV OPT 1/1	HDG SEL	ENRT+APPR
PERF DISP OPTS	PERF EFIS DISP	DISABLED
PERF OPT 1/1	ADVANCED	DISABLED
PERF OPT 1/1	ASCB	DISABLED
PERF OPT 1/1	BASIC	DISABLED
PERF OPT 1/1	CLIMB GRAD	500
PERF OPT 1/1	EFIS	DISABLED
PERF OPT 1/1	MANUAL	DISABLED
PL4-OPT 1/1	ADF DIAG	N/A
PL4-OPT 1/1	CHP	N/A
PL4-OPT 1/1	FUEL MAX	N/A
PL4-OPT 1/1	MLS	N/A
PL4-OPT 1/1	PL-4 REF	N/A
PL4-OPT 1/1	RAD ALT	N/A
PL4-OPT 1/1	RADAR TYPE	N/A
PL4-OPT 1/1	TCAS	N/A
TAWS CONFIG 1/1	MODE/RANGE SEL	A739
TAWS CONFIG 1/1	PAGE DISPLAY	A739
TUNE OPT 1/1	# ADFS	0
TUNE OPT 1/1	# ATC	0
TUNE OPT 1/1	# COMS	0
TUNE OPT 1/1	# NAVS	1
TUNE OPT 1/1	COMM RADIO	25 KHz
VNAV OPT 1/2	FPA LIMIT	9

CDU Page	Field Name	Setting
VNAV OPT 1/2	TEMP COMP	DISABLED
VNAV OPT 1/2	VDEV SCALE	NORMAL
VNAV OPT 1/2	VDEV STOW	DISABLED
VNAV OPT 1/2	VNAV MODE	ENABLED
VNAV OPT 2/2	429/571/ASCB PITCH	ENRT+APPR
VNAV OPT 2/2	429/571/ASCB VDEV	ENRT+APPR
VNAV OPT 2/2	429/571/ASCB VERT SPD	ENRT+APPR
VNAV OPT 2/2	ANALOG PITCH	ENRT+APPR
VNAV OPT 2/2	ANALOG VDEV	ENRT+APPR
XFILL OPT 1/1	FPL	ENABLED
XFILL OPT 1/1	FUEL	ENABLED
XFILL OPT 1/1	INITIAL	ENABLED
XFILL OPT 1/1	MASTER	ENABLED
XFILL OPT 1/1	TUNE PRESETS	ENABLED
XFILL OPT 1/1	XFILL MODE	PUSH

### 3.3.1.2 Serial Number 281 System Status

Table 3-4 Serial Number 281 System Status

Parameter	Value	Raw Data
Date	10 April 2010	_DAY 0000C22C 00 63 _YEAR 0000C22E 0A
GMT	06:41:02	_GMT 0000C228 00 00 5D FE
System Position	N 54:49.483 E 032:03.161	SYSLAT 0000D03A 26 FC 89 47 SYSLON 0000D03E 16 CB 03 2D
Altitude	47 ft	_ALTINFEET 0000C59C 00 00 00 2F
Altitude 1 second ago	120 ft	PREVALTINFEET 0000C5A8 00 00 00 78
Derived Vertical Speed (computed by FMS based on altitude change)	-2374 ft/min	DERIVEDVS 0000EF14 F6 B9 2E 95
Filtered Derived Vertical Speed (Derived Vertical Speed with 4 second lag filter)	+603 ft/min	FDERIVEDVS 0000EF18 02 5B 34 8C
True Air Speed	73.281 m/s (142.45 kts)	TAS 0000C58E 12 52
Indicated Air Speed	145 kts	IAS 0000C594 05 AA
Ground Speed	71.609 m/s (139.20 kts)	_GS 0000C9E2 11 E7
System Velocity	S 22.2391 m/s W 69.2235 m/s	_SYSVEL 0000D08E FF E9 C2 CA SYSVELE 0000D092 FF BA C6 C8
True Track Angle	252.2°	TRK 0000C9E6 B3 58
Magnetic Heading	Not Valid. Last known heading value was 267.1°	HDGSRC 0000C58C 00 00 _HDG 0000C584 BD ED
Magnetic Variation	E 7.61°	_MAGVAR 0000C9E0 05 6A
Wind	Not Valid. (Note: This is expected because there is loss of heading, which is necessary for computation of winds.)	_WMAG 0000C9E8 81 D6 WANG 0000C9EA 12 10
Static Air Temperature	0° C	SAT 0000C590 00 00
Active From Waypoint	Flight Plan Leg number 19 DRL N 54:49.7 E 032:08.6 (DRL is a user-defined waypoint.)	26 FD 32 00 16 DB 84 00



Parameter	Value	Raw Data
Active To Waypoint	Flight Plan Leg number 20 XUBS N 54:49.5 E 032:01.6 (XUBS is a user-defined waypoint.)	26 FC 96 00 16 C6 47 00
Desired Track	267.1°	DSRTK 0000F1EC BD F4
Cross Track Distance	Left 114 m (0.062 NM)	XTK 0000F7A6 FF FF FF 8E
Along Track Distance	1664 m (0.9 NM)	DISPALONGTRACKDIST 0000F1D4 00 00 06 80
Bearing to Terminator	271.0°	C0 BC
Distance to Terminator	1673 m (0.9 NM)	DISPDISTTOTERM 0000F1E8 00 00 06 89
Heading Error	Not Valid (heading input is not available)	LGSDATAFLAGS 0000F47C 03 CE _HEADINGERROR 0000F476 E3 25
System Flags	Initial GMT, Date, and Position Verified Airborne Magnetic Variation Valid Mag/True Mode = Magnetic Flight Plan Defined Test mode = off PVOR mode = off VNAV mode = off Go-Around mode = off Selected Cross Track = off	SY\$FLAGS 0000C224 64 25 MORE\$FLAGS 0000C226 C1 00 SXTK 0000D36E 00 00 00 00
Fuel and Weight Data	Not Used	_DEPFUEL 0000C172 80 00 00 00
Power Down Data	Abnormal power-down February 28 06:42:37 N 50:54.500 E 004:29.936	PWRFLG 0000C000 00 01 PWRCLK 0000C004 00 00 5E 5D 00 3A PWRLAT 0000C00E 24 33 94 61 03 33 01 A5
Nav aids and Airports for the background map display	Nav aids:  VTB MGL WKL GOL MNS GLB DGP LBN VNO KNA SAU RUD SUW MRA  Airports: UMII UMOO UMGG UMMS UMMM ULOO EYVI EYKA UMMG EYSA EVRA EYPA EPSY UMKK	_MFDBUF 00 1C B0 31 49 59 00 C0 C7 B4 B0 31 40 71 01 08 7D C6 B0 31 49 D1 01 43 9D 2E B0 31 34 05 01 B2 80 55 B0 31 40 CB 01 CC C3 F5 B0 31 33 BA 01 D4 A9 D9 B0 31 31 E9 02 5C 94 58 B0 31 3F 45 02 BB 00 55 B0 31 49 2C 02 CA C9 C1 B0 31 3E 0A 03 4B FF A1 B0 31 45 5D 03 A3 32 2D B0 31 45 03 03 B8 B3 F5 B0 31 46 E3 03 CE 27 B4 B0 31 40 E9 04 8D 1E 49  B1 32 17 27 00 C0 C7 B4 B1 32 17 68 01 07 77 D1 B1 32 17 1A 01 B1 62 C6 B1 32 17 5B 01 CB C0 94 B1 32 17 4E 01 FD 87 10 B1 32 16 F3 02 98 43 5E B1 32 10 A7 02 CB CF 56 B1 32 10 80 03 49 F2 81 B1 32 17 41 03 68 F4 94 B1 32 10 9A 03 A6 61 79 B1 32 10 66 03 A6 87 75 B1 32 10 8D 04 94 A8 18 B1 32 10 18 04 AC 71 89 B1 32 17 34 04 B7 58 CD

Parameter	Value	Raw Data
Non-directional Beacons for the background map display	UU WS CO UF GH G VX NE GK KI	_NDB_LIST 53 0A B1 33 D7 E5 00 B9 C4 E9 B1 33 DA E5 00 C6 CC 79 B1 33 B2 C5 01 07 95 7D B1 33 D6 AD 01 08 59 6E B1 33 B8 B9 01 C9 DF 18 B1 33 B7 C9 01 CA CF 7D B1 33 D9 1D 01 CF A4 D8 B1 33 C6 B1 01 F9 8C 86 B1 33 B8 D1 02 02 82 F6 B1 33 BE C5 02 4C AE 06
Enroute Waypoints for the background map display	OLEMO RALOT MOSON ASKIL BUMIN BASRO OGUTA RATIN RUMIK BABOK	_ENR_LIST 53 0A B3 34 B6 E1 00 0F 04 75 B3 34 C7 E9 00 32 28 41 B3 34 A1 A1 00 73 3D 35 B3 34 3C ED 00 79 68 A5 B3 34 52 91 00 7C 4C 96 B3 34 46 89 00 83 E0 34 B3 34 B3 CB 00 89 95 2D B3 34 C9 8D 00 9A D2 D6 B3 34 D5 BD 00 B0 B4 51 B3 34 3F D1 00 CC DD 36
LIST Page Contents	The LIST pages were used to display the SIDs for EPWA.  BAMS1A BAMS1D BAMS1G BAMS1K EVIN1A EVIN1B EVIN1D EVIN1E EVIN1G EVIN1H EVIN1K EVIN1L LOLS1A LOLS1D LOLS1G LOLS1K OLIL1A OLIL1B OLIL1D OLIL1E OLIL1G OLIL1H OLIL1K OLIL1L SOXE1A SOXE1D SOXE1G SOXE1K XIMB1A XIMB1B XIMB1D XIMB1E XIMB1G XIMB1H XIMB1K XIMB1L	LL3

Parameter	Value	Raw Data
NAV Leg Editing Buffer	<p>Crew performed a Direct-TO (DTO) BERIS when position was approximately            N 53:57.959            E 028:22.868</p> <p>Result was the following navigation legs:</p> <p>FROM (PPOS)            TO BERIS            NEXT SODK            NEXT+1 ASKIL            NEXT+2 DRL1            NEXT+3 10XUB</p>	TACTICALLEGSET

### 3.3.1.3 Serial Number 281 Lateral Flight Plan

**Table 3-5 Serial Number 281 Lateral Flight Plan**

Leg No.	Path	Terminator	Comment
1	Initial Fix	EPWA	Warsaw Frederic Chopin Airport
2	Course 291°	D289C	RW29.BAMS1G Departure
3	Course 291°	1000 ft Altitude	RW29.BAMS1G Departure
4	Heading 339°	Intercept next leg	RW29.BAMS1G Departure
5	Course 309°	Overfly WA706	RW29.BAMS1G Departure
6	Direct	WA798	RW29.BAMS1G Departure
7	Track	WA572	RW29.BAMS1G Departure
8	Track	BAMSO	RW29.BAMS1G Departure
9	Track	ASLUX	
10	Track	TOXAR	
11	Track	RUDKA	
12	Track	GOVIK	
13	Track	MNS	Minsk-2 VOR/DME
14	Track	BERIS	
15	Track	SODKO	
16	Track	ASKIL	
17	Track	DRL1	User-defined N 54:49.30 E 031:57.00
18	Track	10XUB	User-defined N 54:50.07 E 032:18.86
19	Track	DRL	User-defined N 54:49.70 E 032:08.60
20	Track	XUBS	User-defined N 54:49.50 E 032:01.60

### 3.3.1.4 Serial Number 281 Vertical Flight Plan

VNAV mode was inactive, and no vertical plan was defined.

### 3.3.1.5 Serial Number 281 Digital Outputs

The digital outputs are shown in the following table. The references in parentheses are the ARINC labels that correspond to the decoded parameter.

**Table 3-6 Serial Number 281 Digital Outputs**

Parameter	Value	Raw Data
TACAN Tuning Code (L032)	No Computed Data	B429L_RTAC 0000C3D0 20 00 00 D8
VOR Tuning Code (L034)	112.7	B429L_RVOR 0000C3D4 04 9C 02 38
DME Tuning Code (L035)	114.1	B429L_RDME 0000C3C0 05 04 0C B8
Selected Heading (L101)	No Computed Data	B429L_101 0000C3DC 20 00 00 82
ILS Course (L105)	No Computed Data	B429L_ILSCOURSE 0000C3E8 20 00 00 A2
Pseudo ILS Course (L110)	No Computed Data	B429L_PSEUDOILSCOURSE 0000C3EC 20 00 00 12
True Desired Track (L114)	268.5°	B429L_114 0000C39C F7 BF 00 32
True Waypoint Bearing (L115)	271.1°	B429L_115 0000C3A0 F8 18 00 B2
Cross Track Distance (L116)	L 0.067 NM	B429L_116 0000C3A4 7F FD DC 72
Vertical Deviation (L117)	No Computed Data	B429L_117 0000C3AC 20 00 00 F2
Horizontal Command (L121)	No Computed Data	B429L_121 0000C3A8 20 00 00 8A
Vertical Command (L122)	No Computed Data	B429L_122 0000C3B0 20 00 00 4A
Greenwich Mean Time (L125)	06:41.0	B429L_125 0000C378 01 90 40 AA
Magnetic Variation (L147)	E 7.73°	B429L_147 0000C398 E0 B0 00 E6
Greenwich Mean Time (L150)	06:41:02	B429L_150 0000C3D8 63 52 10 16
Wind on Nose (L163)	3 kts	B429L_163 0000C340 60 30 00 CE
Pseudo Localizer Deviation (L173)	No Computed Data	B429L_173 0000C3E0 20 00 00 DE
Pseudo Glideslope Deviation (L174)	No Computed Data	B429L_174 0000C3E4 20 00 00 3E
Pressure Altitude (L203)	604 ft	B429L_203 0000C3F0 60 12 E0 C1
Baro-Corrected Altitude (L204)	45 ft	B429L_204 0000C394 E0 01 68 21
True Air Speed (L210)	142.4375 kts	B429L_210 0000C388 61 1C E0 11
Static Air Temperature (L213)	0° C	B429L 0000C33C E0 00 00 D1
Distance to Go (L251)	0.875 NM	B429L_251 0000C380 60 00 E0 95
Time to Go (L252)	0.375 minutes	B429L_252 0000C384 E0 03 00 55
Date (L260)	Day = 10 Month = 4 Year = 10	B429L_260 0000C37C 08 10 40 0D
GPS Discrete Word (L261)	Approach not active. Terminal Mode.	B429H_GPS_WD1 0000D380 01 00 02 8D
FMS Navigation Mode (L266)	NAV mode = GPS Not Position Uncertain	B429L_266 0000C3F4 80 00 C2 6D
Status (L270)	NAV Valid MSG Present Selected Crosstrack = off No Waypoint Alert No Vertical Waypoint Alert Mag/True Mode = Mag Not FROM TO Not Approach Not Dead Reckoning Not Position Uncertain Estimated Position Uncertainty = 0.1 NM	B429L_270 0000C3B8 18 20 04 1D

Parameter	Value	Raw Data
Status (L275)	HSI Valid Magnetic Mode MSG Alert TO/FROM = TO Not Heading Mode Not Approach Mode Not Dead Reckoning Mode No Waypoint Alert	B429L_275 0000C3C8 74 40 00 BD
Present Position Latitude (L310)	N 54:49.471	B429L_310 0000C344 64 DF 90 13
Present Position Longitude (L311)	E 032:03.126	B429L_311 0000C348 62 D9 5D 93
Ground Speed (L312)	139.25 kts	B429L_312 0000C364 60 8B 40 53
True Track Angle (L313)	252°	B429L_313 0000C368 76 6B 00 D3
True Heading (L314)	No Computed Data	B429L_314 0000C36C 20 00 00 33
Filtered Wind Speed (L315)	No Computed Data	B429L_315 0000C370 20 00 00 B3
Filtered Wind Angle (L316)	No Computed Data	B429L_316 0000C374 20 00 00 73
Drift Angle (L321)	No Computed Data	B429L_321 0000C3BC 20 00 00 8B
Lateral Full Scale Display Deviation (L326)	1.0 NM	B429H_XTKLFS 0000D378 60 20 02 6B
Vertical Full Scale Display Deviation (L327)	500 ft	B429H_XTKVFS 0000D37C 63 E8 02 EB
N/S Velocity (L366)	S 42.625 kts	B429L_366 0000C35C FF D5 60 6F
E/W Velocity (L367)	W 132.5 kts	B429L_367 0000C360 7F 7B 80 EF
Distance to Destination (L351)	1 NM	B429L_351 0000C38C E0 00 20 97
Estimated Time to Destination (L352)	0 minutes	B429L_352 0000C390 60 00 00 57
Local Time Offset (L353)	No Computed Data	B429_353 0000C84C 20 00 00 D7
Equipment Ident (L371)	UASC	B429L_371 0000C3CC 62 4C 08 9F

### 3.3.1.6 Serial Number 281 Sensor Data

Configured sensors included analog heading, one ARINC 429 air data computer (ADC), triple ARINC 743 GPS, and one radio reference sensor (RRS). The RRS contains one DME, one VOR, and one TACAN. The cross-fill bus input from the offside FMS was also configured.

#### 3.3.1.6.1 Serial Number 281 Analog Heading Inputs

The FMS was configured to receive heading from an analog heading source. The FMS was reporting that the heading input was not available. The last known heading was 259.5°. It is not known how long it had been since the heading input was lost.

**Table 3-7 Serial Number 281 Analog Heading Inputs**

Parameter	Value	Raw Data
Heading Status	Analog heading input not available	ANALOGHDGFLAGS 0000C5EE 00
Last Known Heading Value (magnetic referenced)	259.5°	ANALOGHDG 0000C5EC B8 83



### 3.3.1.6.2 Serial Number 281 ARINC 429 Air Data Inputs

ADC inputs are shown in Table 3-8. The references in parentheses are the ARINC labels that correspond to the decoded parameter.

**Table 3-8 Serial Number 281 Air Data Inputs**

Parameter	Value	Raw Data
Selected Altitude (L102)	0 ft	A_SELALTITUDE 0000C5B6 00 00 00 00 TAWS_102 00139F08 60 00 00 FF
Pressure Altitude (L203)	577.0 ft	ARINCPRESSALT 0000C5CA 00 90 40 00 TAWS_203 00139F1C 60 12 08 FF
Baro Corrected Altitude (L204)	20 ft	ARINCBAROALT 0000C5C6 00 05 00 00 TAWS_204 00135C5A 60 00 A0 FF
MACH (L205)	0.221	MACH 0000C592 00 DD
IAS (L206)	145 kts	ARINCIAS 0000C5BA 12 20 00 00
TAS (L210)	145 kts	ARINCTAS 0000C5BE 09 15 00 00 TAWS_210 0013B598 61 22 A0 FF
Vertical Rate (L212)	-432 ft/min	TAWS_212 00135C5E 7F CA 00 FF
Static Air Temperature (L213)	0.25° C	ARINCSAT 0000C5C2 00 10 00 00 TAWS_213 00134CF8 60 02 00 FE

### 3.3.1.6.3 Serial Number 281 ARINC 743 GPS Inputs

GPS1, GPS2, and GPS3 inputs are shown in Table 3-9. The references in parentheses are the ARINC labels that correspond to the decoded parameter.

**Table 3-9 Serial Number 281 GPS Inputs**

Parameter	GPS1	GPS2	GPS3	Raw GPS1	Raw GPS2	Raw GPS3
Latitude	N 54:49.4698	N 54:49.46788	N 54:49.46994	26 FC 7F BA	26 FC 7D 3D	26 FC 7E D7
Longitude	E 32:03.12166	E 32:03.1227	E 32:03.1221	16 CA E4 C1	16 CA E5 90	16 CA E5 15
HFOM	57.63 m	57.63 m	57.66 m	07 34	07 34	07 35
GPS Mode	NAV	NAV	NAV	03	03	03
Number of Satellites Tracked	11	11	11	0B	0B	0B
Number of Satellites Visible	13	13	13	0D	0D	0D
MSL Altitude (L076)	1018.25 ft	1018.25 ft	1018.25 ft	60 1F D2 AC	60 1F D2 AC	60 1F D2 AD
Ground Speed (L112)	141.875 kts	141.875 kts	141.750 kts	60 8D E0 AD	60 8D E0 AD	60 8D C0 AE

### 3.3.1.6.4 Serial Number 281 DME/VOR/TACAN Inputs

An RRS was configured on ARINC input port 3. The RRS contains DME, VOR, and TACAN receivers. The DME, VOR, and TACAN receivers were operational, but no stations were in range.

**Table 3-10 FMS Serial Number 281 DME/VOR/TACAN Inputs**

Parameter	Value	Raw Data
VOR Station Identifier	VTB	VORID 0000CA26 36 D2 20 00
VOR Station Position	N 55:07.534 E 30:21.080	VORPOS 0000CA2A 27 33 4E 00 15 95 4B 00
VOR Bearing	277.7°	VORBRG 0000CA44 C5 80
VOR Status	Station tuned, but no bearing received	VORCON 0000C94A F3 63 VORFLG 0000CA46 82 2B
Computed distance to VOR station	114169 m (61.65 NM)	VORDIST 0000CA4C 00 01 BD F9
VOR Frequency	112.70	VORFREQ 0000CA50 2C 06
VOR Station Declination	E 8.1°	VORDECL 0000CA52 05 C0

Parameter	Value	Raw Data
TACAN Identifier	SQQ	VTID 0000CA8E 33 C7 10 00
TACAN Position	N 55:53.427 E 23:24.143	VTPOS 0000CA92 27 BE 8C 00 10 A4 46 00
TACAN Bearing	119.4°	VTBRG 0000CAAC 54 F0
TACAN Status	TACAN tuned, but no bearing/distance received	TACANCON 0000C94E F3 63 VTFLG 0000CAAE 83 08
Computed distance to TACAN station	325575 m (175.8 NM)	VTDIST 0000CAB4 00 04 F7 C7
TACAN Frequency	116.30	VTFREQ 0000CAB8 2D 6E
TACAN Declination	E 4.9°	VTDECL 0000CABA 03 80
DME Status	Scanning DME functioning, but not used for navigation, no DME stations tracked	DMEFLG 0000D2E0 61 49 DMECON 0000C936 F3 63
DME Stations for short-range navigation	BRP LBN MR VTB	DMESTK 80 02 B0312FFA 0439 F2BE 0034 80 04 B0313F45 E0AC F80B 00EA 80 03 B03140DA F44B F065 0058 01 11 B0314959 E0AF F826 00E5

### 3.3.1.6.5 Serial Number 281 Cross-Side FMS Inputs

Table 3-11 lists the parameters received from the cross-side FMS via the cross-fill bus.

**Table 3-11 Serial Number 281 Cross-Side FMS Inputs**

Parameter	Value	Raw Data
GMT	06:41.0	DUGMT 0000C6D4 01 90 40 FC
Date	Day = 10 Month = 4 Year = 10	DUDATE 0000C6DC 08 10 40 FD
FMS1 Status	Airborne Mode. Flight plan available for cross fill. Approach Mode not active.	FMS275 0000C6E8 0D 80 00 FD
FMS1 Position	N 54:49.492 E 032:03.157	FMS 0000DABA 26 FC 90 00 16 CB 00 00
Heading	No Computed Data Last known heading value was 264.8°	DUFLG 0000C6D0 00 13 DUHDG 0000C6E4 BC 4D 00 00
Selected Heading	No Computed Data	XIN_SEL_HDG 00132AD0 20 00 00 FF
Facility Frequency	No Computed Data	XFILL_FAC_FREQ 00108148 00 00
True Air Speed	127 kts	XFILL\$TAS 0000C768 60 FE 20 FE
Pressure Altitude	573 ft	XFILL\$ALT203 0000C770 60 11 E8 FE
Baro-Corrected Altitude	573 ft	XFILL\$ALT204 0000C778 60 11 E8 FE
Static Air Temperature	0.5° C	XFILL\$SAT 0000C780 60 04 00 FE

### 3.3.1.7 Serial Number 281 Timeline

There are a limited number of events that the FMS records with a timestamp. The following table shows the timeline leading up to the moment power was removed. The times are expressed in UTC on April 10, 2010.

**Table 3-12 Serial Number 281 Timeline**

Time (UTC)	Event	Notes
05:27:14	Takeoff time	TAKEOFF 0000D35C 00 00 4C B2
06:41:02	Greenwich Mean Time	GMT 0000C228 00 00 5D FE
No Data	Landing time	LANDINGGMT 0000E2BC 00 00 00 00

### 3.3.1.8 Serial Number 281 Maintenance Log Archive

This version of FMS does not have a maintenance log.

### 3.3.1.9 Serial Number 281 Faults and Messages

The results of power-on-self-test and contents of the MSG page are shown in Table 3-13. The MSG annunciator was flashing, which indicates that at least one message was unread.

**Table 3-13 Serial Number 281 Faults and Messages**

Parameter	Value	Raw Data
Self-Test Pass/Fail Status	Program Checksum Pass Non-volatile RAM Pass Clock/Calendar Pass Battery Pass Power Supply Pass Configuration Module Pass AUX Board Pass Analog Board Pass ARINC Board Pass Database RAM Pass Navigation Database Pass User-defined Database Pass	TFLAGS 0000C212 00 00 00 00 TFLAGS_DBSTAT 0000C222 01 00
MSG Page	MSG light blinking, but MSG page not read. Messages (newest to oldest): "NO HEADING" (Appears when airborne and there are no heading inputs available.) "A/D HEADING FAIL" (Appears when airborne and A/D heading input has been invalid for at least one second.) "NO VOR RECEIVED" (Appears when VOR is tuned, but no bearing received.) "NO DME RECEIVED" (Appears when no DME are received.)	MSGLIGHT 0000EE2C 00 03 MSG_STACK 001316E2 22 00 A8 4A 00 01 00 00 22 00 A9 68 F0 01 00 00 001316F2 22 00 AF 80 00 01 00 00 22 00 AF B4 00 00 00 00

#### 3.3.1.10 Serial Number 281 Navigation Database

The FMS can store two complete Navigation Databases. Only one of the databases can be selected at a time. There were two different Navigation Databases installed. Both databases were current. The database in Bank 1 was active. The database in Bank 2 was deselected.

**Table 3-14 Serial Number 281 Navigation Database**

Parameter	Value	Raw Data
Bank 1 Status	Selected, not failed, expires on May 6, 2010.	DBACTIVE 0000C10B 01 DBSTATUS_TABLE1 BANK1EXDATE 0000C242 00 7D 0A FF
Bank 1 Contents	World Database with runways 5000 ft or longer, omitting Latin America, South America, and United States.	HEADERFILENAV1 WORLD W/O LAM SAM USA
Bank 2 Status	Deselected, not failed, expires on May 6, 2010.	DBACTIVE 0000C10B 01 DBSTATUS_TABLE2 BANK2EXDATE 0000C246 00 7D 0A FF
Bank 2 Contents	Database with runways 5000 ft or longer for Canada, Eastern Europe, Latin America, Pacific, South America, and United States.	HEADERFILENAV2 CAN EEU LAM PAC SAM USA

### 3.3.1.11 Serial Number 281 User-Defined Databases

The user-defined waypoint database contained 173 waypoint records. The user-defined route database contained 200 routes. The user-defined airport, SID, STAR, tactical waypoint, RADAR waypoint, alignment point, and company route databases were empty.

### 3.3.1.12 Serial Number 281 Waypoint Database

The user-defined waypoints are shown in Table 3-15.

**Table 3-15 Serial Number 281 Waypoint Database**

Identifier	Latitude	Longitude
1025	N 50 58.88	E 004 44.03
1029	N 52 19.54	E 018 08.19
1029L	N 52 25.35	E 017 36.97
10ABW	N 38 03.77	E 058 12.24
10ACC	N 51 01.84	E 017 07.44
10AST	N 51 09.01	E 071 40.32
10BAB	N 52 11.97	E 016 04.76
10BYD	N 53 07.71	E 018 19.58
10CCC	N 51 10.46	E 016 38.82
10CIA	N 41 56.17	E 012 29.90
10DE	N 51 38.33	E 021 39.89
10DEE	N 51 27.78	E 022 07.10
10DIR	S 07 58.96	W 034 58.29
10DRE	S 07 58.18	W 034 56.53
10EMB	N 54 03.39	E 019 24.82
10EMM	N 52 11.53	E 021 55.60
10EOK	N 54 41.99	E 018 19.14
10EPB	N 53 07.33	E 018 15.06
10EPD	N 51 27.78	E 022 07.10
10EPG	N 54 26.42	E 018 12.13
10EPM	N 52 11.90	E 021 23.11
10EPO	N 54 42.34	E 018 19.79
10EPW	N 52 19.35	E 018 07.95
10G11	N 54 18.57	E 018 44.87
10G12	N 54 19.14	E 018 42.56
10G3	N 54 26.73	E 018 10.93
10GCT	N 27 59.16	W 016 44.93

Identifier	Latitude	Longitude
10GDA	N 54 18.50	E 018 44.90
10HB	N 36 41.78	E 003 00.37
10IBR	N 50 58.90	E 004 44.02
10IBX	N 50 43.72	E 004 25.80
10IFL	N 12 00.52	E 014 54.39
10IGD	N 54 19.15	E 018 42.57
10IKF	N 63 59.12	W 022 57.72
10INA	N 41 33.39	E 045 05.32
10IOB	N 55 38.72	E 037 30.70
10IZA	N 45 37.18	E 015 52.13
10KRA	N 50 02.47	E 019 32.23
10KRW	N 50 07.92	E 020 09.93
10KS	N 52 15.27	E 017 12.41
10KSP	N 52 24.54	E 016 43.54
10KTC	N 50 28.64	E 019 21.00
10LLZ	N 50 02.47	E 019 31.95
10LPR	N 50 11.13	E 014 30.20
10M	N 52 11.54	E 021 55.60
10MBA	N 54 03.56	E 019 24.77
10MIN	N 52 11.53	E 021 55.60
10MM	N 52 11.54	E 021 55.60
10MMG	N 52 11.53	E 021 55.60
10MMP	N 52 11.90	E 021 23.11
10MS	N 46 50.85	E 017 05.85
10OK	N 54 27.20	E 018 42.20
10OKN	N 31 23.07	E 065 40.36
10OKS	N 54 27.54	E 018 42.85

Identifier	Latitude	Longitude
10OSV	N 49 35.30	E 017 56.56
10PBY	N 53 04.25	E 017 42.28
10PGD	N 54 17.46	E 018 42.56
10PKS	N 52 15.26	E 017 12.40
10POW	N 52 19.81	E 018 06.72
10PR	N 50 12.83	E 014 36.16
10PW	N 52 22.27	E 017 52.36
10R	N 37 16.81	E 127 05.12
10RD	N 51 25.76	E 021 28.19
10RK	N 37 27.14	E 127 19.33
10RKS	N 37 16.72	E 127 06.88
10SBH	N 26 51.72	E 014 36.73
10SEB	N 27 05.88	E 014 20.87
10SM	N 46 31.51	E 017 13.21
10SMO	N 54 49.65	E 033 17.30
10TFS	N 27 59.19	W 016 44.98
10UBS	N 54 48.89	E 031 44.35
10WR	N 51 01.61	E 017 07.87
10WRO	N 51 01.62	E 017 07.88
10XUB	N 54 50.07	E 032 18.86
10ZG	N 52 12.46	E 016 02.69
111TB	N 41 30.93	E 045 08.58
113UD	N 47 56.08	E 106 28.32
11EPW	N 52 01.15	E 021 05.69
11GD	N 54 26.73	E 018 10.93
11GDA	N 54 18.46	E 018 45.34
11ORE	N 48 38.74	E 002 06.69
11OSV	N 49 49.91	E 018 19.79
11TBS	N 41 28.13	E 045 02.27
11UDA	N 48 00.43	E 106 32.73
12AST	N 51 09.20	E 071 39.90
12PAP	N 18 33.82	W 072 31.06
13NA	N 41 27.15	E 045 02.51
14AST	N 51 09.54	E 071 44.07
14PNW	N 49 02.97	E 002 54.59
15AST	N 51 13.30	E 071 39.00

Identifier	Latitude	Longitude
15R	N 33 16.07	E 044 13.00
168TB	N 41 51.28	E 044 43.08
16POZ	N 52 20.11	E 017 16.07
16TBS	N 41 48.50	E 044 40.11
1EPW	N 52 18.74	E 020 50.31
20CZE	N 52 14.17	E 017 15.81
22PAP	N 18 39.52	W 072 40.83
23SA	N 53 03.85	E 050 09.24
23SAM	N 53 12.16	E 050 18.44
26KS	N 52 18.71	E 017 01.75
33L	N 33 14.34	E 044 14.04
33R	N 33 15.09	E 044 15.09
39SBH	N 26 56.04	E 014 31.90
4M33R	N 33 11.63	E 044 17.50
4WAS	N 52 08.60	E 021 03.02
63KTC	N 50 28.61	E 019 15.21
63POZ	N 52 25.44	E 017 00.56
7LAW	N 52 29.24	E 016 40.31
7MM	N 52 11.60	E 021 50.73
80VB	N 17 22.75	E 078 07.29
88POZ	N 52 22.51	E 017 03.96
89AG	N 36 47.96	E 003 23.80
8LOD	N 51 46.12	E 019 36.33
8SL	N 53 04.62	E 017 46.80
92SCZ	N 53 28.78	E 015 06.48
98SME	N 46 49.74	E 017 09.82
9SZC	N 53 28.77	E 015 06.47
ABEAM	N 46 06.47	E 014 40.68
AHD8	N 37 55.27	E 058 31.31
AL1	N 53 41.00	E 041 41.00
AP1	N 48 50.15	E 024 57.23
ASH76	N 37 56.13	E 058 29.95
AST1	N 51 09.60	E 071 44.20
AST2	N 51 08.90	E 071 40.40
BAG21	N 35 07.21	E 069 23.15
BURAK	N 53 00.00	W 012 00.00



Identifier	Latitude	Longitude
CYXO	N 53 54.00	E 051 11.00
D107	N 50 29.66	E 030 55.07
D108	N 50 57.50	E 004 47.22
D109	N 50 59.28	E 004 45.31
D10RE	S 07 58.47	W 034 55.87
D13	N 50 58.53	E 004 51.85
D139	N 50 58.53	E 004 51.85
D14	N 52 23.05	E 020 48.67
D162	N 51 08.09	E 017 26.60
D191	N 54 15.58	E 018 44.80
D63	N 52 23.28	E 017 00.08
D80	S 11 54.94	W 077 13.26
D81	N 53 29.55	E 015 04.95
D88	N 43 15.11	E 027 36.84
D89	N 36 51.48	E 003 15.96
DD191	N 54 20.24	E 017 40.10
DD76	N 54 19.42	E 018 41.12
DRL	N 54 49.70	E 032 08.60
DRL1	N 54 49.30	E 031 57.00
DUPA	N 52 11.53	E 021 55.60
FLL10	N 50 58.91	E 004 55.81
FLO10	N 50 46.27	E 005 20.27
FLO81	N 50 57.71	E 004 58.14
FLOS1	N 64 03.30	W 027 10.70

Identifier	Latitude	Longitude
GDV1	N 28 04.60	W 015 25.70
GOLT	N 51 38.00	E 056 36.00
GTOH	N 52 00.00	E 050 37.00
IBL13	N 50 58.53	E 004 51.85
KNN	N 54 32.55	E 018 34.01
KRW10	N 50 06.84	E 020 02.25
KRYT	N 53 08.00	E 053 13.00
LAW88	N 52 22.87	E 017 01.77
OTRN1	N 64 11.20	W 022 36.30
P12	N 51 55.00	E 053 12.00
PW11L	N 52 23.16	E 017 49.73
PW11R	N 52 23.03	E 017 19.67
PW29L	N 52 22.46	E 017 52.60
PW29R	N 52 22.72	E 017 52.01
SAL1	N 16 44.50	W 022 57.00
SB75	N 37 56.05	E 058 29.76
UM26	N 54 49.45	E 033 00.01
UOLH	N 52 34.00	E 049 59.00
UUBS	N 54 49.48	E 002 01.75
UUSM	N 54 49.40	E 032 01.40
UWWG	N 53 13.07	E 050 19.46
VIDR1	N 26 53.70	W 017 02.40
XUBS	N 54 49.50	E 032 01.60

### 3.3.1.13 Serial Number 281 Route Database

The user-defined routes are shown in Table 3-16.

The route identifier has the form "ORIGIN DESTINATION" when the route identifier was assigned automatically by the FMS. It has the form "NAME" when the route identifier was manually entered by the crew.

Many of the routes contain one or more "\*GAP\*". A \*GAP\* indicates that the route was originally defined with a waypoint, procedure, or airway from the navigation database, and that item is not included in a subsequent database cycle. The FMS automatically substitutes a \*GAP\* for missing items when it updates the route database for a newly activated navigation database cycle.

**Table 3-16 Serial Number 281 Route Database**

Route Identifier	Route Contents
*GAP* *GAP*	*GAP* *GAP* *GAP* 6235N 6140N *GAP* 5750N 5555N SCROD VALIE YYR PN *GAP* *GAP* *GAP*
*GAP* BIKF	*GAP* *GAP* *GAP* TAFFY J564 LOACH 5850N 6140N 6330N EMBLA BIKF *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* J575 J577
*GAP* CYQX	CYQX
*GAP* EPGD	*GAP* *GAP* *GAP* *GAP* N873 UN873 UP729 UP730 UL983 UZ491 N195 Y100 L730 EPGD
*GAP* EPWA	*GAP* *GAP* *GAP* UL156 UM985 UM141 UM985 UM866 EPWA
*GAP* EPWA	*GAP* *GAP* *GAP* UN736 UM985 UM866 EPWA
*GAP* EPWA	*GAP* *GAP* *GAP* UN736 UM985 UM866 EPWA
*GAP* EPWA	*GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* UN983 UY100 UL730 UN133 L621 EPWA
*GAP* EPWA	*GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* UN983 UY100 UL730 UN133 L621 EPWA
*GAP* EPWA	*GAP* *GAP* *GAP* *GAP* M985 M866 EPWA
*GAP* FTTJ	*GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP*
*GAP* FTTJ	*GAP* *GAP* FTTJ
*GAP* GRU	*GAP* *GAP* *GAP* UZ907 UZ717 UT705 UL730 EPGD GRU
*GAP* KBGR	*GAP* *GAP* W11 A319 ELMUC MACOR L455 J174 J55 J581 KBGR
*GAP* MDLR	*GAP* *GAP* W26 W29 PETRI MDLR
*GAP* MTPP	*GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* B520 G633 MTPP
*GAP* MTPP	*GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* G444 G444W MTPP
*GAP* TJSJ	*GAP* *GAP* *GAP* W6 W12 TJSJ
09020010	EPWA BAMSO Z182 UZ460 UM977 UT727 UP851 EPWA
BRU1002	EPWA LOLSI UZ71 UL980 T851 UZ717 UM170 UZ158 EBBR
BRU11021	EPWA LOLSI UZ71 UL980 UM170 UZ717 T855 EBBR
BRUWAW11	*GAP* *GAP* *GAP* Z905 UZ907 UZ717 UL980 UP150 EPWA
CYQX EPWA	CYQX COLOR RONPO 4750N 4940N *GAP* *GAP* *GAP* BURAK *GAP* *GAP* *GAP* *GAP* UP147 UL980 P150 EPWA
EPGD EGLL	EPGD KRT L730 UL730 T705 UZ717 UM864 UL980 UL480 UL980 L980 EGLL
EPGD EPBY	EPGD KRT N133 Z96 EPBY
EPGD EPKS	EPGD KRT N133 Z71 L980 EPKS
EPGD EPPO	EPGD KRT N133 N858 GINOK LAW LAW88 EPPO
EPGD EPWA	EPGD KRT N133 L621 EPWA
EPGD EPWA	EPGD KRT N133 L621 EPWA
EPGD EPWA	EPGD KRT N133 L621 EPWA
EPGD LKMT	EPGD KRT UN133 UQ10 UL984 LKMT
EPGD OKBK	EPGD KRT N133 UL621 UL981 UM860 UT33 UT34 UR21 R784 UP975 OKBK
EPGD UBBS	EPGD KRT N133 UL621 UN191 UA42 UM854 UM860 UL851 UR317 UM11 UBBS
EPGD UKBB	EPGD KRT N133 L621 B490 R22 A87 UKBB
EPKK EPWA	EPKK VAVEL M985 EPWA
EPKK EPWA	EPKK JED M866 EPWA
EPKK UGTB	EPKK KRW ADOKI L984 UL984 UA42 UM854 UM860 UL851 UG261 UN61 UGTB
EPKS EPBY	EPKS DEKUT Z96 EPBY
EPKS EPKS	EPKS
EPKS EPWA	EPKS DEKUT Z96 EPBY SL Z96 L621 EPWA
EPKS EPWR	EPKS CZE L617 EPWR
EPKT EPWA	EPKT MOKOS T709 M866 EPWA
EPLL LOWW	EPLL DEDOL N744 UM984 UT43 LOWW
EPMM EPWA	EPMM SIE EPMM SIE EPWA
EPPO *GAP*	EPPO CZE *GAP* *GAP* *GAP* *GAP*
EPPO EPWA	EPPO CZE P150 EPWA
EPPO EPWA	EPPO CZE L980 EPWA
EPSC EPWA	EPSC TOMKO L23 L621 EPWA
EPWA *GAP*	EPWA TITAK *GAP* *GAP* *GAP* *GAP*
EPWA BIKF	EPWA OLILA UN191 UL621 G3 KEILA BIKF
EPWA DAAG	EPWA EVINA UN744 UM984 UN850 UM989 UA24 DAAG
EPWA DAAG	EPWA DEDOL UM985 UM984 UM725 UL141 UM859 UM167 UL12 UQ710 UZ924 M603 UM986 UG26 DAAG
EPWA EBBR	EPWA TITAK UZ71 UL980 UZ717 Z717 T855 EBBR
EPWA EBBR	EPWA TITAK UZ71 UL980 UZ717 Z717 T855 EBBR
EPWA EBBR	EPWA TITAK UZ71 UL980 UZ717 Z717 T855 EBBR
EPWA EBBR	EPWA TITAK UZ71 UL980 UZ717 Z717 T855 EBBR
EPWA EFHK	EPWA SIE UM857 M857 EFHK
EPWA EHAM	EPWA TITAK UZ71 UL980 T281 EHAM

Route Identifier	Route Contents
EPWA EPBY	EPWA IDAKO N191 Z96 10BYD NEREK SL EPBY
EPWA EPBY	EPWA IDAKO N191 Z96 EPBY
EPWA EPBY	EPWA IDAKO N191 Z96 SL 10BYD EPBY
EPWA EPBY	EPWA IDAKO N191 Z96 SL EPBY
EPWA EPGD	EPWA IDAKO GRU KRT *GAP* EPGD
EPWA EPGD	EPWA IDAKO N191 EPGD
EPWA EPGD	EPWA IDAKO N191 N133 GDA 10GDA 10G11 EPGD
EPWA EPGD	EPWA IDAKO N191 N133 EPGD
EPWA EPGD	EPWA IDAKO N191 N133 KRT D191 DD76 GDA S EPGD
EPWA EPKK	EPWA EVINA M985 EPKK
EPWA EPKK	EPWA *GAP* DEDOL M985 KRW10 EPKK
EPWA EPKK	EPWA DEDOL M985 KRW10 EPKK
EPWA EPKS	EPWA IBARA T711 L980 EPKS
EPWA EPLL	EPWA IBARA EPLL
EPWA EPMM	EPWA *GAP* SIE 10MM EPMM
EPWA EPMM	EPWA KOVOL SIE EPMM
EPWA EPMM	EPWA SIE 10MMP EPMM
EPWA EPMM	EPWA SIE 10MM EPMM
EPWA EPPO	EPWA TITAK Z71 L980 20CZE 16POZ D63 EPPO
EPWA EPPO	EPWA *GAP* IBARA T711 L980 20CZE 16POZ EPPO
EPWA EPSC	EPWA IBARA T711 L980 L619 L996 EPSC
EPWA EPWA	EPWA EVINA M985 M866 EPWA
EPWA EPWA	EPWA BAMSO Z182 UZ460 UM977 UT727 UL23 UL730 UL996 UL619 UL981 M866 EPWA
EPWA EPWA	EPWA BAMSO Z182 UZ460 M977 L29 L23 L730 L996 L619 L981 M985 KRW JED M866 EPWA
EPWA EPWA	EPWA BAMSO Z182 UZ460 UM977 UT727 UL23 L621 EPWA
EPWA EPWA	EPWA BAMSO TOXAR UZ460 UM977 UT727 UL619 UL980 UN133 UM866 EPWA
EPWA EPWA	EPWA SIE EPWA
EPWA EPWA	EPWA SIE EPWA
EPWA EPWA	EPWA SIE EPMM URAGI IDAKO N191 Z96 EPBY SL NEREK Z96 L621 EPWA
EPWA EPWA	EPWA SULOX *GAP* AY EPWA
EPWA EPWA	EPWA LIN EPWA
EPWA EPWA	EPWA SIE UM857 UM857 EPMM SIE EPWA
EPWA EPWA	EPWA *GAP* *GAP* EPWA
EPWA EPWA	EPWA SIE 10MMP EPMM SIE EPWA
EPWA EPWA	EPWA IBARA T711 L980 10KSP EPKS CZE L980 EPWA
EPWA EPWA	EPWA SIE EPWA
EPWA EPWA	EPWA SIE 10MM EPMM SIE EPWA
EPWA EPWA	EPWA SIE *GAP* *GAP* *GAP* EPWA
EPWA EPWA	EPWA MARIA 10RD EPRA MARIA 10MM EPMM LIN *GAP* *GAP* *GAP* EPWA
EPWA EPWA	EPWA SIE 10M EPMM LIN L621 Z96 SL EPBY NEREK Z96 L621 EPWA
EPWA EPWA	EPWA LIN *GAP* *GAP* EPWA
EPWA EPWR	EPWA SOXER N869 EPWR
EPWA EPWR	EPWA *GAP* IBARA T711 WRW EPWR
EPWA EPZG	EPWA IBARA T711 L980 10BAB EPZG
EPWA EYVI	EPWA SIE UM857 N858 EYVI
EPWA GCTS	EPWA IBARA UT711 UN869 UN747 UN857 GCTS
EPWA HLLS	EPWA DEDOL UM66 UZ201 UZ200 UM986 UY552 L196 UM725 UM742 UP623 UM727 T295 M726 G659 A403 HLLS
EPWA LBWN	EPWA MARIA L621 UN616 G1 B27 LBWN
EPWA LDZA	EPWA EVINA UN744 UM984 UM725 LDZA
EPWA LDZA	EPWA DEDOL N744 UM984 UM725 LDZA
EPWA LFPO	EPWA IBARA UT711 UN869 UL984 UN857 LFPO
EPWA LFST	EPWA IBARA UT711 UN869 T710 T711 LFST
EPWA LGAV	EPWA DEDOL UM985 UN133 UL619 UN127 UG33 LGAV
EPWA LHBP	EPWA EVINA UM985 UM866 UZ201 LHBP
EPWA LIRA	EPWA DEDOL UN744 UM984 UM725 UL141 UN737 LIRA
EPWA LILJ	EPWA DEDOL UM985 UM984 UM725 L141 LILJ
EPWA LILJ	EPWA DEDOL UN744 UM984 UM725 L141 LILJ
EPWA LKPR	EPWA EVINA N744 M984 T47 M748 LKPR
EPWA LKPR	EPWA EVINA N744 M984 T47 M748 LKPR
EPWA LLBG	EPWA MARIA UL621 UN616 UL620 UA16 UG18 UH2 LLBG
EPWA LPPT	EPWA IBARA UT711 UN869 UN995 UN976 UN872 LPPT
EPWA LRBS	EPWA DEDOL UM985 UN133 UL619 UL620 T74 LRBS

Route Identifier	Route Contents
EPWA LROP	EPWA DEDOL UM985 UN133 UL619 UL620 T74 LROP
EPWA LROP	EPWA DEDOL UM985 UN133 UL619 UN127 UL867 UL605 L605 W2 LROP
EPWA OAIX	EPWA MARIA UL621 UL984 B493 B946 G246 A87 B363 B198 A107 A466 OAIX
EPWA OAKB	EPWA MARIA UL621 UL980 A87 B363 B198 A107 A466 A454 OAKB
EPWA OEJN	EPWA DEDOL UM985 UP746 UN616 UL601 R785 UR785 B544 B412 JDW OEJN
EPWA ORBI	EPWA MARIA UL621 UL981 UM860 UT33 UT34 UR21 R784 L417 NUNSE ORBI
EPWA UACC	EPWA SIE UP851 UP140 B365 G549 G234 B935 G111 UACC
EPWA UBBB	EPWA MARIA UL621 UL980 UN191 UA42 UM854 UM860 UL851 UR317 UM11 UBBB
EPWA UBBB	EPWA MARIA UL621 UL980 UN191 A277 UN77 UM747 UM11 UBBB
EPWA UGSB	EPWA XIMBA L621 UL980 UN191 A277 UT910 UGSB
EPWA UGTB	EPWA MARIA UL621 UL980 UN191 UA42 UM854 UM860 UL851 UG261 UN61 UGTB
EPWA UKBB	EPWA MARIA UL621 UL980 UA87 UKBB
EPWA UKHH	EPWA MARIA UL621 UL980 UA87 UB144 UA137 UKHH
EPWA UL601	EPWA DEDOL UM985 UP746 UN616 UL601
EPWA UN191	EPWA OLILA UN191
EPWA UN191	EPWA OLILA UN191
EPWA UTAA	EPWA IBARA T711 L980 UL980 A226 B493 A87 UTAA
EPWA UUWW	EPWA SIE UN869 UM863 B102 R11 DR UUWW
EPWA UWWW	EPWA ASLUX UZ182 UP851 UP140 B365 UWWW
EPWA XUBS	EPWA BAMSO Z182 Z460 N869 UM863 B102 DRL 10XUB XUBS
EPWR EPKK	EPWR WRW *GAP* R232 EPKK
EPWR EPWA	EPWR TRZ VAGSA N871 EPWA
EPZG EPWA	EPZG OBOLA L980 EPWA
EPZG EPWA	EPZG KELOD L980 EPWA
EYVI EPWA	EYVI *GAP* L29 UM857 EPWA
GDANSK	EPWA IDAKO N191 N133 KRT D191 DD76 GDA S EPGD
ICPI	UWWG UOLH GTOH GOLT KRYT CYXO UWWG
KTC2502	UKBB KR *GAP* UT709 L981 T709 KTC EPKT
LBWN EPWA	LBWN *GAP* *GAP* UL743 UL621 EPWA
LHBP EPWA	LHBP LITKU UL853 UM985 UM866 EPWA
LKMT EPWA	LKMT SOPAV T709 M866 EPWA
LKPR EPWA	LKPR ARTUP N871 Q277 EPWA
LRBS EPWA	LRBS NILOV UL622 UN133 UM866 EPWA
LROP EPWA	LROP NILOV UL622 UN133 UM866 EPWA
LROP EPWA	LROP NILOV UL622 UN133 UM866 EPWA
OBL0T	EPWA ASLUX Z460 UM977 UN871 UN133 UM866 EPWA
OBL0T	EPWA SIE M857 N871 N133 M866 EPWA
OBL0T1	EPWA SIE M857 N871 EPWA
RJTT RKSM	RJTT SEKID Y20 Y18 G585 RKSM
RKSM ZMUB	RKSM SEL G597 A326 B339 ZMUB
SCROD *GAP*	SCROD VALIE YYR PN *GAP* *GAP* *GAP*
UACC EPWA	UACC DIDAL G111 B935 G234 SL B365 UP140 UP851 EPWA
UACC ZMUB	UACC EDANO G111 A241 R366 G22 G2 ZMUB
UBBB EPGD	UBBB SAGIL UM11 UR317 UL851 UM860 UM854 UA42 UN191 N133 EPGD
UBBB EPWA	UBBB SAGIL UM11 UR317 UL851 UM860 UM854 UA42 UN191 N191 Q130 EPWA
UBBB VOHY	UBBB DILON A911 B449 B447 G792 P628 W20S W19 VOHY
UGSB EPWA	UGSB SOSED UT910 A277 UN191 N191 EPWA
UGTB EPWA	UGTB LEGVI B140 B705 B232 UM11 UR317 UL851 UM860 UM854 UA42 UL984 UL621 EPWA
UGTB EPWA	UGTB LAGAS UN61 UG261 UL851 UM860 UM854 UA42 UN191 UL980 UL621 EPWA
UGTB UGTB	UGTB
UKBB EPGD	UKBB KR *GAP* UA87 UL980 UN191 EPGD
UKBB EPWA	UKBB KR *GAP* UA87 UL980 N191 Q130 EPWA
UKBB2425	EPWA XIMBA UL621 UL980 UA87 UKBB
UKCC EPWA	UKCC GELBO W644 UA83 UL980 UN191 EPWA
UKHH EPWA	UKHH KW UA137 UA87 UL980 N191 Q130 EPWA
UTAA EPKK	UTAA MAMED B450 UN50 B450 B494 UM991 UL984 UL981 M985 EPKK
UTAA EPWA	UTAA MAMED B450 B494 UM991 UN191 UL980 UL621 EPWA
UTAA OAKB	UTAA BUROT A118 B442 T1 B441 A466 A454 OAKB
UTAA OAKB	UTAA KEMOR T1 B441 A466 OAKB
UUBS EPWA	UUBS *GAP* *GAP* UL999 UP851 EPWA
UUSM EPWA	UUSM *GAP* *GAP* UL999 UP851 EPWA
UUWW EPWA	UUWW *GAP* UM BG R805 G723 UN858 UN869 N869 EPWA
UUWW UUWW	UUWW WZ IP IN DR UUWW
UWWG UWWG	UWWG UOLH GTOH GOLT KRYT CYXO UWWG





Mode	Field	Page	Key	Crew Action	Result
WPT	255	0	FPL	On the waypoint INFO page, pressed the FPL key.	Returned from the INFO page to the flight plan page.
FPL	255	1	NEXT	On the FPL page, pressed the NEXT key.	Shown the next page of the flight plan.
FPL	255	1	L5	On the FPL page, brought the cursor over the 5th position on the page.	
FPL	43	1	D		
FPL	43	1	R		
FPL	43	1	L		
FPL	43	1	ENTER	Started to insert waypoint "DRL" into the flight plan.	
WPT	16	0	ENTER	Completed insertion of waypoint "DRL" into the flight plan.	User-defined waypoint "DRL" is inserted into the active flight plan.
FPL	16	1	PREV	On the FPL page, pressed the PREV key.	Shown the previous page of the flight plan.
FPL	255	1	L3	On the FPL page, brought the cursor over the 3rd position on the page.	
FPL	25	1	R1		
FPL	25	1	R1	Deleted the cursored flight plan leg.	Deleted a waypoint from the flight plan.
FPL	25	1	L3	On the FPL page, parked the cursor.	
FPL	255	1	L4	On the FPL page, brought the cursor over the 4th position on the page.	
FPL	34	1	D		
FPL	34	1	R		
FPL	34	1	L		
FPL	34	1	1		
FPL	34	1	ENTER	Started to insert waypoint "DRL1" into the flight plan.	Started to insert user-defined waypoint "DRL1" into the flight plan.
WPT	16	0	R5	Aborted insertion of "DRL1".	DRL1 was not inserted into the flight plan.
FPL	34	1	L3	On the FPL page, brought the cursor over the 3rd position on the page.	
FPL	25	1	D		
FPL	25	1	R		
FPL	25	1	L		
FPL	25	1	1		
FPL	25	1	ENTER	Started to insert waypoint "DRL1" into the flight plan.	
WPT	16	0	ENTER	Completed insertion of waypoint "DRL1".	Inserted user-defined waypoint "DRL1" into the flight plan.
FPL	34	1	NAV	On the FPL page, pressed the NAV key.	NAV 1/2 page appeared.
NAV	255	4	NEXT	On the NAV 1/2 page, pressed the NEXT key.	NAV 2/2 page appeared.
NAV	255	6	NEXT	On the NAV 2/2 page, pressed the NEXT key.	NAV 1/2 page appeared.

Mode	Field	Page	Key	Crew Action	Result
NAV	255	4	FPL	On the NAV 1/2 page, pressed the FPL key.	Flight plan page appeared.
FPL	255	1	NEXT	On the FPL page, pressed the NEXT key.	Displayed the next flight plan page.
FPL	255	1	NEXT	On the FPL page, pressed the NEXT key.	Displayed the next flight plan page.
FPL	255	1	L2	On the FPL page, brought the cursor over the 2nd position on the page.	
FPL	16	1	V		
FPL	16	1	N		
FPL	16	1	O		
FPL	16	1	ENTER	Started to insert waypoint "VNO".	Started to insert "VNO", the Vilnius VOR/DME, into the flight plan.
WPT	16	0	R5	Aborted insertion of "VNO".	VNO not inserted into the flight plan.
FPL	16	1	NAV	On the FPL page, pressed the NAV key.	NAV 1/2 page appeared.
NAV	255	4	FPL	On the NAV 1/2 page, pressed the FPL key.	Flight plan page appeared.
FPL	255	1	MENU	On the FPL page, pressed the MENU key.	Flight plan MENU 1/2 appeared.
FPL	255	8	L3	On the FPL MENU 1/2 page, pressed the PPOS TO WPT key.	PPOS TO WPT view of the flight plan appeared. This shows the along-track distance from present position to each downstream waypoint in the flight plan.
FPL	255	3	NEXT	On the PPOS TO WPT page, pressed the NEXT key.	Next PPOS TO WPT page appeared.
FPL	255	3	MENU	On the PPOS TO WPT page, pressed the MENU key.	MENU 1/2 page appeared.
FPL	255	8	NEXT	On the FPL MENU 1/2 page, pressed the NEXT key.	MENU 2/2 page appeared.
FPL	255	9	L2	On the FPL MENU 2/2 page, pressed the FPL TO DEST key.	FPL TO DEST view of the flight plan appeared. This shows the along-track distance from each waypoint in the flight plan to the destination.
FPL	255	4	NEXT	On the FPL TO DEST page, pressed the NEXT key.	Next FPL TO DEST page appeared.
FPL	255	4	PREV	On the FPL TO DEST page, pressed the PREV key.	Previous FPL TO DEST page appeared.
FPL	255	4	NAV	On the FPL TO DEST page, pressed the NAV key.	NAV 1/2 page appeared.
NAV	255	4	FPL	On the NAV 1/2 page, pressed the FPL key.	Flight plan page appeared.
FPL	255	1	L4	On the FPL page, brought the cursor over the 4th position on the page.	
FPL	34	1	G		
FPL	34	1	L		
FPL	34	1	B		
FPL	34	1	ENTER	Started to insert waypoint "GLB".	Started to insert "GLB", the Gloubokoye VOR/DME, into the flight plan.
WPT	16	0	R5	Aborted insertion of "GLB".	GLB not inserted into the flight plan.

Mode	Field	Page	Key	Crew Action	Result
FPL	34	1	NAV	On the FPL page, pressed the NAV key.	NAV 1/2 page appeared.
NAV	255	4	FPL	On the NAV 1/2 page, pressed the FPL key.	Flight plan page appeared.
FPL	255	1	MENU	On the FPL page, pressed the MENU key.	FPL MENU 1/2 appeared.
FPL	255	8	L3	On the FPL MENU 1/2 pressed the PPOS TO WPT key.	PPOS TO WPT view of the flight plan appeared. This shows the along-track distance from present position to each downstream waypoint in the flight plan.
FPL	255	3	NEXT	On the PPOS TO WPT page pressed the NEXT key.	Next PPOS TO WPT page appeared.
FPL	255	3	NAV	On the PPOS TO WPT page pressed the NAV key.	NAV 1/2 page appeared.
NAV	255	4	FPL	On the NAV 1/2 page, pressed the FPL key.	Flight plan page appeared.
FPL	255	1	L4	On the FPL page, brought the cursor over the 4th position on the page.	
FPL	34	1	M		
FPL	34	1	G		
FPL	34	1	L		
FPL	34	1	ENTER	Started to insert waypoint "MGL".	Started to insert "MGL", the Mahiliou VOR/DME, into the flight plan.
WPT	16	0	R5	Aborted insertion of "MGL".	MGL not inserted into the flight plan.
FPL	34	1	NAV	On the FPL page, pressed the NAV key.	NAV 1/2 page appeared.
NAV	255	4	FPL	On the NAV 1/2 page, pressed the FPL key.	Flight plan page appeared.
FPL	255	1	FPL	On the FPL page, pressed the FPL key (functions as the NEXT key).	Next flight plan page appeared.
FPL	255	1	NAV	On the FPL page, pressed the NAV key.	NAV 1/2 page appeared.
NAV	255	4	DTO	On the NAV 1/2 page, pressed the DTO key.	DTO page appeared.
DTO	3	0	ENTER	On the DTO page, selected the current TO leg.	Active TO leg became a direct-to leg.
NAV	255	4	FPL	On the NAV 1/2 page, pressed the FPL key.	Flight plan page appeared.
FPL	255	1	MENU	On the FPL page, pressed the MENU key.	FPL MENU 1/2 appeared.
FPL	255	8	L3	On the FPL MENU 1/2 pressed the PPOS TO WPT key.	PPOS TO WPT view of the flight plan appeared. This shows the along-track distance from present position to each downstream waypoint in the flight plan.
FPL	255	3	NEXT	On the PPOS TO WPT page pressed the NEXT key.	Next PPOS TO WPT page appeared.
FPL	255	3	PREV	On the PPOS TO WPT page, pressed the PREV key.	Previous PPOS TO WPT page appeared.
FPL	255	3	NAV	On the PPOS TO WPT page, pressed the NAV key.	NAV 1/2 page appeared.
NAV	255	4	FPL	On the NAV 1/2 page, pressed the FPL key.	Flight plan page appeared.

Mode	Field	Page	Key	Crew Action	Result
FPL	255	1	MENU	On the FPL page, pressed the MENU key.	FPL MENU 1/2 appeared.
FPL	255	8	L3	On the FPL MENU 1/2 pressed the PPOS TO WPT key.	PPOS TO WPT view of the flight plan appeared. This shows the along-track distance from present position to each downstream waypoint in the flight plan.
FPL	255	3	NEXT	On the PPOS TO WPT page pressed the NEXT key.	Next PPOS TO WPT page appeared.
FPL	255	3	NAV	On the PPOS TO WPT page, pressed the NAV key.	NAV 1/2 page appeared.
NAV	255	4	R1	On the NAV page, selected the CMD HDG field.	NAV 1/3 page appeared. This is the page where the crew can select commanded heading mode.
NAV	18	0	4		
NAV	18	0	0		
NAV	18	0	ENTER		
NAV	18	0	ENTER	Entered heading 040 and activated commanded heading mode.	Active mode became commanded heading mode with heading set to 040°.
NAV	18	0	7		
NAV	18	0	9		
NAV	18	0	ENTER		
NAV	18	0	ENTER	Entered heading 079.	Commanded heading changed to 079°.
NAV	18	0	MSG	On the NAV 1/3 page, pressed the MSG key.	MSG page appeared.
MSG	255	0	MSG	On the MSG page, pressed the MSG key (functions as the RETURN key).	NAV 1/3 page appeared.
NAV	18	0	R5	On the NAV 1/3 heading page pressed the CNCL HDG key.	Commanded heading mode canceled. Resumed steering to the active NAV leg.

#### **4 CONCLUSION**

The effort to extract data from the heavily damaged NCU Serial Number 1577 is ongoing. This data was not available for this report.

The data extracted from the NCU Serial Number 281 appeared to be completely intact. There was no indication that memory had been corrupted in the accident.

The amount of raw binary data that was captured electronically is very large. UASC software engineering can convert additional parameters to human-readable format if they are needed for the investigation.



## **APPENDIX A CHECKLIST FOR DATA EXTRACTION**

### **Checklist for Data Extraction from SRAM (SCN 6XX-series FMS)**

This checklist details the procedure for downloading a binary dump file of SRAM memory from an FMS CPU board running SCN 6XX-series software.

#### **Verification of Bench Setup**

1. PC running Windows 98 or higher, with a serial communications port.
2. U:\NTSB\Tupolev\FMSReader\FMSReader.exe should already be on the PC.
3. A wiring harness should be installed connecting the FMS monitor port pins to the PC's serial port via an RS-232 connection.
4. Have a 6XX-series FMS available and hooked up to a power source, with both the FMS and the power source **turned off. Also have a jumper available.**

#### **Removing the CPU Board from the Customer FMS**

5. Put on grounding strap.
6. Closely examine the physical condition of the FMS. Note any damage, etc.
7. Open the FMS. Note any obvious damage inside.
8. Remove the CPU board.
9. Verify CPU board part number = 01017010 Rev C or higher.

#### **Installing the CPU Board into the Lab FMS**

10. Install the boot jumper (E1) on the CPU board.
11. Verify connectivity across E1 pins.
12. Install the CPU board into the lab FMS, making sure that the CPU board does not catch on protrusions from any neighboring boards.
13. Turn on the power supply, but do NOT turn on the FMS.

#### **Running the Download Program**

14. Open the U:\NTSB\Tupolev\FMSReader\FMSReader application.
15. Select the serial communications port = COM2.

16. Verify that the baud rate is set to 9600.
17. Using the "Browse" button, specify the ASCII dump file path and name  
U:\NTSB\Tupolev\SN281\DumpX.txt.
18. Using the "Browse" button, specify the converted binary file path and name  
U:\NTSB\Tupolev\SN281\BinaryX.bin.
19. Select the "Run Memory Download And Binary Conversion" run option.
20. Click the "Run" button. An instruction window will be displayed. The first two items in the instruction window just serve as reminders to make sure the monitor port connection and software load jumper have been installed.
21. Turn ON the FMS (ON/OFF DIM).
22. Click the "OK" button after you've turned on the FMS. The download should begin. A progress bar will be displayed during the download. A "CDU DATA BUS FAILURE" message will be displayed on the FMS. This is expected.
23. When the download is complete, verify that both the ASCII dump file and the binary file have been generated, and perform a sanity check on the contents of the ASCII dump file (i.e., review some known memory locations for valid content).
24. Turn the FMS off, and turn off the power supply.
25. Remove the CPU board from the lab FMS, and remove the boot jumper from the board.

## **PORÓWNANIE I DESZYFRACJA**

kopii zapisów pokładowych rejestratorów parametrów samolotu



**ATM PP Sp. z o.o.**

04-186 WARSZAWA, ul. Grochowska 21a

e-mail: [atmavio@atmavio.pl](mailto:atmavio@atmavio.pl)

web: [www.atmavio.pl](http://www.atmavio.pl)

 **ATM Przedsiębiorstwo  
Produkcyjne Sp. z o.o.**  
ul. Grochowska 21a, 04-186 Warszawa  
tel. 022 51 56 700, fax 022 5156 705  
NIP 113-23-16-396  
KRS 0000026000

Warszawa 22 czerwca 2011r.

**IRIS**  
Certification



European Aviation Safety  
Agency  
PART-21  
PART-145



PL.21G.0007  
PL.145.011



KONCESJA MSWiA  
B-051/2004

## EKSPERTYZA TECHNICZNA

Porównanie i deszyfracja kopii zapisów  
pokładowych rejestratorów parametrów samolotu  
Tu154M nr boczny 101 Sił Powietrznych RP  
który uległ katastrofie 10 kwietnia 2010r.

Zatwierdził

Wiceprezes Zarządu

  
Tomasz Tuchotka

TEL 022 5156700  
FAX 022 5156705

NIP: 113-23-16-396  
REGON: 017338378  
KRS: 0000026000  
(Sąd Rej. dla m.st. Warszawy,  
XIII Wydz. Gospodarczy KRS)  
Kapitał zakładowy 500 000,00 PLN  
GIOŚ NR REJ. E0001498WZBW

Wykonano w 2 egzemplarzach:

1 – KBWL LP

2 – a/a

## Spis treści

1	Określenia .....	2
2	Analiza porównawcza Plików Zapisów rejestratorów.....	4
2.1	Porównanie Plików Zapisów .....	4
2.1.1	Opis metody porównania .....	4
2.1.2	Wynik porównania.....	6
2.2	Uzyskanie zapisu do analizy.....	7
3	Zawartość dysku CD .....	10

### Załączniki

- 1 – Porównanie wybranych parametrów z Plików Zapisów
- 2 – Dysk CD



## 1 Określenia

Czas Astronomiczny	Czas Warszawski.
Czas FDR	Czas systemu MSRP-64 zapisany w danych rejestratorów parametrów.
Dane Służbowe	Są to zapisywane w ramach Subkadru następujące dane: <ul style="list-style-type: none"><li>– Godzina</li><li>– Minuta</li><li>– Dzień</li><li>– Miesiąc</li><li>– Ostatnia cyfra roku</li><li>– Numer rejsu</li><li>– Numer Kodowy Samolotu</li></ul>
Deszyfracja	Proces polegający na wyodrębnieniu z Pliku Zapisu, Wartości Kodowych kolejnych próbek każdego parametru w oparciu o LFL, a następnie z użyciem Skalowania, przetworzeniu ich na Wartość Fizyczną lub stan aktywny/nieaktywny.
FDS	Specjalizowane oprogramowanie Flight Data Service do obróbki zapisów z lotniczych rejestratorów parametrów.
Kadr	Jednostka struktury danych w systemie MSRP-64. Trwa 0,5 sekundy i zawiera 64 bajty. Położenie bajtu w Kadrze jest użyte do identyfikacji jakie dane zawiera.
LFL	Opis logiczny ramki (Logical Frame Layout) zawierający układ parametrów w konkretnym strumieniu danych danego formatu zapisu. W tym przypadku przyporządkowanie parametrów do konkretnych słów i bitów w Kadrze i Subkadrze. Ponadto zawiera on Skalowania dla Parametrów Analogowych oraz dla Parametrów Dwustanowych informację czy dany parametr jest aktywny dla Wartości Kodowej 1 czy 0.
Mnemonik	Zawierający do 10 znaków skrót, będący umowną skróconą nazwą konkretnego parametru, używany do identyfikacji parametrów w oprogramowaniu FDS.
Numer Kodowy Samolotu	Trzybajtowy kod odpowiadający numerowi seryjnemu samolotu, w tym przypadku 085837.
Parametr Analogowy	Rejestrowany w systemie rejestracji lub wyliczany przez oprogramowanie FDS parametr, opisujący stan samolotu lub jego elementu. Parametr Analogowy ma Wartość Kodową i Wartość Fizyczną.

Parametr Dwustanowy	Rejestrowany w systemie rejestracji lub wyliczany przez oprogramowanie FDS parametr, opisujący stan samolotu lub jego elementu. Parametr Dwustanowy przyjmuje tylko dwie wartości które oznaczają Aktywny lub Nieaktywny.
Plik Zapisu	Plik komputerowy zawierający kopię zapisu z nośnika rejestratora parametrów. Format Pliku Zapisu określa w jaki sposób dane z nośnika zostały przetworzone.
Skalowanie	Wzór matematyczny lub charakterystyka (zbiór wartości) według którego przelicza się Wartość Kodową parametru analogowego, na Wartość Fizyczną.
Subkadr	Jednostka struktury danych w systemie MSRP-64. Trwa 5 sekund i zawiera 10 Kadrów. Pierwszy bajt każdego kadru, służy do zapisu tzw. Danych Służbowych. Kolejne Kadry w Subkadrze zawierają kolejne z 10 bajtów Danych Służbowych.
Wartość Fizyczna	Wartość parametru po deszyfracji, wyrażona w jednostce miary właściwej dla danego parametru.
Wartość Kodowa	Wartość binarna parametru w postaci w jakiej jest zapisywana przez rejestrator.
Zapis Parametrów Lotu	Zapis będący wynikiem analizy i celowej kompilacji Plików Zapisu pokładowych rejestratorów parametrów.

## 2 Analiza porównawcza Plików Zapisów rejestratorów parametrów.

Celem niniejszej analizy jest porównanie zawartości plików zawierających kopie zapisów rejestratorów parametrów lotu samolotu Tu154M nr boczny 101 i otrzymanie kompletnego Zapisu Parametrów Lotu z 10 kwietnia 2010r.

Analizę przeprowadzono na następujących plikach:

- **Msrp64.dta**  
uzyskany 20 kwietnia 2010r. poprzez dekompresję pliku Spl101.c00 który jest wykonaną 17 kwietnia 2010r. w Warszawie kopią kasety ATM-MEM15 nr 158/91;
- **MLP-14-5A.dat** i **MLP-14-5B.dat**  
który jest kopią zapisu danych z rejestratora MSRP-64 – MŁP-14-5 wykonaną 31.05.2010 w obecności przedstawicieli Prokuratury Generalnej Rzeczypospolitej Polskiej, Prokuratury Generalnej Federacji Rosyjskiej, Komisji Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego oraz Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego
- **KBN.DAT**  
który jest kopią zapisu danych z rejestratora MSRP-64 – KBN-1-1 wykonaną 31.05.2010 w obecności przedstawicieli Prokuratury Generalnej Rzeczypospolitej Polskiej, Prokuratury Generalnej Federacji Rosyjskiej, Komisji Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego oraz Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego
- **85837.FDR.ALLData.dat**  
który jest kopią danych z rejestratora parametrów FDR (MŁP-14-5) przekazaną przez Komitet Śledczy przy Prokuraturze Federacji Rosyjskiej.

### 2.1 Porównanie Plików Zapisów

#### 2.1.1 Opis metody porównania

Aby uniknąć porównywania zapisów przetworzonych w procesie Deszyfracji, porównano dane pierwotne, czyli zapisane w języku maszynowym rejestratorów. Wykonano to zestawiając dane w postaci w jakiej występują one w porównywanych Plikach Zapisów, czyli w Wartości Kodowej.

Metodę porównania oparto o strukturę zapisu. Ponieważ jednostką nadrzędną zawierającą czas jest Subkadr, wyodrębniono z zapisów kompletne Subkadry zawierające Numer Kodowy Samolotu, zgodny z numerem samolotu Tu154M nr 101. Subkadry niekompletne zostały pominięte.

Z każdego Subkadru, wyodrębniono pierwsze próbki trzech parametrów:

- Wysokości barometrycznej
- Pochylenia
- Przechylenia

Wybrane trzy porównywane parametry uznano za wystarczające z badawczego punktu widzenia, ponieważ ich kolejne próbki, tworzą niepowtarzalny ciąg wartości, unikalny dla każdego lotu.

Uzyskanie dwóch identycznych ciągów wartości z różnych lotów jest nieprawdopodobne.

W rejestratorach MŁP-14-5 i KBN-1-1 jako nośnik informacji zastosowana jest taśma magnetyczna. Niejednorodności powłoki magnetycznej taśm oraz niedokładności prowadzenia taśmy w rejestratorach, są przyczyną zniekształceń sygnału uzyskiwanego w urządzeniach odczytujących, a co za tym idzie, utrat i przekłamań odczytanej informacji.

Według danych producenta (dokument „Система МСРП-64 РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ”, wydanie z 11 stycznia 1977r. str. 9), dopuszczalny poziom błędów w zapisie przedstawia się następująco:

Zapis parametrów analogowych dla jednego kanału

- 6 – w ciągu 1 minuty
- 30 – w ciągu 15 minut

Zapis parametrów dwustanowych dla jednego parametru

- 5 – w ciągu 1 minuty
- 20 – w ciągu 15 minut

Zapis kodu czasu

- 2 - w ciągu 2 minut

Zapis znaczników czasu

- 2 - w ciągu godziny

Przy odczycie taśmy rejestratora MŁP-14-5 w przeznaczonym do tego celu urządzeniu BWS, konieczna jest ręczna regulacja ustawienia głowicy za pomocą specjalnego pokrętkła. Regulacji dokonuje się na podstawie obserwacji dwóch lampek kontrolnych na urządzeniu BWS. Stwarza to kolejny element możliwości powstania ubytków i błędów w odczytanej informacji. Należy zwrócić uwagę, że ustawienie regulacji położenia głowicy czytnika BWS ma wpływ na ilość błędów w odczytanym zapisie taśmy z rejestratora MŁP-14-5, co może powodować, że kolejne odczyty mogą mieć inną ilość błędów i mogą one występować zarówno w tych samych, jak i innych miejscach.

W systemie MSRP-64 w danych nie ma sekund. Sekundy oblicza się odliczając je (co drugi Kadr) od zmiany minuty. Ponieważ przy opisanych powyżej dopuszczalnych ubytkach danych w zapisach z rejestratorów taśmowych (KBN-1-1 i MŁP-14-5), jednoznaczna identyfikacja czasu co do sekundy jest możliwa jedynie przy zmianie minuty, do porównania użyto danych z każdego pierwszego kadru po zmianie minuty. W skutek czego otrzymano 229 punktów porównania (co 1 minutę).

Dane umieszczono w tabeli stanowiącej załącznik nr 1.

Tabela uporządkowana jest w ten sposób, że dla poszczególnych wierszy tabeli, z trzech plików pochodzących z rejestratorów ATM-QAR/R128ENC, KBN-1-1 i MŁP-14-5, wybrano kompletne Subramki zawierające czas identyczny jak umieszczony w drugiej kolumnie tabeli, a następnie w odpowiednie kolumny danego wiersza, wpisano wartości kodowe parametrów z danej Subramki. Należy zwrócić uwagę, że dla czasu 08:41:00 brak jest porównania ponieważ zapis zakończył się przed upłynięciem pierwszego Subkadru czyli 5-ciu sekund ostatniej rozpoczętej minuty zapisu.

Ponieważ rejestrator ATM-QAR/R128ENC jest rejestratorem zapisującym w pamięci elektronicznej i już przy wstępnej analizie stwierdzono, że jego zapis jest kompletny, w tabeli potraktowano jego dane jako punkt odniesienia. W kolumnach „Różnica”, wyliczona jest wartość różnicy danych próbek parametru. Wartości parametrów przedstawione są w systemie heksadecymalnym, a różnice w dziesiętnym.

### **2.1.2 Wynik porównania**

Widoczne w tabeli nieliczne różnice, są typowymi przekłamaniami występującymi w procesie zapisu i odczytu rejestratorów taśmowych.

Ponadto, pojedyncze różnice  $\pm 1$  kod mogą być wynikiem działania filtracji tzw. „szumu przetwarzania” wbudowanej w algorytm rejestratora ATM-QAR/R128ENC.

W procesie badania stwierdzono, że ilość błędów zapisu z rejestratora KBN-1-1 jest pomijalna. Ilość błędów w zapisie z rejestratora MŁP-14-5 w pliku 85837.FDR.ALLData.dat jest wyraźna, ale nie wpływa na ogólny obraz zarejestrowanego lotu.

Plik, MLP-14-5B nie był przedmiotem porównania, ponieważ zawiera zapisy datowane 1, 2, 6 i 7 kwietnia.

Plik MLP-14-5A zawiera zapis z dni 7, 8 i 10 kwietnia, jednak ta kopia zapisu z 10 kwietnia jest najgorsza z porównywanych i posiada na tyle dużo ubytków danych, że nie znaleziono żadnej w pełni poprawnej Subramki. Ze względu na fakt posiadania trzech innych zapisów z tego dnia, nie podjęto próby rekonstrukcji danych w tym pliku i pominięto go w dalszej analizie.

Wynik porównania jednoznacznie wskazuje, że trzy pliki:

Msrp64.dta

KBN.DAT

85837.FDR.ALLData.dat

zawierają zapis tego samego lotu.



## 2.2 Uzyskanie zapisu do analizy.

Zapis z rejestratora ATM-QAR/R128ENC został uzyskany poprzez wykonanie kopii kasyety pamięci typu ATM-MEM15 nr 0158/91 w postaci pliku o nazwie Spl101.c00. Rejestrator ATM-QAR/R128ENC jest rejestratorem elektronicznym, zapisującym informację w pamięciach elektronicznych umieszczonych w wymowanej kasecie. Poza danymi o przebiegu lotu, zapisuje on również dodatkowe dane identyfikacyjne do każdego zapisanego lotu. Poniżej przedstawiono dwa ekrany informacji technicznych zawierające również dane identyfikacyjne, z zapisu otrzymanego po deszyfracji pliku Spl101.c00.

Bieżący napęd: C			Na dysku 59360 KB wolne						
Samolot	Lot	Data	Lista zapisów		Typ	Grupa	Typ Info	Info	
			Czas	Lotniska			nych	Ź+	
SP-101							3456..		
Podaj podstawowe informacje o zapisie:									
Rejest. samolotu:			SP-101	Typ sam.: TU-154M					
Numer lotu:				Grupa sam.: C5					
Lotniska:			WAW -						
Data (DD/MM/RRRR ):			10/04/2010	Czas: 04:51 - 08:41					
<F10> - zapis bieżących wartości i wyjście <Esc> - wyjście    <Ins> - domyślny typ numeru lotu									
<A> anal								anie°	
<1>...<8								owania	
<B> archiwizacja°	<M> mapa	<T> AFPA -> ASCII°		<CtrlX> inf->ASCII°					
<C> kopiowanie°	<N> aktual. skal.°	<U> graf. prezent.		<F1> objaśn.					
<D> wysw. wartości	<O> frm. pierwotny	<X> inf. dodatkowe		<Space> cd. menu					
<E> edycja konfig.	<P> FDS -> FDB°	<Y> podz. na loty		<Esc> wyjście					

Pozycje „Numer lotu” i „Lotniska” nie są wypełnione i dla przedstawienia informacji technicznych nie mają znaczenia, ponieważ są to pola edycyjne w które operator wprowadza właściwe informacje w momencie odczytu danych z kasyety i tworzenia pliku w formacie FDS.

Widoczna na drugim ekranie nazwa pliku jest nazwą pliku roboczego i nie ma znaczenia.

**EKSPERTYZA TECHNICZNA**  
**PORÓWNANIE I DESZYFRACJA ZAPISÓW Z POKŁADOWYCH REJESTRATORÓW PARAMETRÓW**

Bieżący napęd: C		Na dysku 59360 KB wolne						
Lista zapisów								
Samolot	Lot	Data	Czas	Lotniska	Typ	Grupa	Typ nych	Info
SP-101	SP-101	WAW-	10/04/2010	04:51-08:41			3456..	
<b>Informacja techniczna o zapisie</b> Nazwa pliku : C:\FDS\FLIGHTS\315800PF.@01 Typ danych: ATM-8 Rozmiar pliku z danymi.....: 185 KB Data ostatniej aktualizacji pliku z danymi: 08/03/2011 Źródło danych: ATM-QAR/Recorder nr 112 Kaseta nr 158 Dane niepodzielone								
<Esc> - wyjście								
<A> anal								anie°
<1>...<8								owania
<B> archiwizacja°	<M> mapa	<T> AFPA -> ASCII°	<CtrlX> inf->ASCII°					
<C> kopiowanie°	<N> aktual. skal.°	<U> graf. prezent.	<F1> objaśn.					
<D> wyśw. wartości	<O> frm. pierwotny	<X> inf. dodatkowe	<Space> cd. menu					
<E> edycja konfig.	<P> FDS -> FDB°	<Y> podz. na loty	<Esc> wyjście					

Z powyższych ekranów odczytano następujące informacje o locie, które zostały zapisane na kasecie przez rejestrator:

Grupa samolotów	- C5
Data	- 10/04/2010
Czas	- 04:51 – 08:41
Numer seryjny rejestratora	- 112
Numer kasety	- 158

C5 jest oznaczeniem wewnętrznym systemu FDS dla samolotów Tu154M, dzięki czemu samolot został przez system automatycznie zidentyfikowany jako Tu154M, co widać na pierwszym ekranie,

Należy podkreślić, że zapis danych na kasetach ATM-MEM jest skompresowany i ma unikalny format. Znajomość tego formatu jest ograniczona do kilku pracowników producenta (firmy ATM PP Sp. z o.o.), przez co ewentualną manipulację zapisu na kasecie, zwłaszcza w krótkim czasie, należy uznać za niemożliwą.

Mając powyższe na uwadze oraz okoliczności wykonania kopii kasety którą to czynność wykonali twórcy niniejszej ekspertyzy, w ramach prac dla Komisji Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego, jednoznacznie należy stwierdzić, że zapis uzyskany z kasety ATM-MEM15 nr 0158/91 pochodzącej z rejestratora ATM-QAR/R128ENC nie budzi wątpliwości i jest wiarygodnym materiałem dowodowym.

Powyższe stwierdzenie wraz z pozytywnym wynikiem porównania zapisów, przedstawionym w poprzednim punkcie ekspertyzy, pozwala wysnuć wniosek, że dalsze badanie ewentualnych kolejnych wykonanych kopii nośników rejestratorów parametrów MŁP-14-5 i KBN-1-1 jest niecelowe, ponieważ nie rokuje pozyskaniem dodatkowych danych które mogłyby poszerzyć wiedzę i mieć wpływ na treść niniejszej ekspertyzy, jak i wyniki innych badań na niej opartych.

Plik Msrp64.dta z dowodu nr 1. został wytworzony wprost z pliku Spl101.c00 poprzez przeprowadzenie procesu dekompresji i jest tym samym zapisem tyle, że w otwartym ogólnodostępnym formacie.

Ze względu na wykazaną wcześniej wiarygodność i kompletność danych oraz brak zakłóceń zapisu, do dalszych prac wybrano zapis z rejestratora ATM-QAR/R128ENC czyli plik Msrp64.dta.

W zapisie tym, ostatnie poprawne dane kończą się o godzinie 8:41:02,5. Algorytm kompresji wbudowany w rejestratory serii ATM-QAR/R128ENC, powoduje opóźnienie zapisu o około 1,5 sekundy, dlatego podjęto próbę uzyskania brakującej 1,5 sekundy zapisu z innego rejestratora.

Zapis z rejestratora KBN-1-1 kończy się kilka sekund przed początkiem 41 minuty lotu więc jest do tego celu nie przydatny.

Rejestrator MŁP-14-5 jest mechanizmem przewijania taśmy wprost zapisującym dane na taśmę. W zapisie z niego – plik 85837.FDR.ALLData.dat – wyodrębniono 4 Kadry zawierające sekundy 41:02 i 41:03.

W zapisie z rejestratora ATM-QAR/R128ENC usunięto ostatni Kadr (ostatnie pół sekundy) i dodano do niego 4 kadry wyekstrahowane z zapisu rejestratora MŁP-14-5.

W wyniku przeprowadzonych operacji, otrzymano kompletny Zapis Parametrów Lotu samolotu Tu154M nr boczny 101 z 10 kwietnia 2010r. kończący się o godzinie 8:41:04 (04 jest pierwszą nie zarejestrowaną sekundą). Należy przyjąć, że w czasie mniejszym niż 0,5 sekundy po 8:41:04 system rejestracji MSRP-64 przestał pracować.

Za pomocą oprogramowania FDS, poddano powyższy zapis Deszyfracji z wykorzystaniem plików LFL i uzyskano zapis w formacie FDS – pliki 313s00at.!01 i 313s00at.@01.

W tej postaci zapis parametrów jest odtworzeniem przebiegu lotu w zakresie wartości zarejestrowanych parametrów i może być użyty do dalszych czynności.

Oprogramowanie do analizy danych FDS którego użyto przy pracach nad niniejszym opracowaniem, posługuje się porcjami danych będących odpowiednikami minuty zapisu. Aby ostatnie sekundy lotu były dostępne do obróbki, fragment zapisu od 08:41:00 został sztucznie wydłużony do pełnej minuty. Dlatego na wykresach czasowych parametrów, wykresy nie kończą się wraz z końcem zapisu.

Istotne jest, że dalsze dane przedstawione na wykresach są nieważne i nie należy na ich podstawie wysnuwać żadnych wniosków.

W zapisie który uzyskano do dalszej analizy, dane od godziny 08:41:04 są właśnie danymi nieważnymi i w większości przypadków przyjmują wartość 0.

### **3 Zawartość dysku CD**

Na załączonym do ekspertyzy dysku CD znajdują się:

- Katalog „Pliki źródłowe” zawierający pliki z kopiami zapisu z rejestratorów użyte w niniejszej ekspertyzie.
- Katalog „Zapis lotu w formacie FDS” zawierający dwa pliki tworzące zapis lotu z formacie FDS.
- Katalog „Zapis parametrów lotu w formacie XLS” zawierający dwa pliki z tabelami wartości zarejestrowanych parametrów w formacie XLS.
- Katalog „Ekspertyza” zawierający pliki niniejszej ekspertyzy w formacie PDF.

## Załącznik nr 1

## Porównanie wybranych parametrów z Plików Zapisów

Nazwa pliku		Msrp64.dta			KBN.DAT						85837.FDR.ALLData.dat					
Typ rejestratora		ATM-QAR/R128ENC			KBN-1-1						MŁP-14-5					
Lp.	Data i godzina	Wartości ATM-QAR/R128ENC			Wartości KBN-1-1			Różnica QAR-KBN			Wartości MŁP-14-5			Różnica QAR-MŁP		
		Wysokość barometryczna	Przechylenie	Pochylenie	Wysokość barometryczna	Przechylenie	Pochylenie	Wysokość barometryczna	Przechylenie	Pochylenie	Wysokość barometryczna	Przechylenie	Pochylenie	Wysokość barometryczna	Przechylenie	Pochylenie
1	00-04-10 04:52:00	16	81	7c	16	81	7c	0	0	0	16	81	7c	0	0	0
2	00-04-10 04:53:00	16	81	7c	16	81	7c	0	0	0	16	81	7c	0	0	0
3	00-04-10 04:54:00	16	81	7c	16	81	7c	0	0	0	16	81	7c	0	0	0
4	00-04-10 04:55:00	16	81	7c	16	81	7c	0	0	0	16	81	7c	0	0	0
5	00-04-10 04:56:00	16	81	7c	16	81	7c	0	0	0	16	81	7c	0	0	0
6	00-04-10 04:57:00	16	81	7c	16	81	7c	0	0	0	16	81	7c	0	0	0
7	00-04-10 04:58:00	16	81	7e	16	81	7c	0	0	2	16	81	7d	0	0	1
8	00-04-10 04:59:00	16	81	7d	16	81	7d	0	0	0	16	81	7d	0	0	0
9	00-04-10 05:00:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	12	80	7c	4	0	0
10	00-04-10 05:01:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
11	00-04-10 05:02:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	12	80	78	4	0	4
12	00-04-10 05:03:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
13	00-04-10 05:04:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
14	00-04-10 05:05:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
15	00-04-10 05:06:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
16	00-04-10 05:07:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
17	00-04-10 05:08:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
18	00-04-10 05:09:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
19	00-04-10 05:10:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
20	00-04-10 05:11:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
21	00-04-10 05:12:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
22	00-04-10 05:13:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
23	00-04-10 05:14:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
24	00-04-10 05:15:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
25	00-04-10 05:16:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0



26	00-04-10 05:17:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
27	00-04-10 05:18:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
28	00-04-10 05:19:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
29	00-04-10 05:20:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
30	00-04-10 05:21:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
31	00-04-10 05:22:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
32	00-04-10 05:23:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
33	00-04-10 05:24:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
34	00-04-10 05:25:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
35	00-04-10 05:26:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
36	00-04-10 05:27:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
37	00-04-10 05:28:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
38	00-04-10 05:29:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
39	00-04-10 05:30:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
40	00-04-10 05:31:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
41	00-04-10 05:32:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
42	00-04-10 05:33:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
43	00-04-10 05:34:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
44	00-04-10 05:35:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
45	00-04-10 05:36:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
46	00-04-10 05:37:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
47	00-04-10 05:38:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
48	00-04-10 05:39:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
49	00-04-10 05:40:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
50	00-04-10 05:41:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	78	0	0	4
51	00-04-10 05:42:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	78	0	0	4
52	00-04-10 05:43:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
53	00-04-10 05:44:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
54	00-04-10 05:45:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
55	00-04-10 05:46:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
56	00-04-10 05:47:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
57	00-04-10 05:48:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
58	00-04-10 05:49:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
59	00-04-10 05:50:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
60	00-04-10 05:51:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0

61	00-04-10 05:52:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
62	00-04-10 05:53:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
63	00-04-10 05:54:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
64	00-04-10 05:55:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
65	00-04-10 05:56:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
66	00-04-10 05:57:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
67	00-04-10 05:58:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
68	00-04-10 05:59:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
69	00-04-10 06:00:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
70	00-04-10 06:01:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
71	00-04-10 06:02:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
72	00-04-10 06:03:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
73	00-04-10 06:04:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
74	00-04-10 06:05:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
75	00-04-10 06:06:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
76	00-04-10 06:07:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
77	00-04-10 06:08:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
78	00-04-10 06:09:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
79	00-04-10 06:10:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
80	00-04-10 06:11:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
81	00-04-10 06:12:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
82	00-04-10 06:13:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
83	00-04-10 06:14:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
84	00-04-10 06:15:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
85	00-04-10 06:16:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
86	00-04-10 06:17:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
87	00-04-10 06:18:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
88	00-04-10 06:19:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
89	00-04-10 06:20:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
90	00-04-10 06:21:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
91	00-04-10 06:22:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
92	00-04-10 06:23:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
93	00-04-10 06:24:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
94	00-04-10 06:25:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
95	00-04-10 06:26:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0

96	00-04-10 06:27:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
97	00-04-10 06:28:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
98	00-04-10 06:29:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
99	00-04-10 06:30:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
100	00-04-10 06:31:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
101	00-04-10 06:32:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
102	00-04-10 06:33:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
103	00-04-10 06:34:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
104	00-04-10 06:35:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
105	00-04-10 06:36:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
106	00-04-10 06:37:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
107	00-04-10 06:38:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
108	00-04-10 06:39:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
109	00-04-10 06:40:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
110	00-04-10 06:41:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
111	00-04-10 06:42:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
112	00-04-10 06:43:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
113	00-04-10 06:44:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
114	00-04-10 06:45:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
115	00-04-10 06:46:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
116	00-04-10 06:47:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
117	00-04-10 06:48:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
118	00-04-10 06:49:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
119	00-04-10 06:50:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
120	00-04-10 06:51:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
121	00-04-10 06:52:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
122	00-04-10 06:53:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
123	00-04-10 06:54:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
124	00-04-10 06:55:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
125	00-04-10 06:56:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
126	00-04-10 06:57:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
127	00-04-10 06:58:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
128	00-04-10 06:59:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
129	00-04-10 07:00:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
130	00-04-10 07:01:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0

131	00-04-10 07:02:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
132	00-04-10 07:03:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
133	00-04-10 07:04:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
134	00-04-10 07:05:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
135	00-04-10 07:06:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
136	00-04-10 07:07:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
137	00-04-10 07:08:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	78	0	0	4
138	00-04-10 07:09:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
139	00-04-10 07:10:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
140	00-04-10 07:11:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
141	00-04-10 07:12:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
142	00-04-10 07:13:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
143	00-04-10 07:14:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
144	00-04-10 07:15:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
145	00-04-10 07:16:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
146	00-04-10 07:17:00	16	80	7c	16	80	7c	0	0	0	16	80	7c	0	0	0
147	00-04-10 07:18:00	16	81	7d	16	81	7d	0	0	0	16	82	7c	0	-1	1
148	00-04-10 07:19:00	16	81	7c	16	81	7c	0	0	0	16	81	7c	0	0	0
149	00-04-10 07:20:00	16	81	7c	16	81	7c	0	0	0	16	81	7c	0	0	0
150	00-04-10 07:21:00	16	82	7c	16	82	7c	0	0	0	16	82	7c	0	0	0
151	00-04-10 07:22:00	16	81	7c	16	81	7c	0	0	0	16	81	7c	0	0	0
152	00-04-10 07:23:00	16	82	7c	16	82	7c	0	0	0	16	82	7c	0	0	0
153	00-04-10 07:24:00	16	82	7c	16	82	7c	0	0	0	16	82	7c	0	0	0
154	00-04-10 07:25:00	16	81	7b	16	81	7b	0	0	0	16	81	7b	0	0	0
155	00-04-10 07:26:00	16	81	7d	16	81	7d	0	0	0	16	81	7d	0	0	0
156	00-04-10 07:27:00	16	82	7d	16	82	7d	0	0	0	16	81	7d	0	1	0
157	00-04-10 07:28:00	1d	8a	8f	1d	8a	8f	0	0	0	1d	8a	8f	0	0	0
158	00-04-10 07:29:00	2c	a1	8e	2c	a1	8e	0	0	0	2a	a1	8f	2	0	-1
159	00-04-10 07:30:00	3b	9a	8b	3b	9a	8b	0	0	0	39	a1	8a	2	-7	1
160	00-04-10 07:31:00	4a	86	8a	4a	86	8a	0	0	0	49	86	8a	1	0	0
161	00-04-10 07:32:00	57	82	8a	57	82	8a	0	0	0	55	82	8a	2	0	0
162	00-04-10 07:33:00	66	82	88	66	82	88	0	0	0	64	81	88	2	1	0
163	00-04-10 07:34:00	73	81	87	74	81	87	-1	0	0	70	81	87	3	0	0
164	00-04-10 07:35:00	80	81	84	80	81	84	0	0	0	80	81	84	0	0	0
165	00-04-10 07:36:00	84	70	87	84	70	87	0	0	0	84	70	87	0	0	0

166	00-04-10 07:37:00	91	82	86	91	82	86	0	0	0	91	82	86	0	0	0
167	00-04-10 07:38:00	9c	82	85	9c	82	85	0	0	0	9c	82	85	0	0	0
168	00-04-10 07:39:00	a6	81	86	a6	81	86	0	0	0	a6	81	86	0	0	0
169	00-04-10 07:40:00	af	81	84	af	81	84	0	0	0	b0	80	83	-1	1	1
170	00-04-10 07:41:00	b5	82	83	b5	82	83	0	0	0	b9	81	83	-4	1	0
171	00-04-10 07:42:00	bb	81	83	bb	81	83	0	0	0	bb	81	83	0	0	0
172	00-04-10 07:43:00	be	81	81	be	81	82	0	0	-1	be	81	81	0	0	0
173	00-04-10 07:44:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	80	80	0	1	0
174	00-04-10 07:45:00	be	83	80	be	83	80	0	0	0	be	83	80	0	0	0
175	00-04-10 07:46:00	be	81	81	be	81	81	0	0	0	be	81	80	0	0	1
176	00-04-10 07:47:00	be	83	80	be	83	80	0	0	0	be	80	7f	0	3	1
177	00-04-10 07:48:00	be	80	7f	be	80	7f	0	0	0	be	80	7f	0	0	0
178	00-04-10 07:49:00	be	83	80	be	83	80	0	0	0	be	83	80	0	0	0
179	00-04-10 07:50:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	81	80	0	0	0
180	00-04-10 07:51:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	81	80	0	0	0
181	00-04-10 07:52:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	81	80	0	0	0
182	00-04-10 07:53:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	80	80	0	1	0
183	00-04-10 07:54:00	be	82	80	be	82	80	0	0	0	be	80	80	0	2	0
184	00-04-10 07:55:00	be	82	80	be	82	80	0	0	0	be	80	80	0	2	0
185	00-04-10 07:56:00	be	82	80	be	82	80	0	0	0	be	82	80	0	0	0
186	00-04-10 07:57:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	81	80	0	0	0
187	00-04-10 07:58:00	be	81	81	be	81	81	0	0	0	be	81	81	0	0	0
188	00-04-10 07:59:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	81	80	0	0	0
189	00-04-10 08:00:00	be	82	80	be	82	80	0	0	0	be	82	80	0	0	0
190	00-04-10 08:01:00	be	82	80	be	82	80	0	0	0	be	82	80	0	0	0
191	00-04-10 08:02:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	81	80	0	0	0
192	00-04-10 08:03:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	81	80	0	0	0
193	00-04-10 08:04:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	81	80	0	0	0
194	00-04-10 08:05:00	be	82	80	be	82	80	0	0	0	be	82	80	0	0	0
195	00-04-10 08:06:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	81	80	0	0	0
196	00-04-10 08:07:00	be	81	7f	be	81	7f	0	0	0	be	81	7f	0	0	0
197	00-04-10 08:08:00	be	81	80	be	81	80	0	0	0	be	86	80	0	-5	0
198	00-04-10 08:09:00	be	85	81	be	85	81	0	0	0	be	85	81	0	0	0
199	00-04-10 08:10:00	be	82	7d	be	82	7d	0	0	0	be	82	7d	0	0	0
200	00-04-10 08:11:00	b3	7f	7d	b3	7f	7d	0	0	0	b3	7f	7d	0	0	0



201	00-04-10 08:12:00	aa	81	7c	aa	81	7c	0	0	0	aa	81	7c	0	0	0
202	00-04-10 08:13:00	a1	81	7c	a1	81	7c	0	0	0	a3	81	7c	-2	0	0
203	00-04-10 08:14:00	99	81	7c	99	81	7c	0	0	0	99	81	7c	0	0	0
204	00-04-10 08:15:00	90	82	7c	90	82	7c	0	0	0	92	82	7c	-2	0	0
205	00-04-10 08:16:00	88	81	7c	88	81	7c	0	0	0	88	81	7c	0	0	0
206	00-04-10 08:17:00	7f	81	7b	7f	81	7b	0	0	0	7f	81	7b	0	0	0
207	00-04-10 08:18:00	75	81	7b	75	81	7b	0	0	0	75	81	7b	0	0	0
208	00-04-10 08:19:00	6c	82	7b	6c	82	7b	0	0	0	6c	82	7b	0	0	0
209	00-04-10 08:20:00	62	81	7c	62	81	7c	0	0	0	62	81	7c	0	0	0
210	00-04-10 08:21:00	5b	81	7c	5b	81	7c	0	0	0	5b	81	7c	0	0	0
211	00-04-10 08:22:00	56	81	7f	56	81	7f	0	0	0	57	82	7e	-1	-1	1
212	00-04-10 08:23:00	56	82	80	56	82	80	0	0	0	56	82	80	0	0	0
213	00-04-10 08:24:00	54	84	80	54	84	80	0	0	0	54	84	7f	0	0	1
214	00-04-10 08:25:00	54	81	83	54	81	83	0	0	0	54	81	83	0	0	0
215	00-04-10 08:26:00	52	73	83	52	73	83	0	0	0	52	68	81	0	11	2
216	00-04-10 08:27:00	49	83	7f	49	83	7f	0	0	0	4a	82	7f	-1	1	0
217	00-04-10 08:28:00	40	81	7f	40	81	7f	0	0	0	40	81	7f	0	0	0
218	00-04-10 08:29:00	37	81	80	37	81	80	0	0	0	37	81	80	0	0	0
219	00-04-10 08:30:00	32	81	84	32	81	84	0	0	0	32	81	84	0	0	0
220	00-04-10 08:31:00	30	a1	83	30	a1	83	0	0	0	30	a1	82	0	0	1
221	00-04-10 08:32:00	2c	81	83	2c	81	83	0	0	0	2c	81	83	0	0	0
222	00-04-10 08:33:00	26	81	82	26	81	82	0	0	0	27	81	82	-1	0	0
223	00-04-10 08:34:00	20	81	83	20	81	83	0	0	0	20	81	83	0	0	0
224	00-04-10 08:35:00	20	82	85	20	82	85	0	0	0	20	82	84	0	0	1
225	00-04-10 08:36:00	20	9e	82	20	9d	82	0	1	0	20	9e	82	0	0	0
226	00-04-10 08:37:00	21	81	7f	20	9d	82	1	-28	-3	21	81	81	0	0	-2
227	00-04-10 08:38:00	20	a1	82	20	a1	82	0	0	0	20	a1	81	0	0	1
228	00-04-10 08:39:00	20	85	82	20	85	82	0	0	0	21	83	80	-1	2	2
229	00-04-10 08:40:00	1f	82	78	1f	82	78	0	0	0	20	82	7c	-1	0	-4

**PODSUMOWANIE nr 55-2010/CS GSM-AP**

rezultatów badania próbek lotniczych materiałów pędnych wykonanych  
w związku z badaniem zdarzenia lotniczego samolotu Tu-154M PFL 101

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель генерального директора

ФГУП «СНИИ ГА»

Хаймзон М.Е.

2010 г.



**ЗАКЛЮЧЕНИЕ № 55 -2010 / ЦС ГСМ-АП**

по результатам исследования проб авиационных ГСМ,  
отобранных в связи с расследованием авиационного происшествия  
с самолетом Ту-154М PFL 101

Москва, 2010г.

884/АК/132/2010/11

## 1. ОБЪЕКТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

1. Проба топлива для газотурбинных двигателей, отобранная в количестве 2,5 дм<sup>3</sup> из двигателя № 1 самолета Ту-154М PFL 101. Дата отбора 12.04.2010 г.  
*Проба представлена в пяти стеклянных бутылках объемом 0,5 дм<sup>3</sup>. Каждая бутылка пронумерована (№1, №2, №3, №4, №5).*
2. Проба топлива для газотурбинных двигателей, отобранная в количестве 1,6 дм<sup>3</sup> из фрагмента левой плоскости (центроплана) самолета Ту-154М PFL 101. Дата отбора 12.04.2010 г.  
*Проба представлена в четырех стеклянных бутылках емкостью 0,5 дм<sup>3</sup>. Каждая бутылка пронумерована (№7, №8, №9, №10).*
3. Проба №6 авиационного масла, отобранная в количестве 0,5 дм<sup>3</sup> из двигателя №1 самолета Ту-154М PFL 101. Дата отбора 12.04.2010г.

(Сопроводительное письмо Зам. Председателя Комиссии по расследованию АП с самолетом Ту-154М PFL101 Каширского Л.А. от 19.04.2010 г. № 10-14-2, письмо Председателя Комиссии по расследованию АП с самолетом Ту-154М PFL 101 Морозова А.Н. б/н и даты)

*Акт отбора проб, Паспорта и сертификаты на авиационные ГСМ в Институт не поступали.*

*По устной информации, предоставленной МАК, самолет Ту-154М PFL 101 заправлялся авиационным топливом марки Джет А-1, масло, отобранное из двигателя ВС, представляет собой масло МС-8П.*

## 2. ЦЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЯ

Провести исследование образцов ГСМ, отобранных с самолета Ту-154М PFL 101.

(Сопроводительное письмо Зам. Председателя комиссии по расследованию АП от 19.04.2010 г. № 10-14-2, письмо Председателя Комиссии по расследованию АП б/н и даты)

## 3. МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ

3.1. Исследование проб топлива для газотурбинных двигателей и авиационного масла проводилось в соответствии с «Методическими рекомендациями по комплексному исследованию проб авиаГСМ предприятий гражданской авиации для разработки рекомендаций по рациональному использованию авиаГСМ и заключений при расследовании авиационных происшествий и инцидентов», утвержденными ГосНИИ ГА 10.01.2005 г. (дополненное переиздание от 30.11.1987 г.).

3.2. Исследование поступивших проб топлива в бутылках №№ 1-5 и 7-10 для газотурбинных двигателей проводилось по показателям качества, предусмотренным ГОСТ Р 52050-2006\* «Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (Джет А-1). Технические условия» и спецификации DEF STAN 91-91/5 на топливо марки Jet A-1.

3.3. В соответствии с «Методическими рекомендациями...» 3.1. проводились следующие исследования:

- определение показателя «термоокислительная стабильность в статических условиях при 150°С» по ГОСТ 11802-88;
  - определение содержания растворенных металлов на атомно-абсорбционном спектрометре КВАНТ-2А (пламенная атомизация проб);
  - исследования состава фактических смол, выделенных из проб топлива, методами инфракрасной спектроскопии на однолучевом ИК-Фурье спектрометре Avatar-320;
  - определение вспениваемости авиатоплив (методика ГосНИИ ГА);
  - определение в пробах топлива продуктов жизнедеятельности микроорганизмов тестовыми методами химического анализа;
  - определение содержания противоводокристаллизационной жидкости (ПВК-жидкости) хроматографическим методом;
  - в связи с малым объемом проб и учитывая, что топливо в бутылках № 1-5 имеет одно место отбора, для топлива из бутылок пронумерованных №2 и №4, проводилось определение эксплуатационного показателя «фильтруемость топлива, конечная скорость» на приборе АФН-71 (методика ГосНИИ ГА). Сущность испытания заключается в определении конечной скорости фильтруемости (усл.ед.) при прокачке 1000 см<sup>3</sup> топлива через перхлорвиниловый фильтр определенного размера и плотности при постоянном давлении прокачивания (0,1±0,025) кгс/см<sup>2</sup>. Полученные результаты сравнивались со значением величины конечной скорости фильтруемости, характерной для штатных авиакеросинов при нормальных условиях эксплуатации – не менее 30 усл. ед.;
  - определение содержания механических примесей методом ГОСТ 10577;
  - исследование выделенных механических примесей органолептически, при помощи микроскопа МБИ-15-2;
  - исследование механических примесей, выделенных из проб методом фундаментальных параметров на рентгенофлуоресцентном спектрометре Спектроскан МАКС-GV;
- В бутылке №7 проводилось исследование второй фазы жидкости, содержащейся на дне бутылки: вторая фаза жидкости декантировалась, исследовалась методом ИК-спектроскопии, качественной реакцией на KMnO<sub>4</sub>.

3.4. Исследование пробы масла, отобранной из двигателя №1, проводилось по показателям качества, предусмотренным Отраслевым стандартом «Масло МС-8П авиационное. Технические условия» ОСТ 38.01163-78 с изменениями 1-10.

В соответствии с «Методическими рекомендациями...» 3.1. проводились следующие исследования:

- исследование пробы масла методом ИК-спектроскопии и люминесцентного анализа;
- определение содержания присадок методом тонкослойной хроматографии по методике ГосНИИ ГА;
- исследование на рентгенофлуоресцентном спектрометре МАКС-GV состава механических примесей, выделенных из пробы масла.

Определения выполнялись на метрологически поверенном оборудовании в аккредитованной испытательной лаборатории. Номер государственной регистрации РОСС RU.0001.21 НХ55.



#### 4. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ.

##### 4.1. Результаты исследования пробы топлива для газотурбинных двигателей, отобранной из двигателя № 1 самолета Ту-154М PFL 101.

Пробы представлены в пяти стеклянных бутылках объемом 0,5 дм<sup>3</sup>. Каждая бутылка пронумерована (№1, №2, №3, №4, №5).

По внешнему виду топливо имеет слабо-желтый цвет. В пробе присутствуют механические примеси в виде отдельных частиц коричневых, темно-коричневых частиц, бесцветных волокон, что встречается в пробах, отбираемых из топливных систем ВС. Описание внешнего вида представлено в Таблице 1 (прилагается);

По результатам исследований методом ИК-спектроскопии и анализа физико-химических показателей качества пробы из бутылок №№1-5 установлено:

- проба может быть идентифицирована как топливо марки Джет А-1, содержащее антистатическую присадку;

- значения показателей качества проб в бутылках №№ 1-5 топлива для газотурбинных двигателей по показателям плотность, вязкость, коэффициент рефракции, внешний вид подобны между собой (таблица 1.1);

- значения показателей качества проб в бутылках №№ 1-5 топлива для газотурбинных двигателей находятся на уровне статистических величин, для проб топлива марки Джет А-1, отбираемых из баков ВС, за исключением:

- ◆ некоторого превышения по сравнению со статистическими данными содержания механических примесей;
- ◆ уменьшением показателя «взаимодействие с водой: оценка светопропускания топлива микросепарометром» составляет «58» единиц;
- ◆ низкое значение показателя «фильтруемость, конечная скорость» - значение показателя составило «0» единиц после фильтрации 150 см<sup>3</sup> топлива (Статистические значения величины показателя конечной скорости фильтруемости для штатных топлив составляет «не менее 30» при прокачке 1000 мл топлива).

Анализ № 398 прилагается.

- значение показателя «термоокислительная стабильность в течение 4 часов при 150°С» составило «4,4 мг на 100 см<sup>3</sup> топлива» и находится на уровне статистических значений для штатных топлив;

- способность топлива к пенообразованию находится на уровне статистических величин: объем пены составляет 10 мл, время исчезновения пены 30 сек;

- ПВК-жидкость в пробе топлива отсутствует;

- продуктов жизнедеятельности микроорганизмов в представленной пробе не обнаружено.

- ИК-спектр фактических смол, выделенных из бутылок №3 и №4 топлива, содержит полосы поглощения топливного характера;

- в результате исследования методом атомно-абсорбционной спектроскопии установлено, что содержание в пробе в растворенном состоянии кадмия, никеля, меди, натрия, свинца, цинка находится на уровне статистических величин, для проб топлива, отбираемых из баков ВС (Таблица 2).

Таблица 2

Наименование образца	Содержание металлов, % масс.					
	Cd	Ni	Cu	Na	Pb	Zn
Проба отобрана из двигателя № 1 самолета Ту-154М PFL 101	$3 \cdot 10^{-6}$	$< 3 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	$< 3 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$

Низкое значение показателя «оценка светопропускания микросепарометром», «нулевое» значение показателя «фильтруемость», и некоторое превышение количественного содержания механических примесей может быть вызвано попаданием примесей в топливо в результате разрушения ВС и/или в процессе отбора.

С целью определения причины изменения показателей были проведены исследования состава механических примесей.

Механические примеси, выделенные из пробы (Таблица 3), представляют собой преимущественно загрязнения из окружающей среды (соединения кремния, кальция, серы, калия, хлора), содержат некоторое количество технологических загрязнений и следовые количества продуктов износа трущихся деталей.

Таблица 3

Образец	Содержание, %*												
	Si	Ca	S	Cl	Fe	P	Cd	K	Ni	Cr	Zn	Ti	Mn
Мехпримеси выделены из пробы топлива, отобранной из двигателя №1	34,1	16,9	9,8	6,9	7,9	4,7	6,1	5,2	0,5	0,8	2,6	3,7	0,8

\*За 100% принимаются все установленные элементы в диапазоне от Mg до U.

При микроскопировании механических примесей, выделенных из пробы, установлено: механические загрязнения представляют собой мелкодисперсные частицы песка, мелкие частицы черного цвета, встречаются мелкодисперсные частицы с металлическим блеском, мелкие частицы оранжевого и коричневого цвета, короткие волокна черного, коричневого цвета и тонкие волокна белого цвета с иалипшими мелкодисперсными частицами черного, белого и оранжевого цвета, отдельные пленкообразные полупрозрачные частицы серого цвета.

Рис. 1-6 прилагается.

Таким образом, низкое значение показателя «оценка светопропускания микросепарометром», «нулевое» значение показателя «фильтруемость» и наличие мехпримесей наиболее вероятно может быть вызвано попаданием примесей в топливо в результате разрушения ВС и/или в процессе отбора пробы, о чем свидетельствует преобладание в составе механических примесей загрязнений из окружающей среды.

#### 4.2. Результаты исследования пробы топлива для газотурбинных двигателей, отобранной из фрагмента левой плоскости (центроплан) самолета Ту-154М PFL 101.

Проба представлена в четырех стеклянных бутылках емкостью 0,5 дм<sup>3</sup>. Каждая бутылка пронумерована (№7, №8, №9, №10).

По внешнему виду топливо имеет слабо-желтый цвет. В пробе присутствуют механические примеси в виде черных, коричневых, темно-коричневых частиц, бесцветных

волокон, что встречается в пробах, отбираемых из отстойных зон топливных баков ВС. Описание внешнего вида представлено в Таблице 1 (прилагается);

По результатам исследований методом ИК-спектроскопии и анализа физико-химических показателей качества пробы из бутылок №7-10, установлено:

- топливо пробы, отобранной из фрагмента левой плоскости (центроплан), может быть идентифицировано как топливо марки Джет А-1, содержащее антистатическую присадку;

- значения показателей качества пробы в бутылках №№ 7-10 топлива для газотурбинных двигателей по показателям плотность, вязкость, коэффициент рефракции, внешний вид подобны между собой (таблица 1.2) и подобны пробе из двигателя №1 (таблица 1.1), за исключением показателя «коэффициент рефракции» в пробе из бутылки №10;

- проба в бутылке №7 содержит вторую фазу жидкости на дне бутылки, в виде капель прозрачной жидкости, идентифицированной как вода. Конденсированная вода естественным образом образуется в процессе нормальной эксплуатации ВС, для чего эксплуатационной документацией предусмотрен регулярный слив отстоя. Пробы топлива, отбираемые из баков ВС, могут содержать некоторое количество конденсированной воды;

- значения показателей качества проб из бутылок №№ 7-10 топлива для газотурбинных двигателей, в целом находятся на уровне статистических величин для проб топлива марки Джет А-1, отбираемых из баков ВС за исключением пробы (бутылки) №10. Значения показателя «концентрация фактических смол» в бутылке №10 составило «47,6 мг/100см<sup>3</sup>», тогда как содержание фактических смол в бутылке №9 этой же пробы составляет «1,2 мг/100см<sup>3</sup>, что классифицируется как отсутствие. Различие значений показателя «концентрация фактических смол» наиболее вероятно может быть вызвано попаданием в топливо загрязнений при разрушении ВС и/или при отборе проб.

- ИК-спектр фактических смол, выделенных из бутылки №10, содержит нехарактерные полосы поглощения, наиболее вероятно отнесенные к диалкилфталатам. Попадание нехарактерных веществ возможно в процессе отбора пробы в бутылку №10 и/или взаимодействия с полимерными материалами (например с пробкой), так как наличие подобных соединений не обнаружено в составе смол, выделенных из бутылок №№3,4,8. Этим может быть объяснено отличие коэффициента рефракции в пробе из бутылки №10.

- ИК-спектр фактических смол, из пробы топлива бутылки №8, содержит полосы поглощения, характерные для топливных смол, подобные фактическим смолам из бутылок №№3,4 (прилагаются).

Анализ № 399 прилагается.

- значение показателя «термоокислительная стабильность в течение 4 часов при 150 °С» составило 4,2 мг на 100 см<sup>3</sup> топлива и находится на уровне статистических значений для штатных топлив;

- вспениваемость пробы топлива находится на уровне статистических величин: объем пены составляет 12 мл, время исчезновения пены 38 сек;

- ПВК-жидкость в пробе топлива отсутствует;

- значения физико-химических показателей проб топлива в бутылках №№ 7-10 в целом подобны между собой и подобны топливу проб в бутылках №№ 1-5.

- в результате исследования пробы методом атомно-абсорбционной спектроскопии установлено, что содержание в растворенном состоянии кадмия, никеля, меди, свинца, в целом находится на уровне статистических величин, содержание натрия, цинка несколько выше статистических величин (менее 3·10<sup>-6</sup> %масс.) для проб топлива, отбираемых из баков ВС (Таблица 4).

Таблица 4

Наименование образца	Содержание металлов, % масс.					
	Cd	Ni	Cu	Na	Pb	Zn
Проба, отобранная из фрагмента левой плоскости (центроплан) самолета Ту-154М PFL 101	$6 \cdot 10^{-6}$	$< 3 \cdot 10^{-6}$	$7 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-5}$	$< 3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-5}$

Механические примеси, выделенные из пробы, отобранной из фрагмента левой плоскости, в целом по составу подобны примесям, выделенным из пробы, отобранной из двигателя №1 (Таблица 5), представляют собой преимущественно загрязнения из окружающей среды (соединения кремния, кальция, серы, хлора, калия), содержат некоторое количество токсикологических загрязнений.

Таблица 5

Образец	Содержание, %*											
	Si	Ca	S	Cl	Fe	P	K	Ni	Cr	Zn	Ti	Mn
Мехпримеси выделены из пробы топлива, отобранной из фрагмента левой плоскости (центроплан)	39,4	7,2	8,3	14,4	6,4	9,6	8,0	0,6	0,6	2,4	2,3	0,6

\*За 100% принимаются все установленные элементы в диапазоне от Mg до U.

По внешнему виду механические примеси представляют собой отдельные пленкообразные полупрозрачные частицы серого, бежевого и светло-коричневого цвета, частиц черного цвета и отдельных коротких волокон черного цвета. Рис. 7-12 прилагаются.

*Значения физико-химических показателей качества топлива пробы из бутылок №№1-5 и пробы из бутылок №№7-10 близки между собой.*

#### 4.3. Результаты исследования пробы №6 авиационного масла, отобранной из двигателя №1 самолета Ту-154М PFL 101

По внешнему виду масло имеет светло желтый цвет, характерный для масла МС-8П.

В результате исследований физико-химических показателей качества и исследований методом ИК-спектроскопии, масло пробы №6 может быть идентифицировано, как масло типа МС-8П;

- значения физико-химических показателей качества масла находятся на уровне статистических величин, для проб масла МС-8П, отбираемых из маслосистем ВС;

Анализ №84-04 прилагается.

- массовая доля механических примесей составляет 0,004% (массовая доля до 0,005% включительно оценивается как отсутствие механических примесей);

- результаты исследования пробы масла методом рентгеноспектрального анализа приведены в Таблице 6. Содержание металлов в пробе находится на уровне статистических величин для проб масла МС-8П, отбираемых из маслосистем ВС.

Таблица 6

Наименование образца	Содержание металлов, ppm						
	Fe	Cu	Ti	Cr	Ni	Ca	Zn
Проба №6 масла, отобранная из двигателя №1 самолета Ту-154М PFL 101	< 1	< 1	< 1	< 1	< 1	< 1	< 1

- при облучении УФ-светом с  $\lambda=365\text{nm}$  масло имеет типичное для масла МС-8П люминесцентное свечение (фиолетовое);

- ИК-спектр пробы масла типичен спектрам штатного масла МС-8П, имеющимся в базе данных ГосНИИ ГА;

- методом тонкослойной хроматографии установлено некоторое срабатывание антиокислительных присадок в масле, что характерно для масла МС-8П, работавшего в ВС.

*В результате исследования масла МС-8П пробы №6, отобранной из двигателя №1, замечаний к качеству масла не установлено.*

## 5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ.

На основании результатов проведенных исследований проб авиационных ГСМ, отобранных из самолета Ту-154М PFL 101 можно сделать следующие выводы:

5.1. Авиационное топливо пробы, отобранной из двигателя № 1 самолета, может быть идентифицировано как топливо марки Джет А-1, содержащее антистатическую присадку.

Все бутылки пробы содержат механические примеси, что встречается в пробах, отбираемых из топливных систем ВС. По составу мехпримеси представляют собой преимущественно продукты загрязнения из окружающей среды.

Значения физико-химических показателей качества пробы топлива из двигателя №1, в целом находятся на уровне статистических величин, для проб топлива марки Джет А-1, отбираемых из баков ВС, кроме показателей «оценка светопропускания микросепаратором», «фильтруемость», количественного содержания механических примесей, что наиболее вероятно могло быть вызвано попаданием примесей в топливо в результате разрушения ВС и/или в процессе отбора пробы.

5.2. Авиационное топливо пробы, отобранной из фрагмента левой плоскости (центроплан) самолета, может быть идентифицировано как топливо марки Джет А-1, содержащее антистатическую присадку.

В пробах присутствуют механические примеси, что встречается в пробах, отбираемых из отстойных зон топливных баков ВС. По составу мехпримеси представляют собой преимущественно продукты загрязнения из окружающей среды.

Значения физико-химических показателей качества пробы топлива из фрагмента левой плоскости, в целом находятся на уровне статистических величин, для проб топлива марки Джет А-1, отбираемых из баков ВС, за исключением показателя «содержание фактических смол» в бутылке №10 пробы. Увеличение содержания фактических смол в одной бутылке наиболее вероятно связано с попаданием нехарактерных веществ в процессе отбора топлива в бутылку №10 и/или взаимодействия топлива из этой бутылки с полимерными материалами.



Проба в бутылке №7 содержит вторую фазу жидкости в виде отдельных капель на дне бутылки, идентифицированную как вода. Пробы топлива, отбираемые из баков ВС, могут содержать конденсированную воду, которая накапливается при эксплуатации ВС в отстойных зонах.

5.3. Значения физико-химических показателей качества пробы из двигателя №1 (бутылки №№ 1-5), и из фрагмента левой плоскости (бутылки №№7-10) идентичны между собой, что характерно для топлива одной партии.

По физико-химическим показателям качества проб топлива из топливной системы ВС Ту-154М PFL 101 в целом замечаний нет.

Обнаруженные в пробах и отдельных бутылках некоторые отклонения физико-химических показателей, согласно проведенным исследованиям связаны с попаданием примесей в процессе отбора проб, из-за разрушения ВС, и в результате взаимодействия с полимерными материалами.

5.4. Масло пробы №6, отобранной из двигателя №1, идентифицировано как масло типа МС-8П.

По качеству масла, отобранного из двигателя №1 ВС Ту-154М PFL 101, замечаний не установлено.

Заместитель директора ЦС авиаГСМ ФГУП ГосНИИ ГА



А.Н.Тимошенко

Начальник испытательной лаборатории



Л.В. Ковба

Зам.начальника испытательной лаборатории



О.Б.Азжеурова

РЕЗУЛЬТАТЫ ВИЗУАЛЬНОГО ОСМОТРА ПРОБ ТОПЛИВА, ПОСТУПИВШИХ В  
ЦС авиаГСМ ФГУП ГосНИИ ГА от МАК, отобранных с самолета Ту-154М PFL 101 в связи с авиационным  
происшествием, происшедшим 12.04.2010г.

Таблица № 1.

№ п/п	Откуда отобрана проба топлива	Визуальное обследование
1.	Проба отобрана из двигателя № 1 (бутылка №1) (1 бутылка от 0,5 литра) Дата отбора: 12.04.2010 г.	Цвет – слабо-желтый Вода – отсутствие Механические примеси – присутствие в виде частиц черного цвета и пучка бесцветных волокон.
2.	Проба отобрана из двигателя № 1 (бутылка №2) (1 бутылка от 0,5 литра) Дата отбора : 12.04.2010 г.	Цвет – слабо-желтый Вода – отсутствие Механические примеси – присутствие в виде частиц черного цвета.
3.	Проба отобрана из двигателя № 1 (бутылка №3) (1 бутылка от 0,5 литра) Дата отбора: 12.04.2010 г.	Цвет – слабо-желтый Вода – отсутствие Механические примеси – присутствие в виде частиц черного цвета и бесцветных волокон.
4.	Проба отобрана из двигателя № 1 (бутылка №4) (1 бутылка от 0,5 литра) Дата отбора : 12.04.2010 г.	Цвет – слабо-желтый Вода – отсутствие Механические примеси – присутствие в виде блестящих частиц.
5.	Проба отобрана из двигателя № 1 (бутылка №5) (1 бутылка от 0,5 литра) Дата отбора : 12.04.2010 г.	Цвет – слабо-желтый Вода – отсутствие Механические примеси – присутствие в виде бесцветных волокон.
6.	Проба отобрана из фрагмента левой плоскости центроплан (бутылка №7) (1 бутылка от 0,4 литра) Дата отбора: 12.04.2010 г.	Цвет – слабо-желтый Вода – присутствие в виде сплошного слоя капель на дне бутылки Механические примеси – присутствие в виде частиц черного, желтого, коричневого цвета и блестящих частиц.
7.	Проба отобрана из фрагмента левой плоскости центроплан (бутылка №8) (1 бутылка от 0,5 литра) Дата отбора: 12.04.2010 г.	Цвет – слабо-желтый Вода – отсутствие Механические примеси – присутствие в виде бесцветных волокон.
8.	Проба отобрана из фрагмента левой плоскости центроплан (бутылка №9) (1 бутылка от 0,5 литра) Дата отбора: 12.04.2010 г.	Цвет – слабо-желтый Вода – отсутствие Механические примеси – присутствие в виде частиц черного цвета и мелко дисперсных частиц (в виде порошка) коричневого цвета.
9.	Проба отобрана из фрагмента левой плоскости центроплан (бутылка №10) (1 бутылка от 0,2 литра) Дата отбора: 12.04.2010 г.	Цвет – слабо-желтый Вода – отсутствие Механические примеси – присутствие в виде комка волокон с частицами коричневого, черного цвета, пластины желтого цвета.

Начальник лаборатории ЦС авиаГСМ  
ФГУП ГосНИИ ГА



Л.В. Ковба

884/АК/192/2010/11

Таблица 1.1.

Результаты исследования пробы топлива, отобранной из двигателя №1 самолета Ту-154М PFL 101 (бутылки №№1-5) по показателям «плотность, при 15°», «вязкость кинематическая, мм<sup>2</sup>/с (сСт) при минус 20 °С», «показатель преломления при 20°С»

Наименование показателей	Бутылка №1	Бутылка №2	Бутылка №3	Бутылка №4	Бутылка №5
1. Плотность при 15° С кг/м <sup>3</sup>	803,8	803,8	803,9	803,7	803,8
2. Вязкость кинематическая, мм <sup>2</sup> /с (сСт) при минус 20 °С	4,06	4,05	4,06	4,06	4,07
3. Показатель преломления при 20°С	1,4470	-	1,4472	1,4472	1,4472

Таблица 1.2.

Результаты исследования пробы топлива, отобранной из фрагмента левой плоскости (центроплан) самолета Ту-154М PFL 101 (бутылки №№7-10) по показателям «плотность, при 15°», «вязкость кинематическая, мм<sup>2</sup>/с (сСт) при минус 20 °С», «показатель преломления при 20°С»

Наименование показателей	Бутылка №7	Бутылка №8	Бутылка №9	Бутылка №10
1. Плотность при 15° С кг/м <sup>3</sup>	803,8	803,8	803,8	803,9
2. Вязкость кинематическая, мм <sup>2</sup> /с (сСт) при минус 20 °С	4,06	4,06	4,06	4,07
3. Показатель преломления при 20°С	-	1,4470	1,4472	1,4492*

\* в фактических смолах обнаружены соединения типа диалкилфталатов

Утверждаю

Зам.директора ЦС авиаГСМ

ФГУП РосНИИ ГА

Тимошенко А.Н.

2010 г.



Номер аттестата аккредитации  
РОСС RU 0001.21HX55

**АНАЛИЗ № 398**  
на топливо для газотурбинных двигателей

Проба топлива для газотурбинных двигателей в количестве 2,5 л., отобранная из двигателя № 1 самолета Ту-154М PFL 101 (бутылки №№1-5).

Дата отбора 12.04.2010 г.

№ п/п	Наименование показателей качества	Jet A-1		Метод испытания	Результаты анализа
		ГОСТ Р 52050-2006	DEF STAN 91-91/5		
1	2	3		4	5
1.	Внешний вид: а) визуальная оценка	Чистое прозрачное, не должно содержать воды, осадка и взвешенных частиц при температуре окружающей среды		п. 1 табл. 1 ГОСТ Р 52050	Прозрачное, вода отсутствует, мехпримеси присутств.
	б) цвет, баллы по шкале Сейболта	не нормируется		АСТМ Д 156	17
2.	Плотность при 15° С кг/м <sup>3</sup> , в пределах	775,0 – 840,0		АСТМ Д 4052	803,8
3.	Фракционный состав: а) температура начала перегонки, °С, б) 10% перегоняется при температуре, °С, в) 50% перегоняется при температуре, °С, г) 90% перегоняется при температуре, °С, д) 98% перегоняется при температуре, °С, е) конец кипения, °С, ж) остаток, % з) потери, %	не нормируется не выше 205,0 не нормируется не нормируется не нормируется не выше 300,0 1,5 1,5		АСТМ Д 86	154 177 201 233 247 250 1,2 0,2
4.	Вязкость кинематическая, мм <sup>2</sup> /с (сСт): при минус 20 °С	не более 8		АСТМ Д 445	4,06
5.	Кислотное число, мг КОН/г	не более 0,015		АСТМ Д 3242	0,003
6.	Температура вспышки в закрытом тигле, °С,	не ниже 38,0		АСТМ Д 56	45,0
7.	Температура замерзания, °С,	не выше минус 47,0		АСТМ Д 7153	минус 52,5

884/АК/192/2010/11

Утверждаю

Зам.директора ЦС авиаГСМ

ОГУП «СЕРВИС ГА

Тимошенко А.Н.

2010 г.



аккредитации

0001.21HX55

**АНАЛИЗ № 399**

на топливо для газотурбинных двигателей

Проба топлива для газотурбинных двигателей в количестве 2,1 л., отобранная из фрагмента левой плоскости (центроплан) самолета Ту-154М PFL 101 (бутылки №№ 7-10)  
Дата отбора 12.04.2010 г.

№ п/п	Наименование показателей качества	Jet A-1		Метод испытания	Результаты анализа
		ГОСТ Р 52050-2006	DEF STAN 91-91/5		
1	2	3		4	5
1.	Внешний вид: а) визуальная оценка  б) цвет, баллы по шкале Сейболта	Чистое прозрачное, не должно содержать воды, осадка и взвешенных частиц при температуре окружающей среды  не нормируется		п. 1 табл. 1 ГОСТ Р 52050  АСТМ Д 156	Прозрачное, вода и мехпримеси присутств.  17
2.	Плотность при 15° С кг/м <sup>3</sup> , в пределах	775,0 – 840,0		АСТМ Д 4052	803,8
3.	Фракционный состав: а) температура начала перегонки, °С, б) 10% перегоняется при температуре, °С, в) 50% перегоняется при температуре, °С, г) 90% перегоняется при температуре, °С, д) 98% перегоняется при температуре, °С, е) конец кипения, °С, ж) остаток, % з) потери, %	не нормируется не выше 205,0 не нормируется не нормируется не нормируется не выше 300,0 1,5 1,5		АСТМ Д 86	156 177 201 234 250 252 1,2 0,2
4.	Вязкость кинематическая, мм <sup>2</sup> /с (сСт): при минус 20 °С	не более 8		АСТМ Д 445	4,06
5.	Кислотное число, мг КОН/г	не более 0,015		АСТМ Д 3242	0,003
6.	Температура вспышки в закрытом тигле, °С,	не ниже 38,0		АСТМ Д 56	45,0
7.	Температура замерзания, °С,	не выше минус 47,0		АСТМ Д 7153	минус 53,0

884/АК/192/2010/11



УТВЕРЖДАЮ

Зач. Директор ИС авиаГСМ

ОГНТ РосНИИ ГА

П. Урявин

2010г.

Номер свидетельства аккредитации

РОСС RU.0001.21HX55



АНАЛИЗ № 84-04

пробы №6 масла МС-8П, отобранной из двигателя № 1 самолета Ту-154М PFL 101

Наименование показателей	Норма по ОСТ 38.01163-78	Результаты исследования
1. Вязкость кинематическая, мм <sup>2</sup> /с (сСт) при 50 °С при минус 40 °С	не менее 8,0 не более 4000	8,48 3037
2. Температура застывания, °С	не выше минус 55	минус 58
3. Температура вспышки, определяемая в закрытом тигле, °С	не ниже 145	167
4. Кислотное число, мг КОН на 1 г масла,	не более 0,03	0,012
5. Массовая доля механических примесей, %	отсутствие	0,012
6. Содержание воды	отсутствие	отсутствие *
7. Содержание водорастворимых кислот и щелочей, %	отсутствие	отсутствие
8. Массовая доля серы, %	не более 0,6	0,6
9 Термоокислительная стабильность при 150 °С, в течение 50ч.: а) вязкость кинематическая после окисления, мм <sup>2</sup> /с, при 50 °С при минус 40 °С б) кислотное число после окисления мг КОН на 1 г масла в) массовая доля осадка после окисления, % г) коррозия на пластинках после окисления, мг/см <sup>2</sup> сталь ШХ-15 по ГОСТ 801-78 алюминиевый сплав АК-4 по ГОСТ 4784-74 медь М1 или М2 по ГОСТ 859-66	не более 10,0 не более 5500 не более 0,4 не более 0,10 отс. ±0,2 отс.	8,73 3407 0,09 0,01 отс. отс. отс.
10 Плотность: г/см <sup>3</sup> при 20°С, при 15°С	не более 0,875 не более 0,8784	0,855 0,858
11. Смазывающие свойства, определяемые на четырехшариковой машине трения при комнатной температуре: а) критическая нагрузка (Рк), кгс б) показатель износа (Ди) при осевой нагрузке 20 кг, мм	не менее 50 не более 0,5	53 0,37
12. Цвет на колориметре ЦНТ, единицы ЦНТ	не более 1,5	1,5

\* содержание воды в пробе, установленное кулонометрическим методом с реактивом Фишера по ГОСТ 24614-81, составляет 0,003%, что классифицируется как отсутствие

Начальник лаборатории

Л.В. Ковба

Научный сотрудник

Л.В. Толстова

Научный сотрудник

И.М. Маджугина

Инженер

Н.Б. Андреева

384/АК/132/2010/11

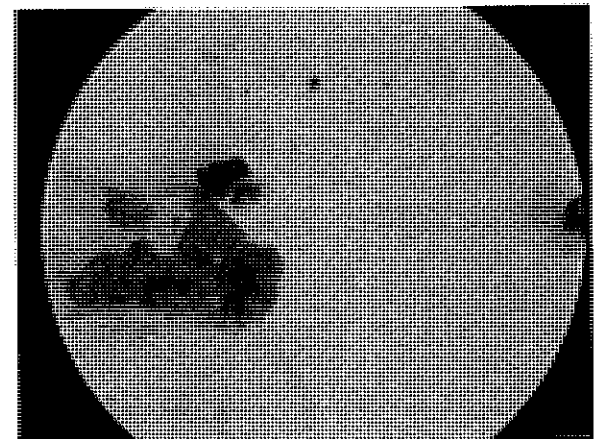
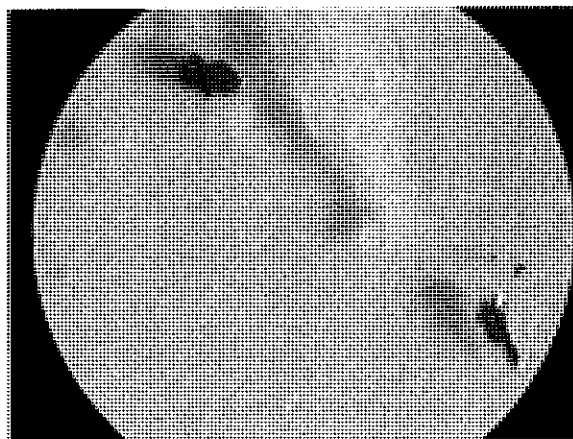
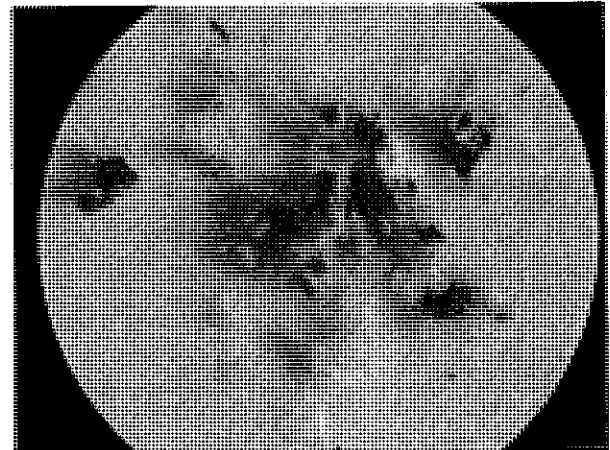
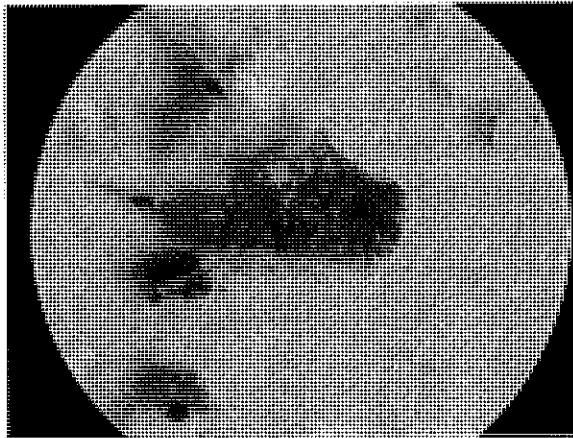
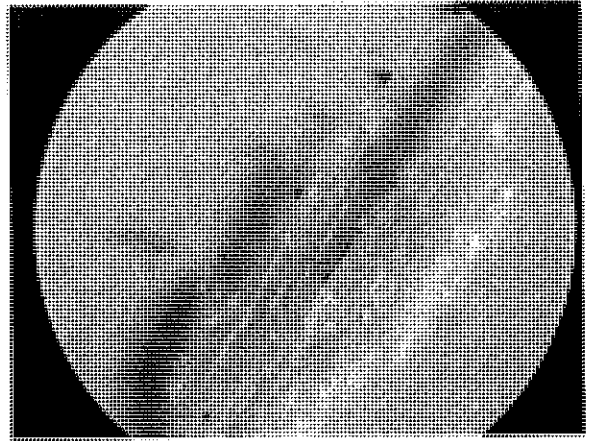
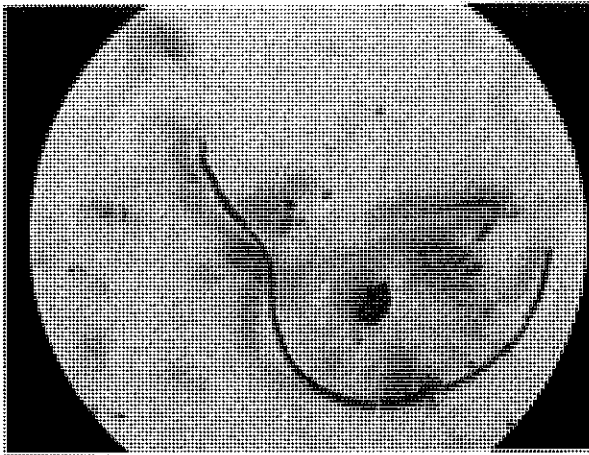


Рис.1-6. Внешний вид механических примесей, выделенных из пробы авиатоплива, отобранной из двигателя № 1 ТУ-154М PFL 101. Дата отбора пробы 12.04.10г.

884/АК/192/2010/11

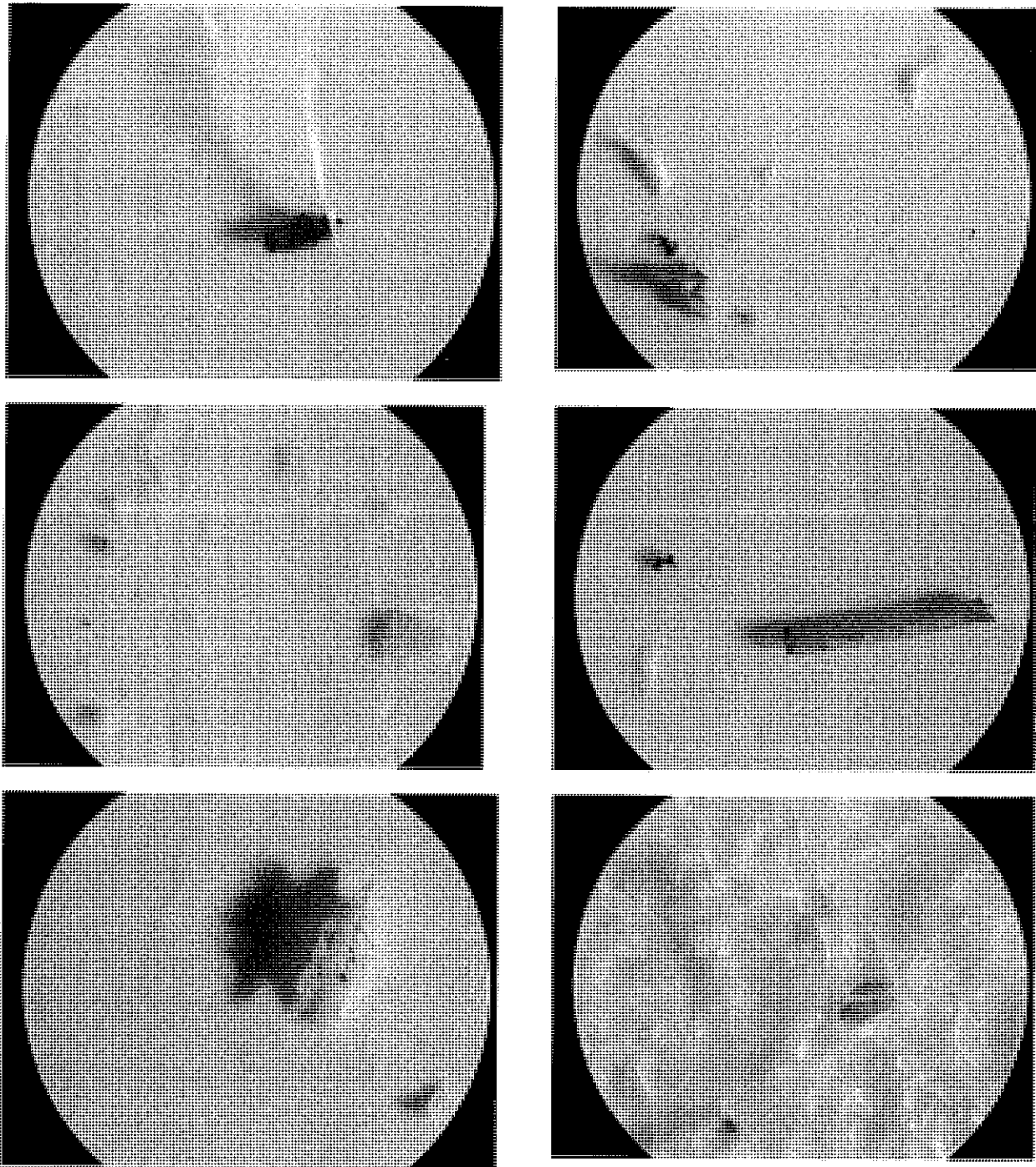
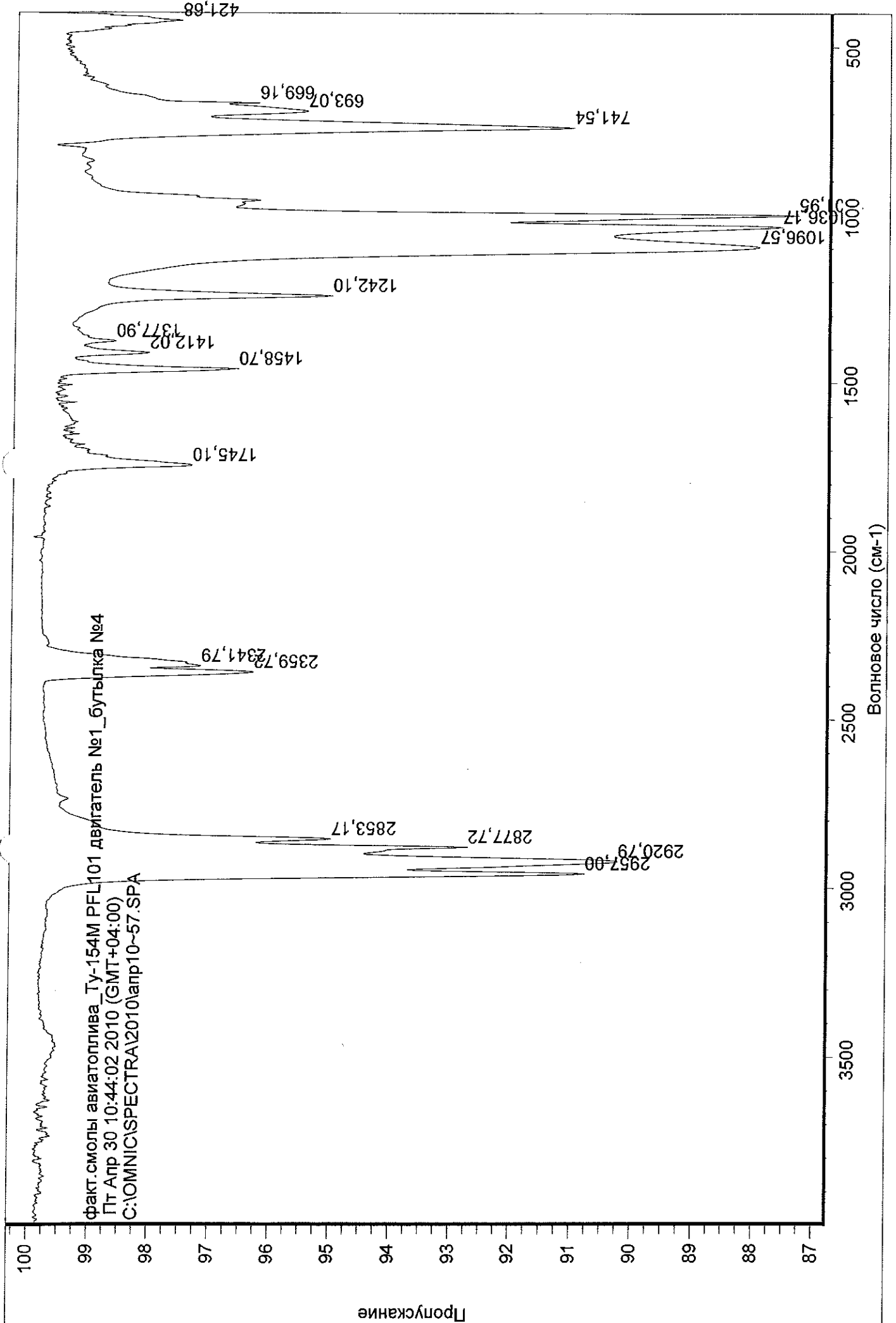
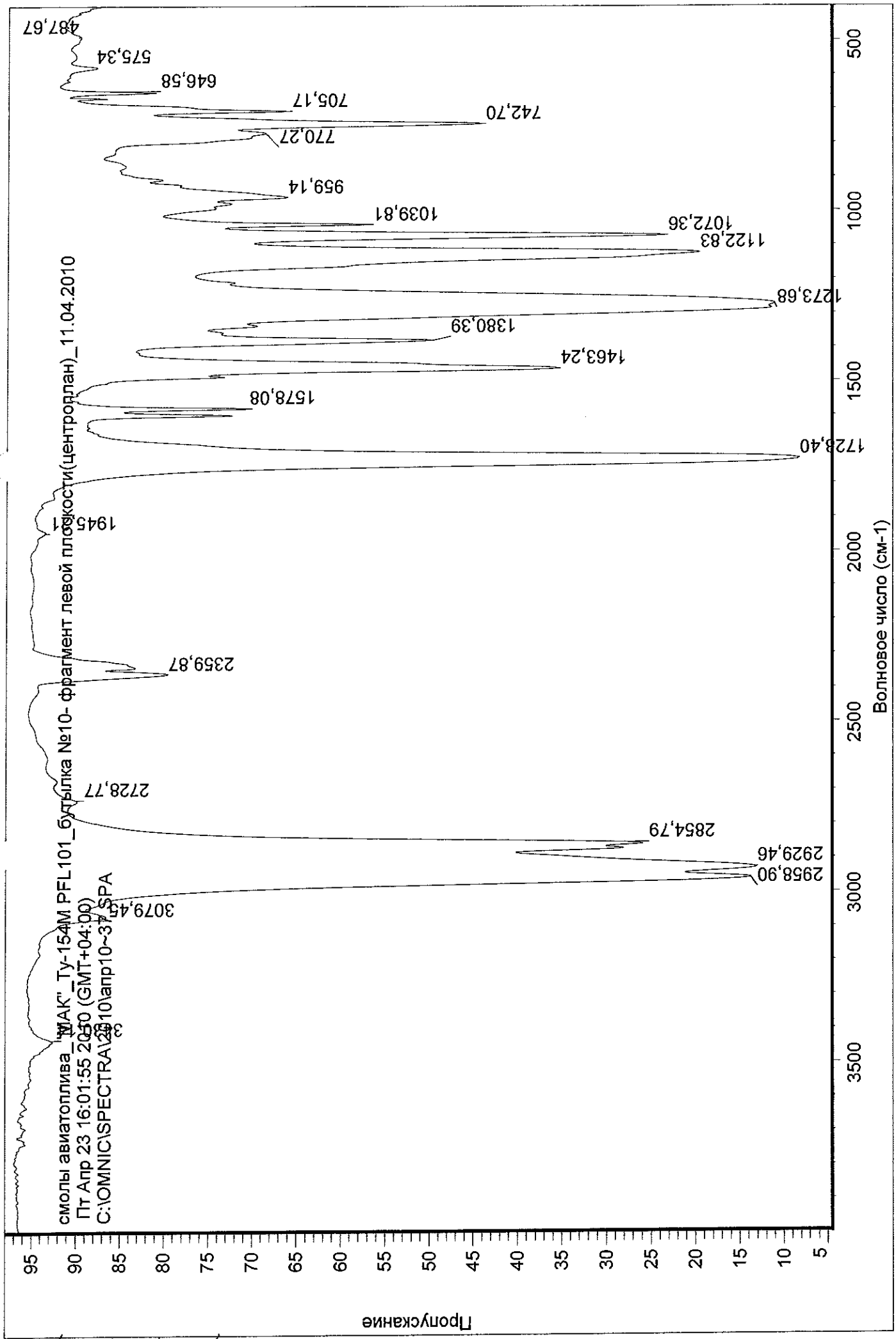


Рис.7-12. Внешний вид механических примесей, выделенных из пробы авиатоплива , отобранной из фрагмента левой плоскости (центроплан) ТУ-154М PFL 101. Дата отбора пробы 11.04.10г.

884/АК/192/2010/11



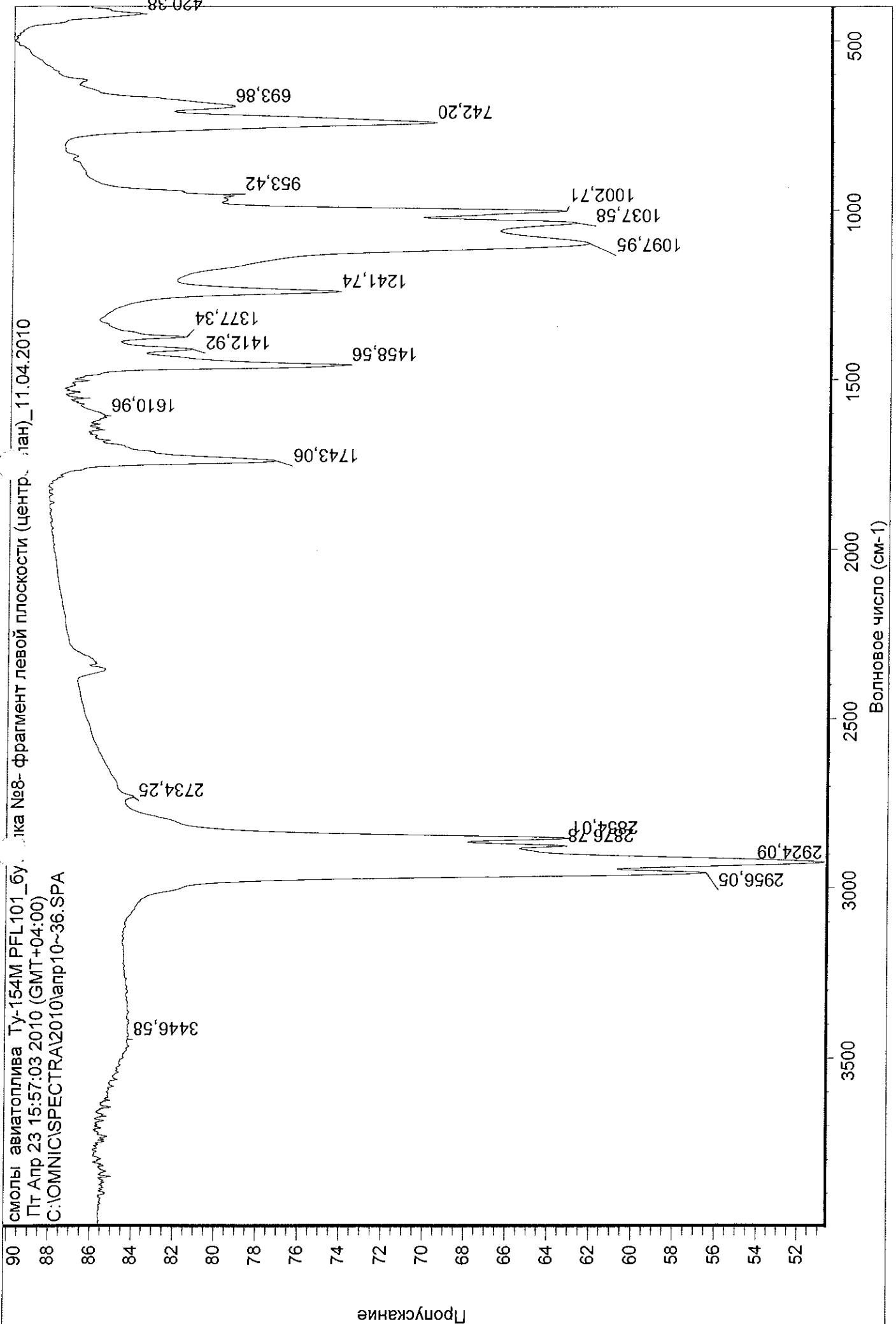
11/0102/261/Ж/488



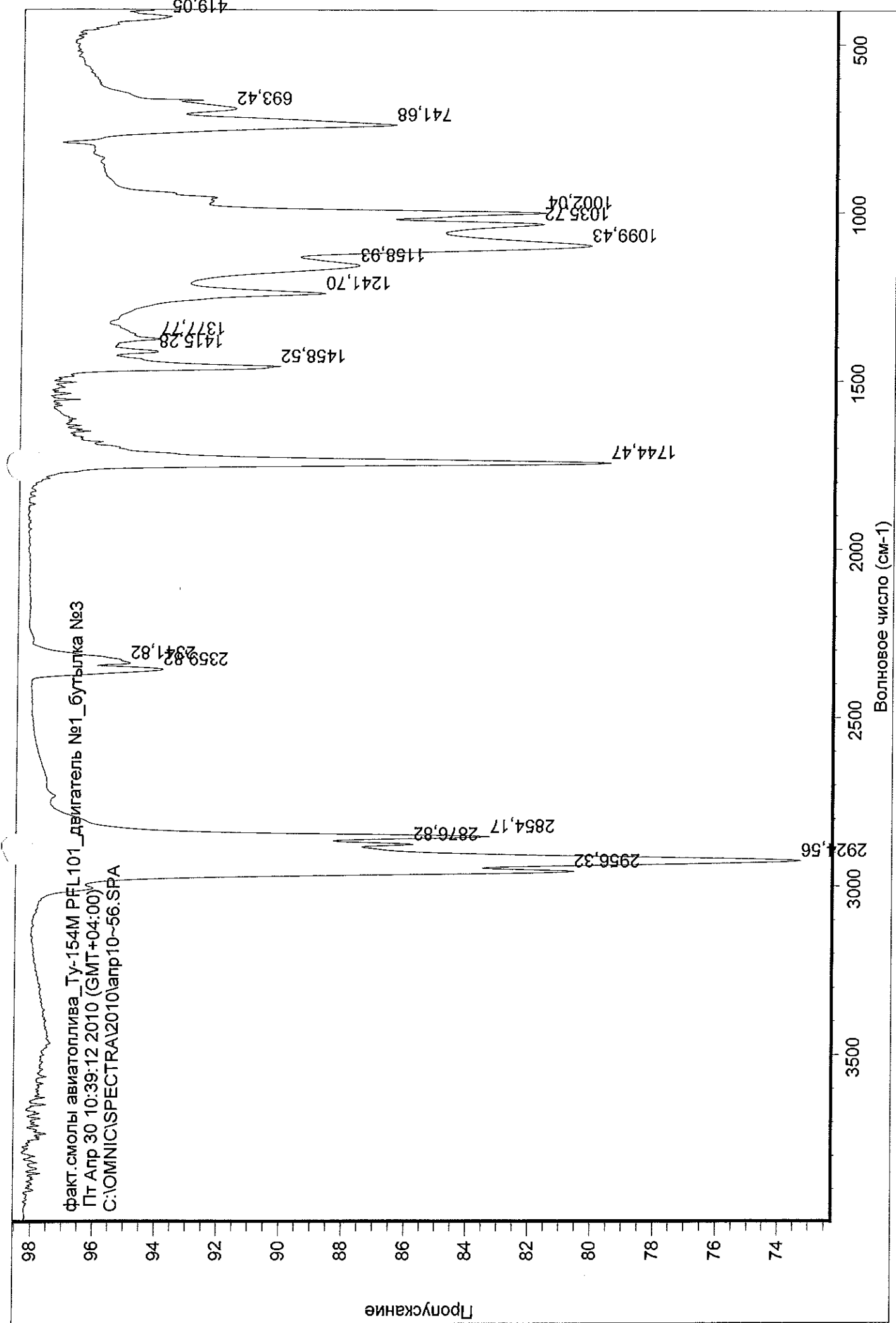
884/АК/192/2010/11



смоли авиатоллива Ту-154М PFL101\_бу. ...ка №8- фрагмент левой плоскости (центр. лан)\_11.04.2010  
Пт Апр 23 15:57:03 2010 (GMT+04:00)  
C:\OMNISC\SPECTRA\2010\апр10~36.SPA



884/ж/2010/11



11/0102/192/2010/11 886/AK/192/2010/11

## **ANALIZY**

Załącznik nr 4.10.1 na 93 str. – Analiza działania załogi oraz funkcjonowania instalacji samolotu na podstawie zapisów pokładowych rejestratorów lotu

Załącznik nr 4.10.2 na 28 str. – Analiza pracy zespołu napędowego

Załącznik nr 4.10.3 na 5 str. – Analiza pracy instalacji paliwowej

Załącznik nr 4.10.4 na 14 str. – Analiza naprawy uszkodzonej osłony radaru samolotu Tu-154M nr 101

Załącznik nr 4.10.5 na 3 str. – Profil podejścia do lądowania

# ANALIZA DZIAŁANIA ZAŁOGI ORAZ FUNKCJONOWANIA INSTALACJI SAMOLOTU NA PODSTAWIE ZAPISÓW POKŁADOWYCH REJESTRATORÓW LOTU.

## SPIS TREŚCI

1. System rejestracji parametrów lotu MSRP-64M-6 .....	2
2. Rejestrator eksploatacyjny ATM-QAR/R128ENC.....	9
3. Porównanie zapisów z rejestratorów MŁP-14-5, KBN-1-1, oraz ATM-QAR. ....	10
4. Rejestrator eksploatacyjny K3-63. ....	12
5. Rejestrator rozmów w kabinie MARS-BM.....	12
6. Określenie zależności Czasu MSRP i Czasu MARS-BM.....	21
7. Analiza pracy poszczególnych instalacji oraz systemów w locie, w którym wystąpił wypadek.....	23
7.1. ABSU i system sterowania samolotem .....	23
7.2. Analiza pracy instalacji elektrycznej.....	40
7.3. Instalacja przeciwoblodzeniowa samolotu Tu-154M.....	47
7.4. Sprawność przyrządów pokładowych na podstawie analizy zapisu wybranych parametrów lotu .....	52
7.5. Instalacja hydrauliczna .....	57
8. Chronologiczny zapis zdarzeń z rejestratora parametrów lotu.....	62
9. Użytkowanie statku powietrznego przez pilota w locie, podczas którego zaistniało zdarzenie lotnicze. ....	67
10. Użytkowania samolotu w locie poprzedzającym lot, podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze. ....	83
11. Bibliografia.....	92
12. Wnioski z ekspertyzy rejestratorów pokładowych samolotu TU-154M o numerze bocznym 101. ....	93

## 1. System rejestracji parametrów lotu MSRP-64M-6

System MSRP-64M-6 (zwany dalej MSRP) przeznaczony jest do zapisu i przechowywania na taśmie magnetycznej danych z ostatnich 25 godzin lotu samolotu. Rejestrowane są parametry pracy zespołów napędowych, systemów pokładowych i wyposażenia oraz zabezpieczenia zapisanych informacji w celu ich późniejszej analizy.

Zapisana informacja może być wykorzystana do oceny techniki pilotażu, a także do analizy funkcjonowania statku powietrznego.

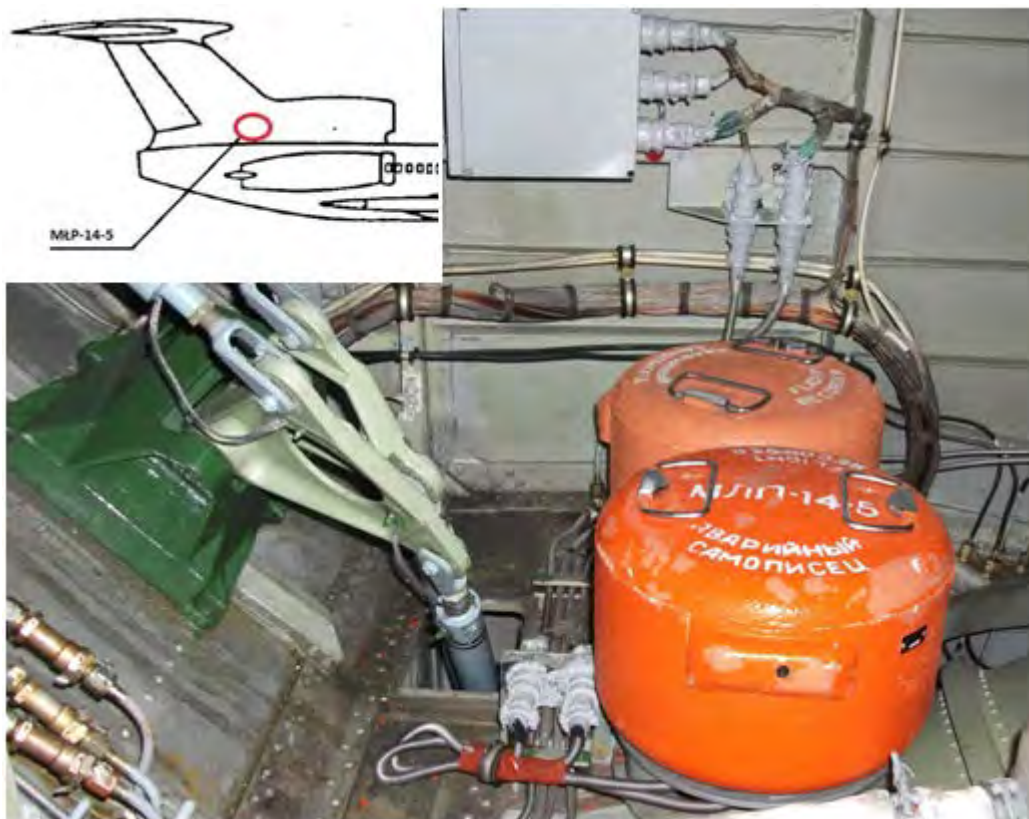
W skład systemu MSRP wchodzi:

- rejestrator katastroficzny MLP-14-5 w ochronnej obudowie;
- rejestrator eksploatacyjny KBN-1-1;
- urządzenie przetwarzające UP-2-2;
- blok urządzeń uzgadniających BSU-1;
- generator impulsów uzgadniających (czasowych) USS-16;
- pulpit sterowania PU-26-1;
- wskaźnik czasu bieżącego ITW-4;
- skrzynka rozdzielcza RSz-4;
- nadajniki wraz z przetwornikami sygnałów.

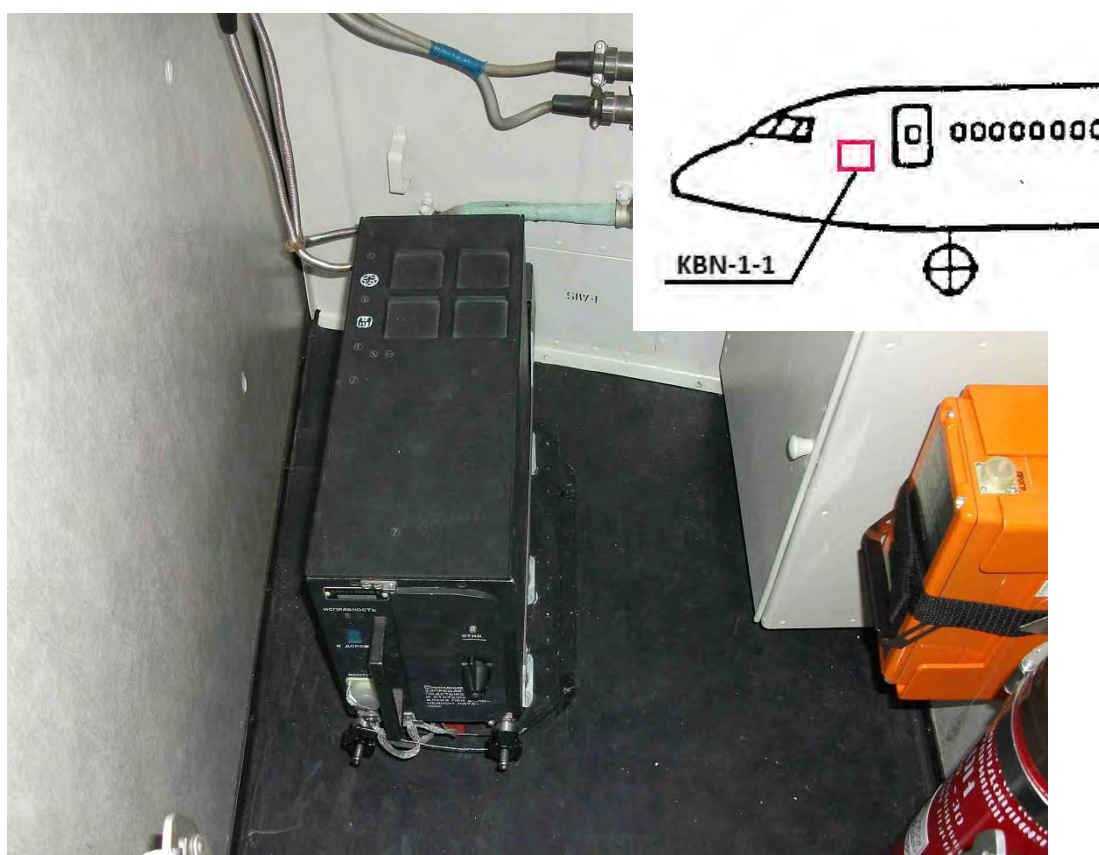
Parametry ciągle mierzone przez odpowiednie nadajniki podawane są do bloku przetwarzającego UP-2-2 przez skrzynkę rozdzielczą RSz-4. Do wejść bloku RSz-4 doprowadzane są sygnały potencjometryczne bezpośrednio od nadajników lub przez odpowiednie przetworniki.

Blok RSz-4 zapewnia zasilanie nadajników i przetworników parametrów ciągłych napięciem stałym 6,3V z bloku zasilania umieszczonego w UP-2-2. Ze skrzynki rozdzielczej sygnały proporcjonalne do mierzonych parametrów podawane są do urządzenia przetwarzającego UP-2-2, w którym przetwarzane są w kod 8-bitowy oraz formowany jest sygnał doprowadzany do głowic zapisu urządzeń rejestrujących MLP-14-5 (katastroficznego) i KBN-1-1 (eksploatacyjnego). Oba rejestratory zapisują taką samą informację.





Rys. 1 Miejsce zamontowania rejestratora katastroficznego MLP-14-5.



Rys. 2 Miejsce zamontowania rejestratora eksploatacyjnego KBN-1-1.

Ochronna obudowa rejestratora katastroficznego MŁP-14-5 zapewnia zachowanie danych w stanie nienaruszonym po awarii samolotu przy oddziaływaniu:

- nafty, benzyny, środków gaśniczych, olejów i smarów w czasie 5 minut;
- temperatury do 1000 °C w czasie 15 minut przy oddziaływaniu na 50 % powierzchni pojemnika;
- przeciążeń impulsowych o wartości do 200 g;
- uderzeniom ciężaru o wadze do 250 kG, spadającego z wysokości 1 m na powierzchnię nie większą niż 1,6 cm<sup>2</sup>;
- wody morskiej w czasie do 36 godz.

System rejestracji MSRP rejestruje następujące dane:

**Tabela 1 Parametry analogowe.**

Lp.	Parametr	Zakres pomiarowy		Jedn. miary	Typ nadajnika	Mnemonik
		od	do			
1	Temperatura zatrzymanych strug powietrza (otoczenia)	- 60	+80	°C	P-5	TEMPOTOCZ
2	Wysokość barometryczna	- 250	13000	m	DWBP-13	WYSBAR
3	Wysokość rzeczywista	0	750	m	RW-5MD1	WYSRADIO
4	Prędkość przyrządowa	80	800	km/h	DAS	VPRZ
5	Bieżący kąt natarcia	- 9	+ 45	°	DUA-9R	BIKATNAT
6	Przeciążenie poprzeczne	-1,5	1,5	g	MP-95	PRZECPOPRZ
7	Przeciążenie pionowe	-2	+5	g	MP-95	PRZECPION
8	Kąt wychylenia lewego steru wysokości	- 25	+20	°	MU-615A	STERWYSL
9	Kąt przechylenia z lewego PKP	- 82,5	+82,5	°	PKP-1	PRZECHYL
10	Kurs żyromagnetyczny	0	360	°	TKS-P2	KURSMAGN
11	Kąt pochylenia z MGW nr 3	- 83	83	°	MGW-1SK	POCHYLENIE
12	Kąt wychylenia prawego steru wysokości	- 25	+25	°	MU-615A	STERWYSP
13	Położenie DSS silnika nr1	-33	70	°	MU-615A	S1DSS
14	Wibracja tylnej podpory silnika nr 1	0	100	%	IW-50P-A-3	WIBRS1
15	Obroty SNC silnika nr1	0	110	%	DTE-6T	OBRSNCS1
16	Temperatura gazów silnika nr1	0	1200	°C	2IA-7A	TEMPGS1
17	Położenie DSS silnika nr2	0	70	°	MU-615A	S2DSS
18	Wibracja tylnej podpory silnika nr 2	0	100	%	IW-50P-A-3	WIBRS2
19	Obroty SNC silnika nr 2	0	110	%	DTE-6T	OBRSNCS2
20	Temperatura gazów silnika nr 2	0	1200	°C	UT-7A	TEMPGS2
21	Kąt przechylenia prawego PKP	- 82,5	+ 82,5	°	PKP-1	PKPPRZECH

22	Położenie DSS silnika nr 3	- 33	70	°	MU-615A	S3DSS
23	Wibracja tylnej podpory silnika nr 3	0	100	%	IW-50P-A-3	WIBRS3
24	Obroty SNC silnika nr 3	0	110	%	DTE-6T	OBRSNCS3
25	Temperatura gazów silnika nr 3	0	1200	°C	2IA-7A	TEMPGS3
26	Prędkość kątowna przechylenia	- 18	+ 18	°/s	DUSU1-18AS	VKATPRZECH
27	Kąt obrotu wolantu	-125	+125	°	MU-615A	OBRWOLANT
28	Odchylenie lewego pedału lewego pilota	-120	+120	mm	MU-615A	PEDALYL
29	Kąt pochylenia kolumny sterowej	-13° 50'	+ 7° 40'	°	MU-615A	KOLWOLANT
30	Kąt wychylenia prawej lotki	- 20	+20	°	MU-615A	LOTKAP
31	Kąt wychylenia steru kierunku	-25	+25	°	MU-615A	STERKIER
32	Kąt ustawienia stabilizatora	0	- 5,5	°	MU-615A	STATECZPOZ
33	Kąt wychylenia klap	0	45	°	MKW-42A	POZKLAP
34	Wysunięcie trzonu RA przechylenia	- 35	+ 35	mm	MU-615A	AUTPRZECH
35	Wysunięcie trzonu RA kierunku	- 35	+ 35	mm	MU-615A	AUTKIER
36	Wysunięcie trzonu RA pochylenia	- 35	+ 35	mm	MU-615A	AUTPOCHYL
37	Nadciśnienie w kabinie	- 0,1	+ 0,85	kg/cm <sup>2</sup>	DDiP	NADCISN
38	Wysunięcie trzonu MET (kanału pochylenia)	-27	+18	mm	MU-615A	TRYMER
39	Wychylenie lewej lotki-interceptora	0	45	°	MU-615A	INTLOTKAL
40	Wychylenie prawej lotki-interceptora	0	45	°	MU-615A	INTLOTKAP
41	Napięcie w sieci 27V	0	35	V	tabl. AZS	TABPL27V
42	Sumaryczna pozostałość paliwa	0	35	t	SUIT4-1T	POZOSTPAL

**Tabela 2 Parametry dyskretne (dwustanowe):**

Lp.	Parametr	Uwagi	Mnemonik
1.	Włączenie automatycznej stabilizacji w kanale podłużnym	Sygnal z ABSU	STABILPODL
2.	Włączenie automatycznej stabilizacji w kanale poprzecznym	Sygnal z ABSU	STABILPOPR
3.	Ustawienie ciśnienia 760mmHg/1013 hPa	Sygnal z WBE-SWS na lewej tablicy przyrządów	IPIL760
4.	Pozostałość paliwa 2500 kg	Sygnal z SUIT4-1T	PALIWO2500
5.	Wypuszczenie slotów	W czasie wypuszczania/chowania slotów sygnal przerywany	WYPSLOTOW

6.	Główne i przednie podwozie w położeniu wypuszczonym	Przy pełnym wypuszczeniu wszystkich trzech goleni podwozia	WYPPODW
7.	Naciśnięcie przycisku nadawania radio dowódcy załogi lub drugiego pilota	Sygnal z SPU-7	RADIO
8.	Przelot nad markerem	Odbiornik markerów RPM-70 (podtrzymanie sygnału DRL 12-14 s, BRL 3-4 s)	MARKER
	Sygnalizacja "NIE GOTÓW DO STARTU"		
	Odchylenie od zadanego poziomu lotu > 150m	Sygnal z WBE-SWS na lewej tablicy przyrządów	
9.	Wysoka wibracja silników (podpory silnika)	Nadajnik IW-50P-A-3 – silnik nr 1, 2, 3	PODWWIBR
10.	Spadek ciśnienia oleju w silnikach	Nadajnik MSTW-2,2 – silnik nr 1, 2, 3	SPADCISNOL
11.	Opiłki w oleju silników	Filtr - sygnalizator opiłków – silnik nr 1, 2, 3	OPIŁKI
12.	Wysoka temperatura gazów wylotowych silników 1, 2, 3.	Nadajnik 2IA-7A przy osiągnięciu niebezpiecznej temperatury gazów 670 °C przez jeden z trzech silników	TEMPSILN
13.	Niesprawność silnika nr 1	Przy wystąpieniu jednego z sygnałów: <ul style="list-style-type: none"> <li>• wysoka wibracja</li> <li>• spadek ciśnienia oleju</li> <li>• opiłki w oleju</li> <li>• wysoka temperatura gazów wylotowych</li> <li>• pożar w przedziale silnika</li> </ul>	S1NIESPR
14.	Niesprawność silnika nr 2		S2NIESPR
15.	Niesprawność silnika nr 3		S3NIESPR
16.	Pożar w przedziale silników	Sygnal z systemu sygnalizacji pożaru SSP-2A	POZARSILN
17.	Dym w przedziałach bagażników	Sygnalizator DS-3M2 pożaru lub dymu w przedziałach bagażnika	DYMWBAGAZN

18.	Sygnalizacja oblodzenia płatowca lub silników	Sygnalizator SO-121WM	OBLWNAPLAT
19.	Włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej slotów	Sygnał z mechanizmu programowego PMK-21	POBLSLOTY
20.	Osiągnięcie wysokości decyzji	Sygnał z RW nr 1 i nr 2	WYSDECYZJI
21.	Spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 1	Sygnalizator MST-100 – poniżej 100 kg/cm <sup>2</sup>	PH1VZBLIZ
	Niebezpieczna prędkość zbliżania do ziemi	Sygnał z TAWS	
22.	Spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 2	Sygnalizator MST-100 – poniżej 100 kg/cm <sup>2</sup>	PH2
23.	Spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 3	Sygnalizator MST-100 – poniżej 100 kg/cm <sup>2</sup>	PH3
24.	Komenda: steruj pochyleniem, steruj przechyleniem, steruj ciągiem lub sygnalizacja granicznego odejścia od kursu	Sygnał z ABSU	STEROWANIE
25.	Włączenie automatu ciągu	Sygnał z ABSU	AUTCIAGU
26.	Sprawność RW nr 1	Sygnał z RW nr 1	SPRRW5NR1
27.	Sprawność RW nr 2	Sygnał z RW nr 2	SPRRW5NR2
28.	Sygnalizacja granicznego odejścia od ścieżki	Sygnał z ABSU	ODSCIEZKI
	Ręczne sterowanie rozchodem paliwa	Sygnał z SUIT4-1T- przełączenie przełącznika rodzaju pracy z AUTOMAT na RECZNE	
29.	Przełączenie zasilania lewej szyny NPK lewej sieci 1 na sieć nr 3		NPKL1SIEC3
30.	Napięcie 36V na szynie przetwornicy PTS-250 nr 2	Awaryjne zasilanie 36V przez przetwornicę PTS-250	SZYNAWA36V
31.	Włączenie trybu "podejście"	Sygnał z ABSU	PODEJSCIE
32.	Włączenie trybu "ścieżka zniżania"	Sygnał z ABSU	SCIEZKA
33.	Włączenie trybu "odejście"	Sygnał z ABSU	ODEJSCIE
34.	Włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej skrzydła i usterzenia		POBLPLAT
35.	Napięcie 27V na lewej tablicy AZS	Napięcie z lewej tablicy podawane przez dzielnik	TABLAZS27V

		napięcia	
36.	Brak kontroli sztucznych horyzontów	Sygnal z bloku BKK	AGBEZKONTR
37.	Graniczny kąt natarcia lub dopuszczalne przeciążenie pionowe	Sygnal z AUASP-12 WRI-2 kąt natarcia wg algorytmu, przec. pionowe > 1.8 g	SYGNAUASP
38.	Graniczna prędkość	Osiągnięcie przez samolot maksymalnej prędkości przyrządowej	SYGNDUZAV
39.	Graniczne przechylenie	> ±33° podczas lotu > ±15° podczas lądowania	DUZEPRZECH
40.	Usterka pionu żyroskopowego MGW nr 1	blok BKK	USTERMGW1
41.	Włączenie instalacji przeciwbłodzeniowej silników	AZS na tabl. inżyniera	POBLWNA
42.	Włączenie ogrzewania OCP dowódcy załogi pilota	AZS na tabl. inżyniera	POBLPPDL
43.	Pożar w przedziale silnika rozruchowego	System sygnalizacji pożaru SSP-2A	POZARWSU
	Wysoka temperatura w tylnym przedziale technicznym	Sygnalizator temperatury 5747T	
44.	Uruchomienie silnika rozruchowego	Przycisk „ROZRUCH”	STARTWSU
	Przepełnienie zbiornika przedniej toalety	Wyłącznik krańcowy D- 713	
45.	Otwarcie zamków interceptorów środkowych	Wyłączniki krańcowe w mechanizmach RP-59	INTERCSR
46.	Otwarcie zamków interceptorów wewnętrznych	Wyłączniki krańcowe w siłownikach	INTERCWEW
47.	Gotowość sztucznego horyzontu prawego	Blok BKK-18	SPRHORP
48.	Gotowość sztucznego horyzontu lewego	Blok BKK-18	SPRHORL
49.	Napięcie 36V na szynie PTS-250 nr 1	Awaryjne zasilanie 36V przez przetwornicę PTS-250	LSIEC36V
50.	Przełączenie szyn NPK z prawej sieci nr 3 na lewą sieć nr 1	Układ komutacyjny	NPKP1SIEC3
51.	Napięcie 36V na szynie prawej	Sygnalizator napięcia SNP-1	SIECPR36V
52.	Odlączenie prądnicy nr 1 od sieci	Sygnal z blok BZU- 376SB nr 1	G1NIESPR



53.	Odlączenie prądnic nr 2 od sieci	Sygnal z blok BZU- 376SB nr 2	G2NIESPR
54.	Odlączenie prądnic nr 3 od sieci	Sygnal z blok BZU- 376SB nr 3	G3NIESPR
55.	Integralna sygnalizacja świetlna (ISO)	ABSU	SYGNINTEGR

Na miejscu wypadku w dniu 10.04.2010 r. został odnaleziony przez stronę rosyjską rejestrator katastroficzny MŁP-14-5. Na obudowie rejestratora stwierdzono widoczne ślady uszkodzeń mechanicznych oraz nieznaczące ślady krótkotrwałego oddziaływania wysokiej temperatury. Rejestrator w momencie wypadku został wyrwany z postawy montażowej a wiązki elektryczne oderwane od głównego złącza.

Odczyt danych z rejestratora MŁP-14-5 został przeprowadzony w dniu 11.04.2010 r. w Moskwie w siedzibie Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego w obecności polskich specjalistów oraz polskiego prokuratora wojskowego. Po otwarciu obudowy stwierdzono dobry stan techniczny taśmy magnetycznej (nośnika danych).

Na miejscu wypadku został odnaleziony przez stronę rosyjską rejestrator eksploatacyjny KBN-1-1. Rejestrator posiadał wyraźne uszkodzenia mechaniczne obudowy, lecz nie posiadał uszkodzeń charakterystycznych przy oddziaływaniu wysokich temperatur, co było czynnikiem sprzyjającym dla zachowania nośnika danych (taśmy magnetycznej). Odczyt danych z rejestratora KBN został przeprowadzony w dniu 14.04.2010 r. w Moskwie w siedzibie Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego w obecności polskich specjalistów oraz polskiego prokuratora wojskowego.

Strona rosyjska przekazała KBWL LP kopię pierwotnych danych zapisu rejestratora katastroficznego MŁP-14-5 oraz rejestratora eksploatacyjnego KBN-1-1 w dniu 31.05.2010 r.

## **2. Rejestrator eksploatacyjny ATM-QAR/R128ENC.**

Rejestrator ATM-QAR został zamontowany w ramach realizacji biuletynu nr 251-062-000 M T51 z 20.11.1991 r. „Установка Системы АVM-219 Измерения Вибрации Двигателей Д-30КУ на Самолете ТУ-154М” w celu zwiększenia bezpieczeństwa lotów na podstawie rekomendacji Państwowej Komisji badającej przyczyny wypadku samolotu IŁ-62M nr SP-LBG mówiącej o zautomatyzowaniu obróbki danych pomiaru poziomu wibracji silników.

Razem z systemem pomiaru wibracji AVM-219 został zamontowany rejestrator ATM-QAR w celu zwiększenia ilości danych zapisanych przez system MSRP, a także w celu rozszerzenia możliwości tego systemu. W skład systemu wchodzi elektroniczny rejestrator parametrów lotu ATM-QAR/R128ENC oraz przekaźnik danych ATM-QAR/RETR. Przekaźnik danych włączony jest pomiędzy urządzenie przetwarzające UP-2-2 i rejestrator eksploatacyjny KBN-1-1 jako blok przejściowy. Przez przekaźnik danych do rejestratora przekazywane są wszystkie sygnały z systemu MSRP. Dodatkowe dane (sygnały poziomu wibracji) są przekazywane do rejestratora bezpośrednio z systemu AVM-219, na wejścia kanałów analogowych (wewnętrzne urządzenie kodujące):

1. N1 silnika nr 1 – poziom wibracji turbiny sprężarki niskiego ciśnienia (SNC) silnika nr 1;
2. N2 silnika nr 1 – poziom wibracji turbiny sprężarki wysokiego ciśnienia (SWC) silnika nr 1;
3. N1 silnika nr 2 – poziom wibracji turbiny SNC silnika nr 2;
4. N2 silnika nr 2 – poziom wibracji turbiny SWC silnika nr 2;
5. N1 silnika nr 3 – poziom wibracji turbiny SNC silnika nr 3;
6. N2 silnika nr 3 – poziom wibracji turbiny SWC silnika nr 3;

Z systemu AVM-219 do rejestratora ATM-QAR przekazywane są także dwa sygnały w postaci komend na wejścia jednorazowych kanałów:

7. Sygnał 2n2 – pomiar drugiej harmonicznej sygnału wibracji na wszystkich trzech silnikach;
8. Sygnał KONTROLA – przeznaczony do kontroli układu pomiarowego i sygnalizacji

Naciśnięcie przycisku 2n2 (stan aktywny sygnału 2n2) informuje o zamianie rejestracji sygnału analogowego poziomu wibracji turbiny SWC na sygnał analogowy pomiaru poziomu drugiej harmonicznej sygnału wibracji turbiny SWC.

Sygnał KONTROLA informuje, że wzrost zapisanej wibracji jest wywołany naciśnięciem przełącznika KONTROLA.

Wszystkie dane rejestratora ATM-QAR zapisywane są w kasecie z pamięcią elektroniczną, która zezwala na zapisanie parametrów z ostatnich ok. 30 godz. lotu samolotu.

Na miejscu wypadku została odnaleziona kasecja pamięci ATM-MEM15 rejestratora ATM-QAR. W dniu 20.04.2010 r. w ITWL w Warszawie wspólnie z przedstawicielem MAK, przedstawicielami KBWL LP, polskiej prokuratury oraz producenta rejestratora ATM-QAR, przeprowadzony został odczyt danych z pamięci kasety. Dane zostały odczytane w całości.

Pliki do analizy zostały utworzone na podstawie grafików skalowania dostarczonych z 36 splt. Skalowania zostały potwierdzone za pomocą danych dostarczonych z zakładu remontowego przeprowadzającego ostatni remont samolotu.

Analiza danych została przeprowadzona za pomocą oprogramowanie FDS (Flight Data Service), wersji 6 oraz wersji 8 firmy ATM (Advanced Technology Manufacturing).

### **3. Porównanie zapisów z rejestratorów MŁP-14-5, KBN-1-1, oraz ATM-QAR.**

**Uwaga:** Dla uzyskania czasu rejestratora MARS-BM, należy do czasu ATM-QAR dodać 3[sek].

W celu porównania zawartości plików z danymi zarejestrowanymi podczas lotu w dniu 10.04.2010 r. przez rejestratory MŁP-14-5, KBN-1-1, oraz ATM-QAR dokonano porównania wartości kodowych wybranych parametrów.

Metodę porównania oparto o strukturę zapisu. Ponieważ jednostką nadrzędną zawierającą czas jest Subkadr<sup>1</sup>, wyodrębniono z zapisów kompletne Subkadry zawierające

---

<sup>1</sup> Jednostka struktury danych w systemie MSRP-64. Trwa 5 sekund i zawiera 10 Kadrów. Pierwszy bajt każdego kadru, służy do zapisu tzw. Danych Służbowych (godzina, minuta, dzień, miesiąc, ostatnia cyfra roku, nr rejsu,

Numer Kodowy Samolotu<sup>2</sup>, zgodny z numerem samolotu Tu-154M nr 101. Subkadry niekompletne zostały pominięte.

Z każdego Subkadru, wyodrębniono pierwsze próbki trzech parametrów:

- wysokości barometrycznej;
- pochylenia;
- przechylenia.

Parametry te wybrano jako reprezentatywne, gdyż nie jest możliwe wykonanie dwóch identycznych lotów, gdzie którykolwiek z wybranych parametrów, miałyby tę samą wartość w trakcie całego lotu w obu zapisach, a zwłaszcza w fazach startu i lądowania.

W systemie MSRP-64 w danych nie ma rejestracji sekund. Sekundy wylicza się odliczając je (co drugi Kadr<sup>3</sup>) od zmiany minuty. Ponieważ przy założonych utratach danych w zapisach z rejestratorów taśmowych (KBN-1-1 i MŁP-14-5), jednoznaczna identyfikacja czasu co do sekundy jest możliwa jedynie przy zmianie minuty, do porównania użyto danych z każdego pierwszego kadru po zmianie minuty. W skutek czego otrzymano 229 punktów porównania (co 5 sekund).

W procesie badania stwierdzono, że ilość błędów zapisu z rejestratora KBN-1-1 jest pomijalna. Ilość błędów w zapisie z rejestratora MŁP-14-5 jest wyraźna, ale nie wpływa na ogólny obraz zarejestrowanego lotu.

Wynik porównania jednoznacznie wskazuje, że trzy pliki:

- |                         |                                  |
|-------------------------|----------------------------------|
| – Msrp64.dta            | - zapis z rejestratora ATM-QAR;  |
| – KBN.DAT               | - zapis z rejestratora KBN-1-1;  |
| – 85837.FDR.ALLData.dat | - zapis z rejestratora MŁP-14-5, |

zawierają zapis tego samego lotu.

Uzyskanie zapisu do analizy.

Ze względu na kompletność danych i brak zakłóceń zapisu, do dalszych prac wybrano zapis z rejestratora ATM-QAR, czyli plik Mspr64.dta. W zapisie tym, ostatnie poprawne dane kończą się o godzinie 8:41:02,5. Algorytm kompresji wbudowany w rejestratory serii ATM-QAR, powoduje opóźnienie zapisu o 1,5 sekundy, dlatego podjęto próbę uzyskania ich z innego rejestratora.

Zapis z rejestratora KBN-1-1 kończy się kilka sekund przed początkiem 41 minuty, więc jest do tego celu nie przydatny.

Rejestrator MŁP-14-5 jest mechanizmem przewijania taśmy wprost zapisującym dane na taśmę. W zapisie z niego – plik 85837.FDR.ALLData.dat – wyodrębniono 4 Kadry zawierające sekundy 41:02 i 41:03. W zapisie z rejestratora ATM-QAR/R128ENC usunięto ostatni Kadr (ostatnie pół sekundy) i dodano do niego 4 kadry uzyskane z zapisu rejestratora MŁP-14-5.

W wyniku przeprowadzonych operacji, otrzymano kompletny zapis lotu samolotu Tu-154M nr boczny 101 z 10 kwietnia 2010 r. kończący się o godzinie 8:41:04.

Należy przyjąć, że w czasie mniejszym niż 0,5 sekundy po 8:41:04 nastąpiło zniszczenie instalacji elektrycznej systemu rejestracji MSRP.

---

nr kodowy samolotu). Kolejne Kadry w Subkadrze zawierają kolejne z 10 bajtów Danych Służbowych.

<sup>2</sup> Trzybajtowy kod odpowiadający numerowi seryjnemu samolotu, w tym przypadku 085837

<sup>3</sup> Jednostka struktury danych w systemie MSRP-64. Trwa 0,5 sekundy i zawiera 64 bajty. Położenie bajtu w Kadrze jest użyte do identyfikacji jakie dane zawiera

Za pomocą oprogramowania FDS, poddano powyższy zapis Deszyfracji<sup>4</sup> z wykorzystaniem plików LFL<sup>5</sup> i uzyskano zapis w formacie programu FDS. W tej postaci zapis parametrów jest odtworzeniem przebiegu lotu w zakresie wartości zarejestrowanych parametrów i został użyty do dalszych analiz.

#### 4. Rejestrator eksploatacyjny K3-63.

Rejestrator K3-63 przeznaczony jest do rejestracji w locie czasu, wysokości barometrycznej, prędkości przyrządowej i przeciążenia pionowego. Zapis prowadzony jest bezpośrednio na taśmie papierowej pokrytej specjalną emulsją. Rejestrator składa się z wbudowanych w nim nadajników wysokości, prędkości i przeciążenia pionowego oraz mechanizmu naciągu i przesuwu taśmy. Włączenie i wyłączenie rejestratora następuje automatycznie podczas startu i lądowania przy osiągnięciu przez samolot prędkości 70 km/h i realizowane jest za pomocą sygnalizatora prędkości. Rejestrator wykorzystywany jest w celu wykonania szybkiej analizy parametrów lotu w sytuacji braku dostępu do urządzeń umożliwiających analizę parametrów z systemu MSRP.

W celu sprawdzenia na ziemi sprawności urządzenia zamontowano przełącznik „SPRAWDZENIE K3-63” znajdujący się w strefie montażu rejestratora.

Rejestrator K3-63 nie został odnaleziony na miejscu wypadku. Informacje zapisane przez ten rejestrator znajdują się w całości w zapisach rejestratorów MSRP oraz ATM-QAR.

#### 5. Rejestrator rozmów w kabinie MARS-BM.

##### Przeznaczenie

Magnetofon pokładowy MARS-BM przeznaczony jest do zapisu rozmów pomiędzy członkami załogi statku powietrznego, pomiędzy członkami załóg innych statków powietrznych, pomiędzy członkami załogi statku powietrznego i organami kontroli ruchu lotniczego, a także do zapisu całokształtu warunków akustycznych w kabinie statku powietrznego. Magnetofon pokładowy MARS-BM rejestruje również informacje impulsowe zakodowanego czasu dla synchronizacji zapisanych rozmów i dźwięków z danymi parametrów lotu systemu MSRP.

Aparatura MARS-BM przeznaczona jest do zamontowania na średnich i ciężkich statkach powietrznych i przystosowana do pracy z samolotowymi telefonami pokładowymi SPU-7.

Aparatura MARS-BM przeznaczona jest do pracy:

- przy zasilaniu z pokładowego źródła prądu stałego o napięciu  $27 \pm 2,7$  V, moc pobierana nie więcej niż 20 W.

---

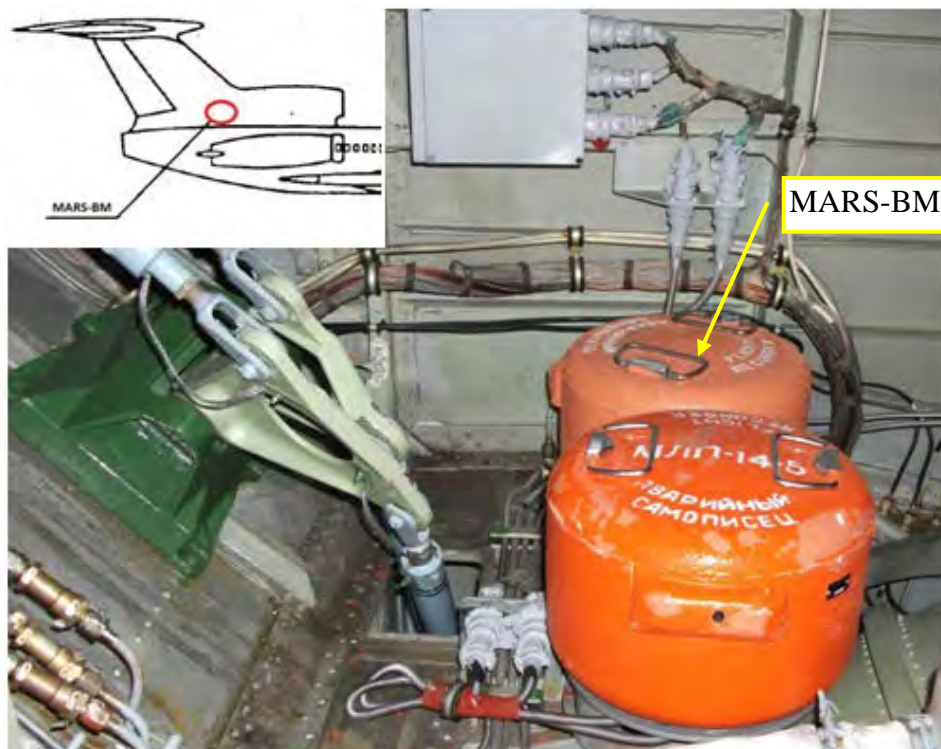
<sup>4</sup> Proces polegający na wyodrębnieniu z Pliku Zapisu, Wartości Kodowej kolejnych próbek każdego parametru w oparciu o LFL, a następnie przetworzeniu ich na Wartość Fizyczną z użyciem Skalowania

<sup>5</sup> Opis logiczny ramki (Logical Frame Layout) zawierający układ parametrów w konkretnym strumieniu danych danego formatu zapisu. W tym przypadku przyporządkowanie parametrów do konkretnych słów i bitów w Kadrze i Subkadrze

- aparatura MARS-BM zachowuje swoje parametry przy zmianach napięcia zasilania w granicach od 18 V do 31 V i pulsacjach w zakresie częstotliwości 500-6800 Hz o poziomie do 0,78 V, zachowuje chronologiczność zapisu przy zaniku napięcia zasilania na czas nie dłuższy niż 7 s i nie uszkodza się przy obniżeniu napięcia do 10 V.
- w warunkach oddziaływania obciążeń wibracyjnych w zakresie częstotliwości 5-300Hz z przyspieszeniem do  $49 \text{ m/s}^2$  (5g);
- podczas oddziaływania obciążeń liniowych (odśrodkowych z przyspieszeniem do  $39,2 \text{ m/s}^2$  (4g);
- podczas oddziaływania obciążeń uderowych z przyspieszeniem do  $107,6 \text{ m/s}^2$  (12g) o czasie trwania impulsu 20-50 ms;
- podczas oddziaływania podwyższonej wilgotności 98% przy temperaturze  $40^\circ\text{C}$
- przy temperaturze otoczenia od minus  $50^\circ\text{C}$  do plus  $60^\circ\text{C}$ ;
- w warunkach oddziaływania szronu i rosy;
- w warunkach obniżonego ciśnienia atmosferycznego do 1999,83 Pa (15mmHg) przy temperaturze minus  $50^\circ\text{C}$  i plus  $60^\circ\text{C}$ ;
- przy oddziaływaniu cyklicznej zmiany temperatur od minus  $60^\circ\text{C}$  do plus  $70^\circ\text{C}$ .

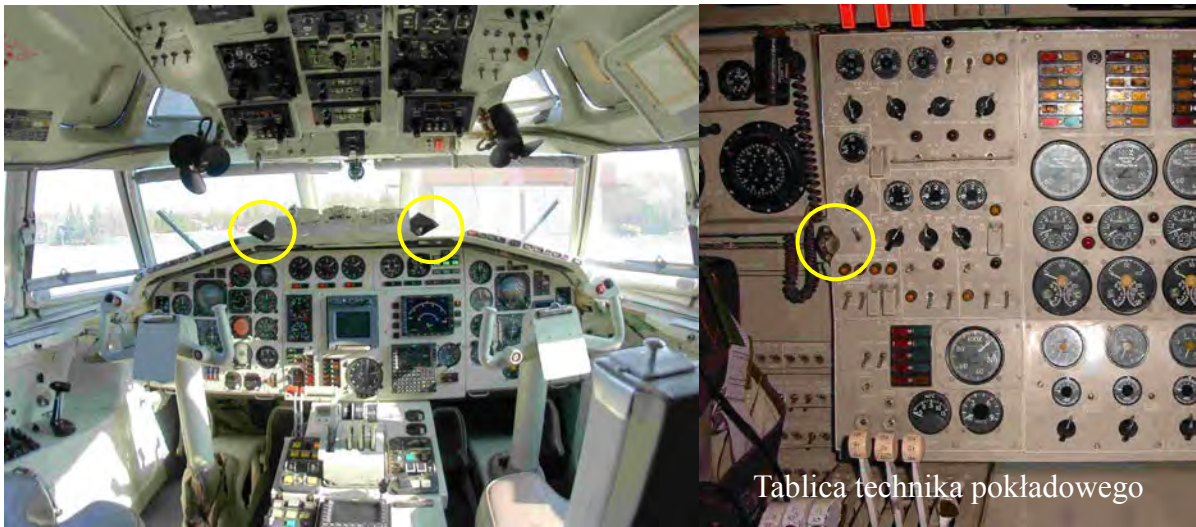
### Budowa strukturalna bloków aparatury MARS-BM.

Aparatura MARS-BM składa się z bloków 70A-10M, 70A-20M, wzmacniacza mikrofonowego UsM oraz trzech mikrofonów MDM-5.



**Rys. 3** Miejsce zamontowania rejestratora rozmów w kabinie MARS-BM w ochronnej obudowie.





**Rys. 4 Rozmieszczenie mikrofonów MDM-5 w kabinie samolotu Tu-154M.**

W skład bloku 70A-10M wchodzi następujące funkcjonalnie zakończone bloki elektryczne

- a) generator kasowania i podmagnesowywania;
- b) wzmacniacz odtwarzania;
- c) urządzenie automatycznej regulacji obrotów silnika elektrycznego;
- d) blok mechanizmu przesuwu taśmy.

Konstrukcja bloku 70A-10M zapewnia zachowanie informacji w stanie nienaruszonym po awarii przy oddziaływaniu:

- 36 godz. wody morskiej;
- 15 min. impulsu termicznego do 1000°C przy działaniu na 50% powierzchni pojemnika;
- 5 min. nafty, benzyny, cieczy gaszących i cieczy wykorzystywanych w instalacjach hydraulicznych;
- przeciążeń impulsowych do 1960 m/s<sup>2</sup> (200g);
- obciążenia statycznego do 1000 kg działającego w kierunku dwóch osi.

W skład bloku 70A-20M wchodzi następujące funkcjonalnie zakończone bloki elektryczne:

- a) dwukanałowy wzmacniacz zapisu I i II kanału;
- b) dwukanałowy wzmacniacz zapisu III i IV kanału;
- c) stabilizator napięcia;
- d) urządzenie automatycznej kontroli i wskazań.

### **Dane taktyczno-techniczne.**

Aparatura MARS-BM zapewnia ciągły zapis informacji na czterech niezależnych kanałach:

- a) na pierwszych trzech kanałach informacji głosowej w zakresie 300-3400 Hz;
- b) na czwartym kanale informacji impulsowej.



Na samolocie Tu-154M rejestrator rozmów w kabinie MARS-BM rejestruje następującą informację akustyczną:

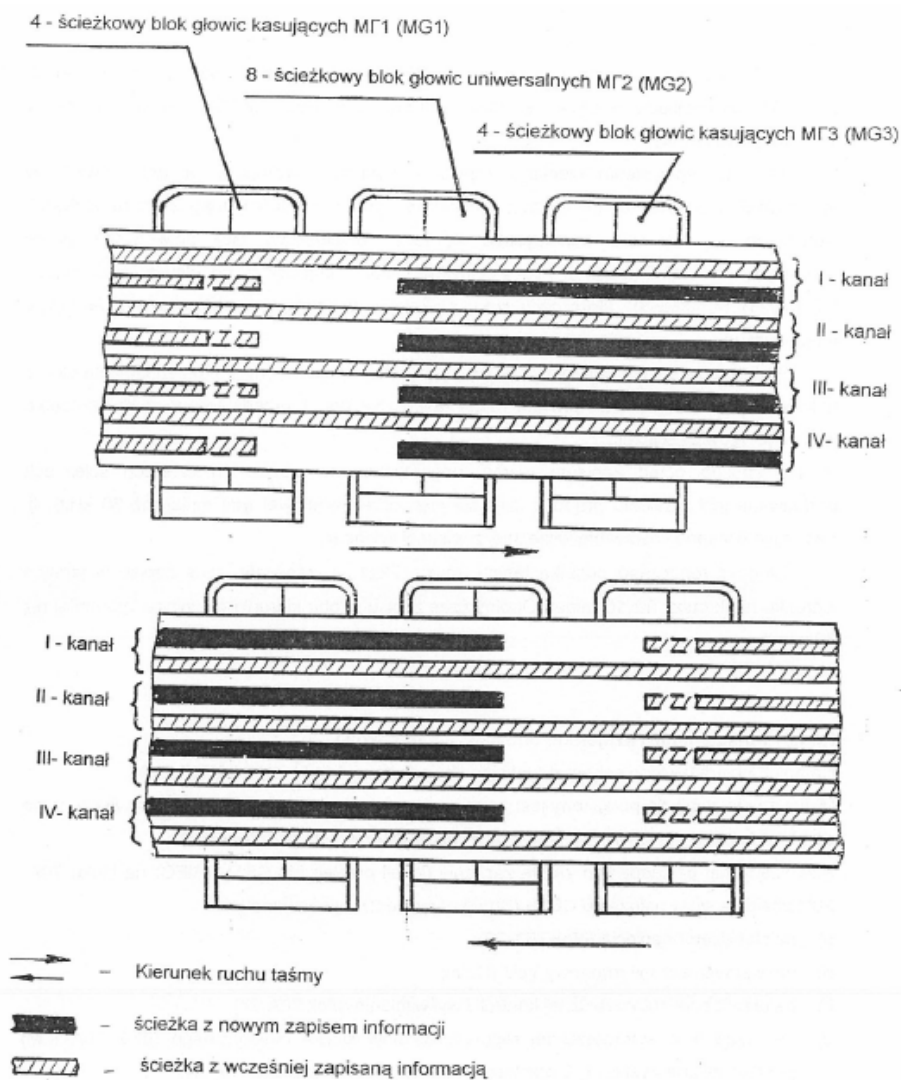
- kanał I – dowódca załogi – informacja dźwiękowa przychodząca na słuchawki dowódcy załogi (łącznie z samopodsłuchem);
- kanał II – drugi pilot – informacja dźwiękowa przychodząca na słuchawki drugiego pilota (łącznie z samopodsłuchem);
- kanał III – całokształt warunków akustycznych w kokpicie statku powietrznego jako suma sygnałów z trzech mikrofonów umieszczonych w kabinie samolotu Rys. 4.
- kanał IV – zakodowany sygnał czasu (godzina i minuta podawana co 0,5 s).

Aparatura MARS-BM zapewnia zapis ciągły mowy i informacji impulsowej z zachowaniem jej ostatniego czasu pracy, który wynosi nie mniej niż 30 min.

Przy zmianie kierunku ruchu taśmy magnetycznej podczas zapisu strata informacji w czasie nie przekracza 0,15 s.

#### **Informacje ogólne i zasada działania.**

W aparaturze MARS-BM wykorzystano zasadę zapisu magnetycznego informacji mówionej na taśmie ferromagnetycznej z wysokoczęstotliwościowym podmagnesowaniem. Zapis informacji impulsowej (IV kanał) na taśmie ferromagnetycznej prowadzony jest bez wysokoczęstotliwościowego podmagnesowania.



**Rys. 5 Rozmieszczenie względne głowic oraz ścieżek na taśmie magnetycznej.**

W celu zabezpieczenia informacji w stanie nienaruszonym w warunkach awaryjnych blok 70A-10M umieszczony jest w pojemniku osłaniającym MŁP-6. W celu zapewnienia ciągłego zapisu w aparaturze wybrano wariant czółenkowy mechanizmu przesuwu taśmy, tj. zapis prowadzi się przy ruchu taśmy magnetycznej w dwóch kierunkach. W tym celu wykorzystuje się jeden 8-ścieżkowy blok uniwersalny głowic magnetycznych i dwa 4-ścieżkowe bloki magnetycznych głowic kasujących, które podłączane są kolejno, w zależności od kierunku ruchu taśmy magnetycznej.

Podłączany jest również blok głowic kasujących, który umieszczony jest przed blokiem głowic uniwersalnych zgodnie z kierunkiem ruchu taśmy. Na Rys. 5 przedstawiono rozmieszczenie względne głowic i ścieżek.

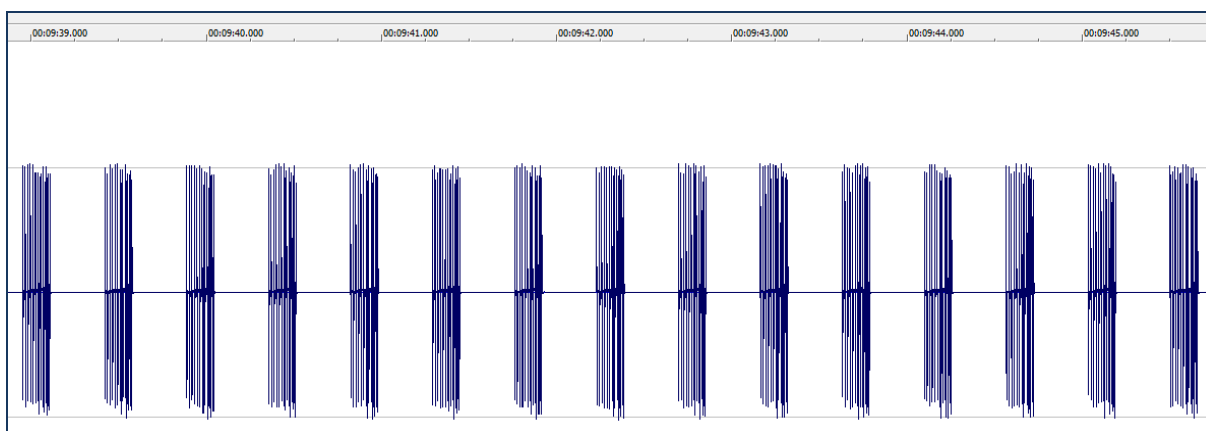
W ten sposób przed zapisem taśma magnetyczna na wszystkich czterech ścieżkach poddawana jest działaniu prądu o częstotliwości ultradźwiękowej (nie mniej niż 30 kHz), tj. następuje wstępne kasowanie wcześniej zapisanej informacji.

Długość roboczego odcinka taśmy, równa  $72 \pm 1$  m, zapewnia czas zapisu w jednym kierunku nie krótszy niż 15 minut. Ogólny czas zapisu w obu kierunkach wynosi nie mniej niż 30 minut.

Na miejscu wypadku w dniu 10.04.2010 r. został odnaleziony przez stronę rosyjską blok 70A-10M rejestratora MARS-BM. Odczyt danych z powyższego rejestratora został przeprowadzony w dniu 11.04.2010 r. w Moskwie w siedzibie MAK w obecności polskich specjalistów i przedstawicieli prokuratury. Dane zostały skopiowane oraz zabezpieczone przez przedstawicieli polskiej prokuratury w siedzibie MAK. Na podstawie dostarczonego z MAK w dniu 31.05.2010 r. zapisu dźwiękowego czterech kanałów rejestratora MARS-BM wykonano stenogram, który jest podstawą analizy przebiegu lotu.

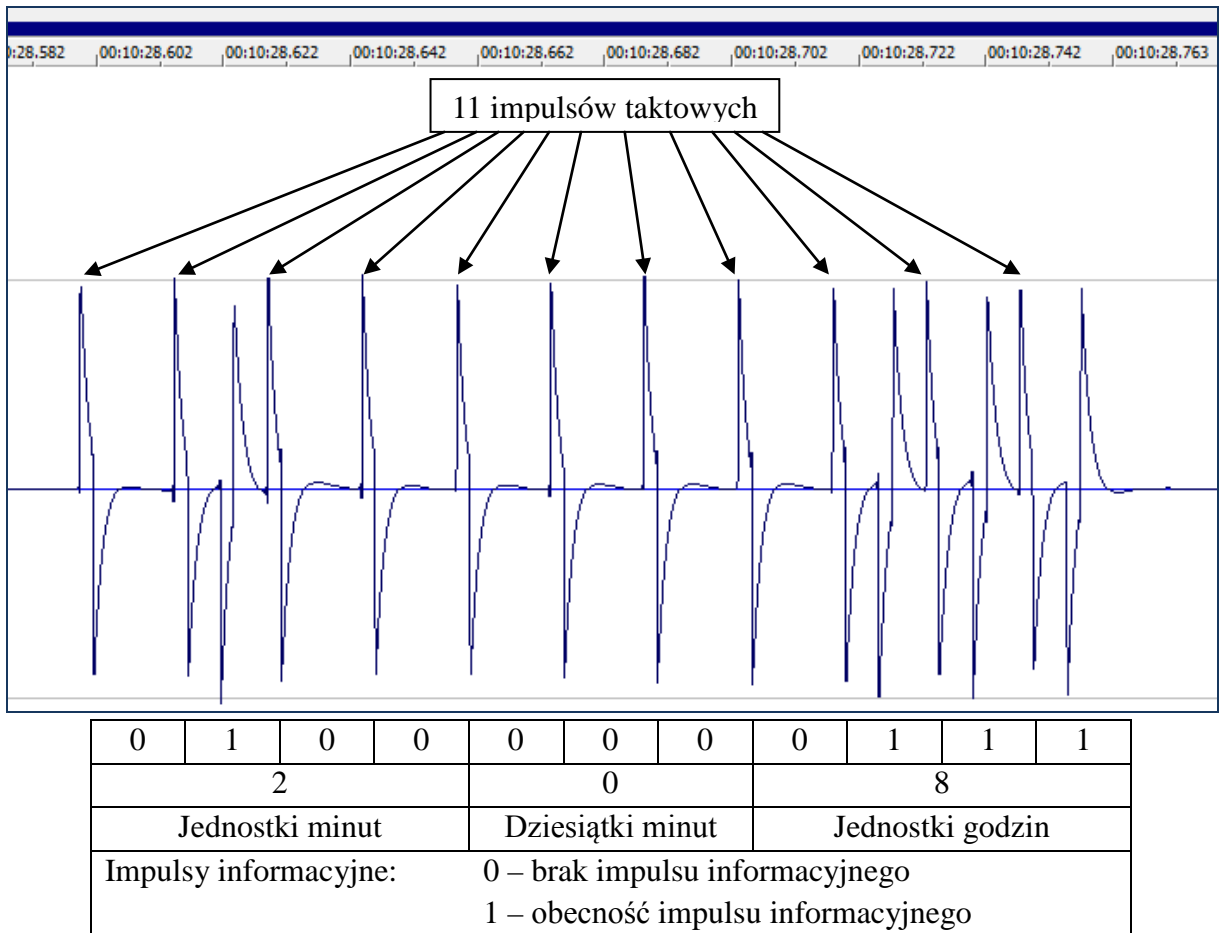
### **Metoda zapisu oraz deszyfracji czasu zapisanego jako sygnał cyfrowy na IV kanale aparatury MARS-BM.**

W zapisie dźwiękowym w kanale IV zapisany jest czas zakodowany w jedenastopozycyjnym ciągu impulsów powtarzalnych w odstępach czasu co 0,5 s.



**Rys. 6 Widok ogólny fragmentu sygnałów znaczników czasu.**

Pojedynczy znacznik czasu składa się z 11 jednakowo oddalonych od siebie impulsów taktowych w trzech sekcjach składających się odpowiednio z 4,3,4 impulsów. Po impulsie taktowym występuje impuls informacyjny. Taka organizacja ciągu impulsów pozwala binarnie zakodować informację o jednostkach i dziesiątkach minut oraz jednostkach godzin ( Rys. 7).



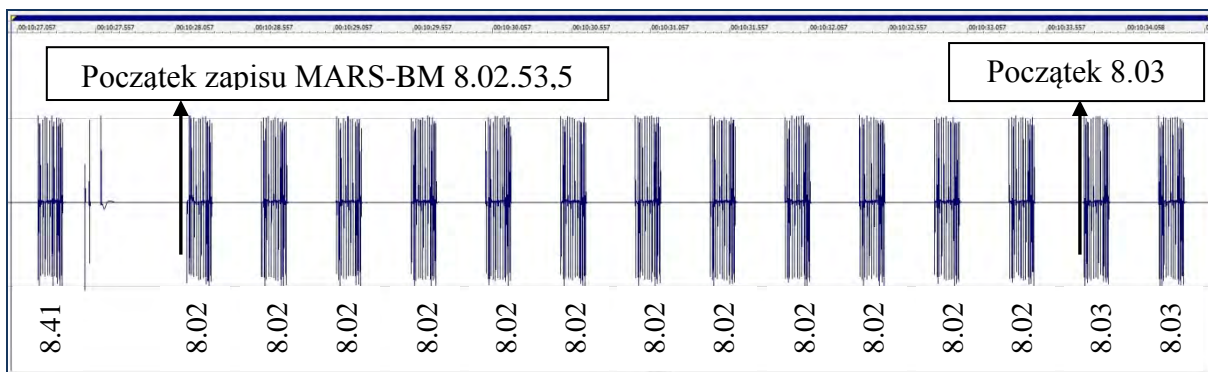
Przykład pokazuje zakodowanie przy pomocy kodu dwójkowego czas **8 godz. 02 min**

**Rys. 7 Sposób kodowania czasu na IV kanale – początek nagrania.**

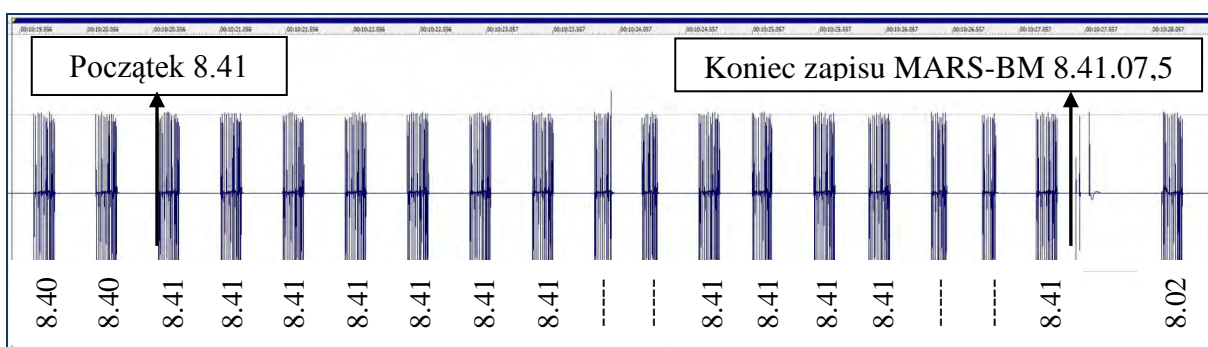
**Tabela 3 Tabela służąca do rozszyfrowania czasu na IV kanale**

Jednostki minut				Kod dziesiętny	Dziesiątki minut			Kod dziesiętny	Jednostki godzin				Kod dziesiętny
Kod dwójkowo-dziesiętny (1-2-4-2)					Kod dwójkowo-dziesiętny (1-2-4)				Kod dwójkowo-dziesiętny (1-2-4-2)				
Pozycja					Pozycja				Pozycja				
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11			
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
1	0	0	0	1	1	0	0	1	1	0	0	0	
0	1	0	0	2	0	1	0	2	0	1	0	0	
1	1	0	0	3	1	1	0	3	1	1	0	0	
0	0	1	0	4	0	0	1	4	0	0	1	0	
1	0	1	0	5	1	0	1	5	1	0	1	0	
0	1	1	0	6	-	-	-	-	0	1	1	0	
1	1	1	0	7	-	-	-	-	1	1	1	0	
0	1	1	1	8	-	-	-	-	0	1	1	1	
1	1	1	1	9	-	-	-	-	1	1	1	1	

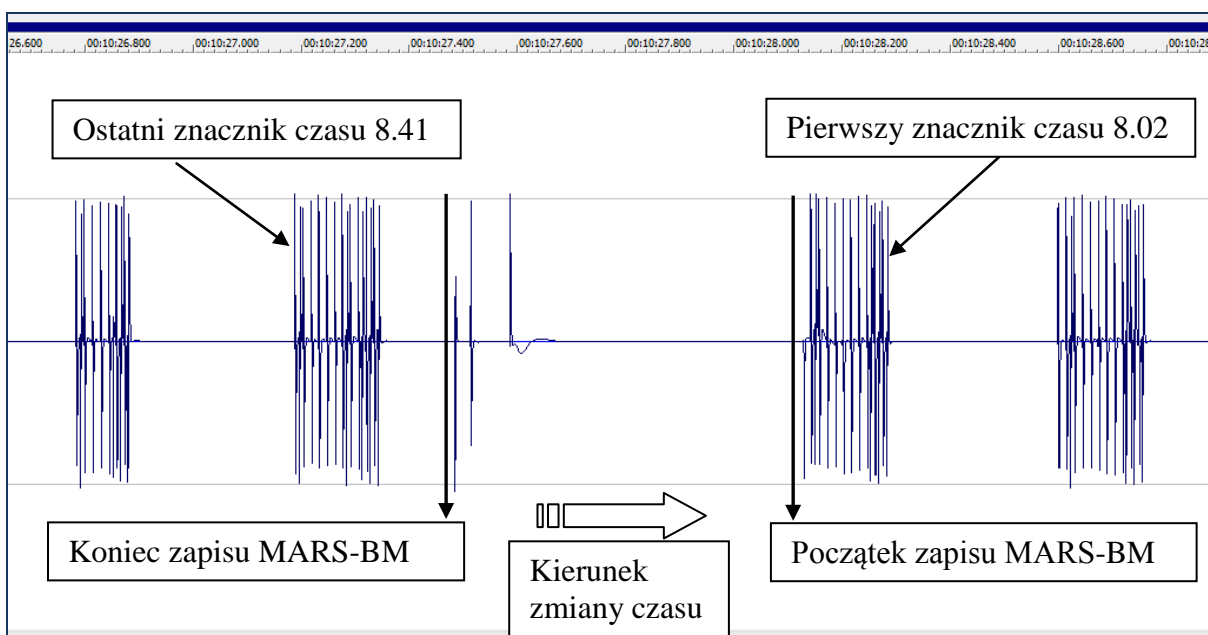
## Czasu początku oraz końca rejestracji magnetofonu pokładowego MARS-BM.



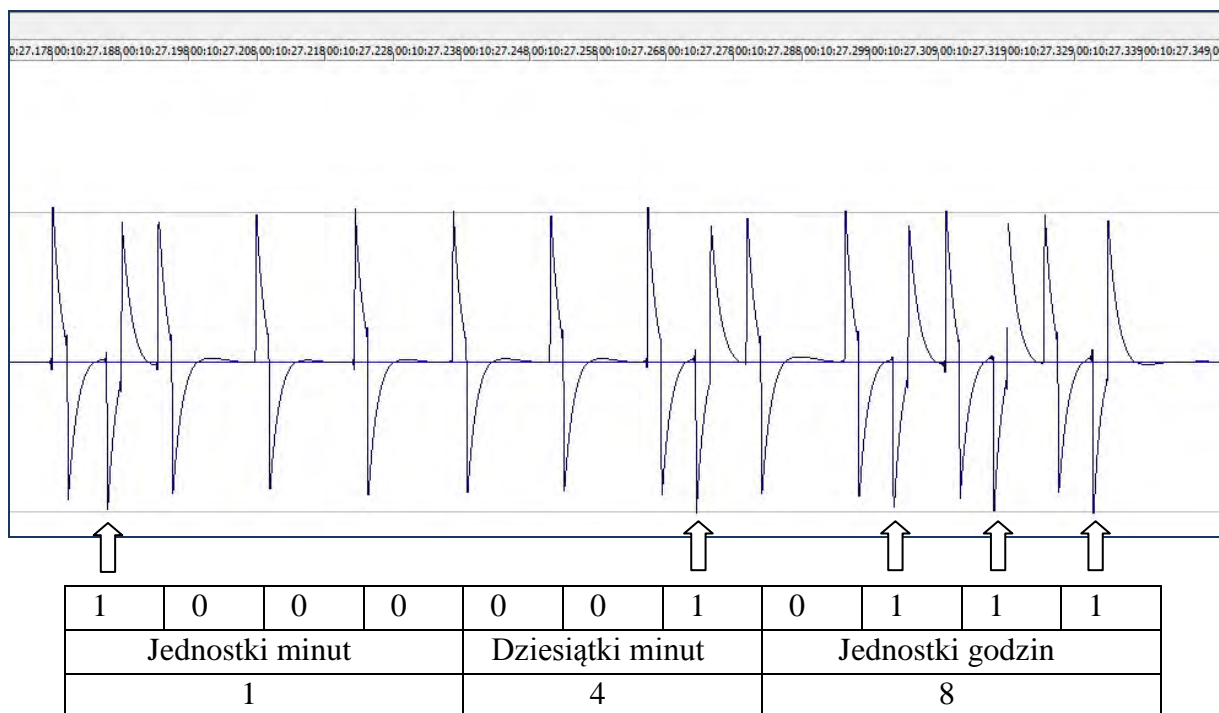
Rys. 8 Widok pierwszych 12 zarejestrowanych znaczników czasu godz. 8,02



Rys. 9 Widok ostatnich 16 zarejestrowanych znaczników czasu godz. 8.41



Rys. 10 Widok fragmentu sygnału ilustrujący usytuowanie na taśmie magnetycznej końca oraz początku całego nagrania.



**Rys. 11 Odkodowanie czasu ostatniego zapisanego sygnału na taśmie magnetycznej aparatury MARS-BM - podczas wypadku.**

Z analizy ilościowej (Rys. 9) zapisu na 4 kanałe wynika, że przed zmianą godziny na początku nagrania zarejestrowano 12 jednakowych znaczników czasu z zakodowaną godz. 8.02. Wynika z tego, że zapis rozpoczął się nie więcej niż 0,5 s po godz. **8.02.53,5**.

Analogicznie wyznaczono koniec nagrania, z analizy ilościowej wynika że jest to 16 (Rys. 9) sygnał czasu o takiej samej strukturze zarejestrowany na końcu nagrania (cztery błędne ciągi impulsów w końcowej fazie nagrania spowodowane mogły być wystąpieniem wstrząsów w wyniku zderzeń samolotu z drzewami), na tej podstawie określono koniec rejestracji zapisu głosu przez rejestrator MARS-BM nie więcej jak 0,5 s po godz. **8.41.07,5**. Łączny czas zapisu rejestratora MARS-BM samolotu TU-154M o numerze bocznym 101 wynosi 38 minut i 14 sekund.

Analizy jakościowe, ilościowe oraz transkrypcje materiału dźwiękowego z rejestratora MARS-BM zostały zawarte w opracowaniach wykonanych przez Centralne Laboratorium Kryminalistyczne Policji w Warszawie oraz agencję Bezpieczeństwa Wewnętrznego.



## 6. Określenie zależności Czasu MSRP i Czasu MARS-BM.

System rejestracji MSRP posiada w swoim komplecie blok ITW-4, który służy do odmierzenia czasu lotu. Przed lotem obsługa przygotowująca samolot ustawia na tym urządzeniu aktualny czas. Na podstawie zarejestrowanych danych można jednoznacznie stwierdzić, że wprowadzono czas zgodny z Czasem Warszawskim (Local Time).

Czas wypracowywany przez ITW-4 jest rejestrowany przez rejestratory systemu MSRP i ATM-QAR oraz zapisywany na czwartej ścieżce rejestratora rozmów MARS-BM, czas ten nazwano Czasem MARS-BM.

Istotnym faktem jest to, że w danych zapisywane są godziny i minuty, lecz nie ma sekund. Sekundy wylicza się dodając  $\frac{1}{2}$  sekundy na każdy upływający Kadr danych, który wystąpi po Kadrze, w którym zmieniła się minuta (rozpoczęła nowa).

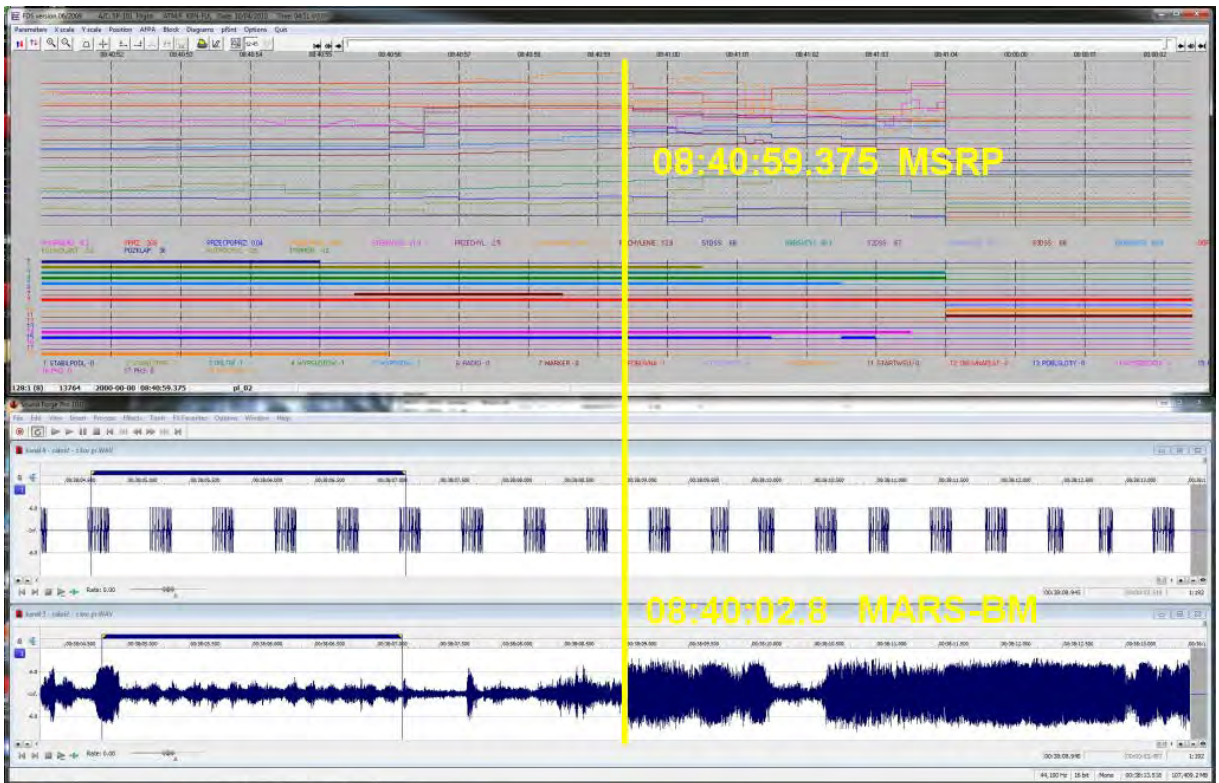
Czas w systemie MSRP zapisywany jest w Subkadrach, czyli w cyklu 5-cio sekundowym. Ponieważ początek cyklu pracy urządzenia ITW-4 zależy od momentu naciśnięcia przycisku przy wprowadzaniu czasu, to odstęp, jaki upłynie pomiędzy naciśnięciem przycisku wprowadzania na ITW-4 a rozpoczęciem kolejnego 5-cio sekundowego cyklu w bloku szyfratora systemu MSRP, jest stałym opóźnieniem czasu rejestrowanego w rejestratorach parametrów, czyli Czasu MSRP, w stosunku do czasu wskazywanego przez blok ITW-4, a co za tym idzie Czasem MARS-BMz dokładnością 0,5 s.

Opóźnienie to określono porównując moment wystąpienia zjawisk charakterystycznych dla zderzenia z przeszkodą – w tym przypadku z dużą brzozą.

Zgodnie z zapisem MSRP uderzenie w brzozę rejestrowane jest o godz. 08:40:59.375 czasu MSRP (występuje skokowa zmiana wartości przeciążenia pionowego).

Na podstawie analizy zapisu dźwięku w kabinie samolotu odgłos uderzenia wystąpił o godz. 08:41:02.8 czasu MARS-BM.

Z powyższych danych wynika, że czas MSRP jest opóźniony o **3.425** sekundy w stosunku do czasu MARS-BM. Do dalszych analiz przyjęto opóźnienie **3** sekundy.



Rys. 12 Zależność czasu MSRP i MARS-BM dla uderzenia w brzozę.

## 7. Analiza pracy poszczególnych instalacji oraz systemów w locie, w którym wystąpił wypadek

Poniżej zostaną przedstawione wyniki analizy pracy poszczególnych instalacji samolotu rejestrowanych przez rejestratory MSRP i ATM-QAR.

### 7.1. ABSU i system sterowania samolotem

Samolot Tu-154M wyposażony był w układ automatycznego sterowania ABSU-154-2, w skład którego wchodzi m.in. SAU-154-2, STU-154 s.2, AT-6-2. Samolot mógł być sterowany ręcznie (za pomocą wolantu i pedałów) lub automatycznie (z wykorzystaniem układu ABSU). Automatyczne sterowanie samolotem dopuszczalne jest w pełnym zakresie eksploatacyjnych wyważień oraz wysokości i prędkości lotu, z wyjątkiem startu (do wysokości 400 m) i lądowania (poniżej wysokości 30 m).

Przeznaczenie systemu automatycznego sterowania samolotem:

- poprawa charakterystyk sterowania samolotem;
- stabilizacja w trzech osiach (kąta pochylenia, przechylenia i odchylenia);
- stabilizacja wysokości barometrycznej, prędkości przyrządowej lub liczby M;
- automatyczne wykonywanie dowrotów do zadanego kursu;
- sterowanie pochyleniem i przechyleniem za pomocą pokręteł na pulpicie sterowania;
- automatyczne sterowanie samolotem w kanale bocznym względem sygnałów VOR lub wypracowanych przez FMS (urządzenie UNS-1D);
- automatyczne sterowanie samolotem oraz generowanie sygnałów do sterowania dyrektywnego w czasie podejścia do lądowania do wysokości 30 m;
- automatyczne sterowanie samolotem w czasie odejścia na drugi krąg;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie prędkością samolotu z wykorzystaniem sterowania ciągiem silników;
- zapewnienie sygnalizacji wizualnej, świetlnej i dźwiękowej dotyczącej sterowania samolotem;
- zapewnienie na wskaźniku PNP-1 wskazań odchylenia od stref równosygnałowych sygnałów ILS.
- automatyczną kontrolę przedlotową i polotową obwodów automatycznego sterowania ze wskazaniem uszkodzonych podsystemów i przełączeniem na układy rezerwowe;
- sygnalizacji nadmiernego odchylenia w kanale podłużnym i poprzecznym w czasie zejścia do lądowania.

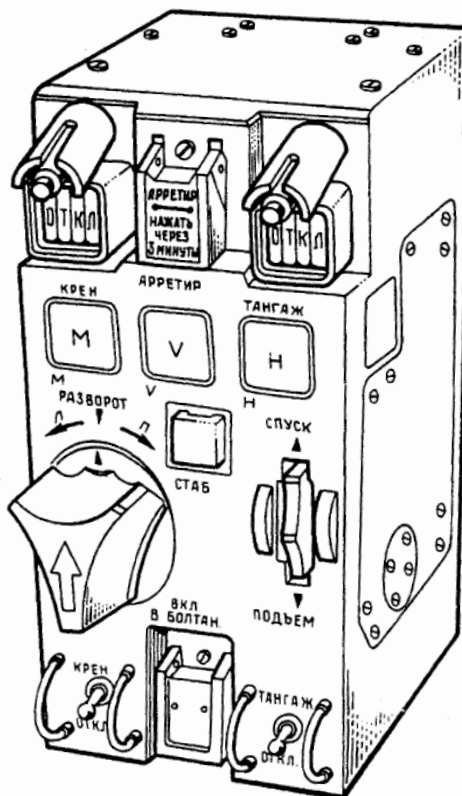
W zależności od wybranego zakresu pracy możliwa jest automatyczna stabilizacja kątów pochylenia i przechylenia, kursu, wysokości barometrycznej, prędkości przyrządowej lub liczby M. Możliwe jest również wykonanie lotu po trasie wg punktów nawigacyjnych zaprogramowanych w systemie FMS lub sygnałów od radiolatarni VOR.

Wykorzystanie układu ABSU podczas lądowania warunkowane jest wyposażeniem lotniska w niezbędne środki radionawigacyjne – urządzenie ILS.

Funkcjonowanie układu ABSU na wybranych zakresach pracy.

## 1. Stabilizacja i sterowanie w kanale podłużnym i bocznym.

Zakres służy do automatycznego sterowania samolotem z zachowaniem kątów pochylenia i przechylenia takich jak w chwili włączenia zakresu. Kąty te mogą być zmieniane bez odłączania zakresu za pomocą pokręteł „РАЗВОРОТ” i „СПСК-ПОДЪЕМ” na pulpicie PN-46. Możliwa jest stabilizacja kątów przechylenia do wartości 23-30° i kątów pochylenia do 17° ±2,5°. Istnieje możliwość wykorzystania sygnałów z systemu FMS do sterowania samolotem w kanale bocznym. Kanał podłużny nie współpracuje z systemem FMS.



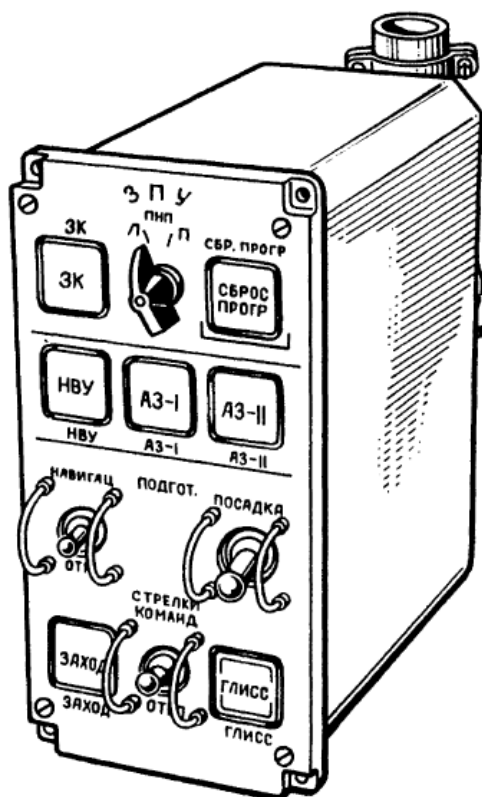
Rys. 13 Pulpit PN-46.

## 2. Podejście (ścieżka).

Zakres służy do dyrektywnego lub automatycznego sterowania samolotem w kanale podłużnym ze zniżaniem do wysokości 30 m na lotniskach II kategorii wg ICAO i do 60 m na lotniskach I kategorii. Na zakresie tym system automatycznego sterowania samolotem współpracuje z urządzeniem naziemnym – odbiera sygnały systemu ILS.

Zakres może być włączony automatycznie, jeśli wcześniej był włączony zakres „zajście do lądowania” („ЗАХОД”) lub ręcznie przyciskiem „ГЛИСС” na pulpicie PN-5. Automatyczne włączenie następuje w chwili przechwycenia ścieżki zniżania – w chwili, w której samolot znajdzie się w miejscu zrównania się sygnałów radiowych ścieżki z systemu

ILS, pod warunkiem, że samolot był w konfiguracji do lądowania (klapy wychylone na kąt większy niż 36 °). Dla klap wychylonych na kąt 28° zakres „ścieżka” należy włączyć ręcznie przyciskiem „ГЛИСС” na pulpicie PN-5.

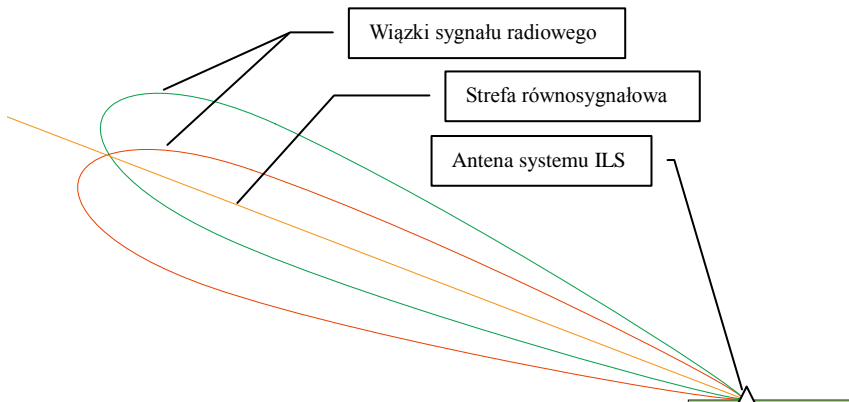


Rys. 14. Pulpit sterowania PN-5.

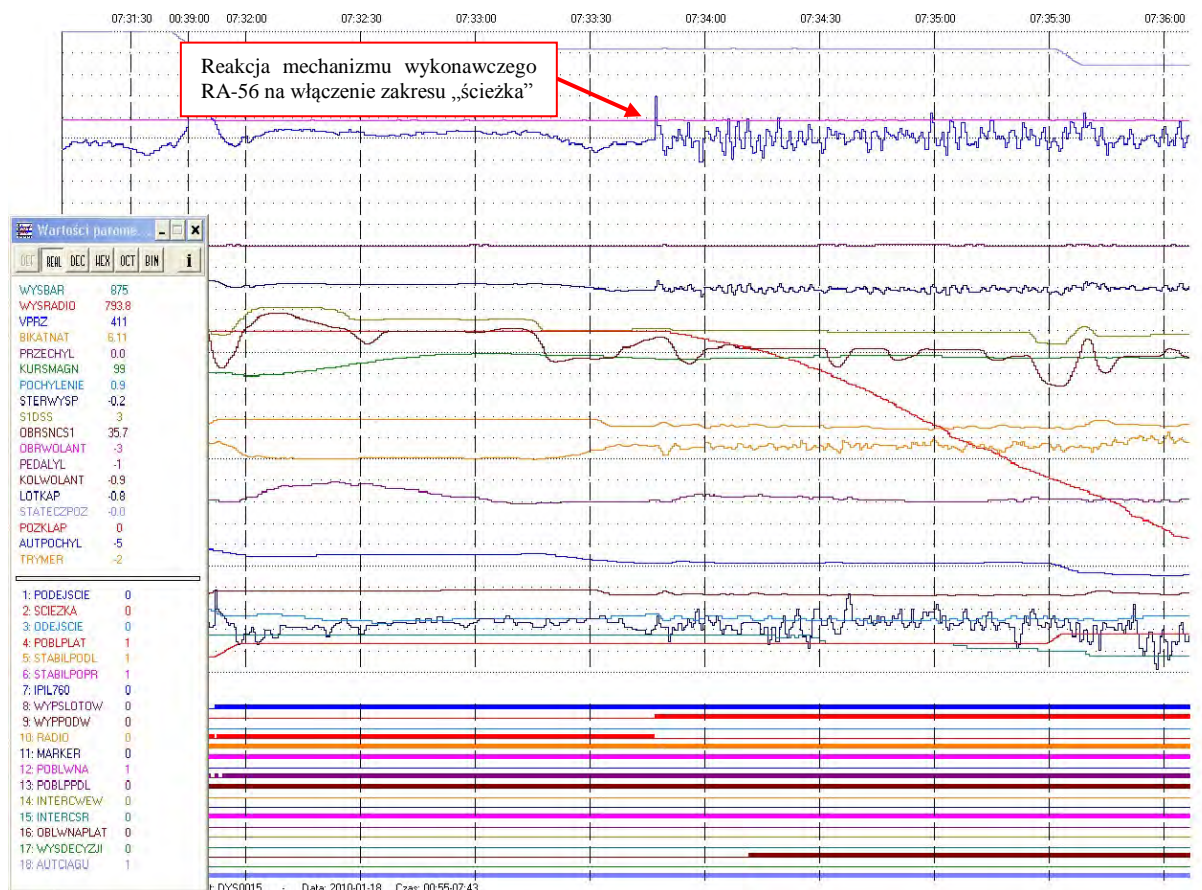
Na wysokościach progowych 250 m, 100 m i 30 m zmieniają się współczynniki wzmocnienia i opóźnień poszczególnych elementów układu automatycznego sterowania a także następuje zmiana dopuszczalnych wartości kąta przechylenia w celu zapewnienia stabilnego i bezpiecznego sterowania samolotem w ostatniej fazie lotu.

Warunkiem włączenia zakresów „zajście do lądowania” i „ścieżka” jest występowanie sygnału gotowości kanału kursu oraz ścieżki wypracowywanego przez urządzenie KURS-MP70 (odbior sygnałów radiowych systemu ILS). W przypadku wciśnięcia przycisków „ЗАХОД” lub „ГЛИСС” bez występowania sygnałów systemu ILS nie nastąpi pełne włączenie zakresu – lampki sygnalizacyjne nie będą świecić, a sterowanie automatyczne w kanałach podłużnym odłączy się. Odłączenie automatycznego sterowania sygnalizowane jest sygnałem dźwiękowym oraz świeceniem lampek „steruj przechyleniem” i „steruj pochyleniem” na daszku tablicy przyrządów.





Rys. 15 Schemat tworzenia strefy równosygnałowej dla ścieżki przez system ILS.



Rys. 16. Typowy przebieg parametrów lotu w chwili włączenia zakresu „ścieżka”.

Na Rys. 16 przedstawiono typowy przebieg parametrów pracy układu automatycznego sterowania w chwili włączenia zakresu „ścieżka”. Charakterystycznym jest zdecydowanie szybsza reakcja mechanizmu RA-56 i odpowiadające mu wychylenia steru wysokości po włączeniu zakresu „ścieżka”. W momencie włączenia tego zakresu występuje jednorazowe



wychylenie trzonu mechanizmu RA-56 a tym samym przestawienie steru wysokości, powodujące przejście samolotu z lotu poziomego na zniżanie po ścieżce.

### **3. Odejście na drugi krąg.**

Zakres służy do automatycznego sterowania samolotem w czasie odejścia na drugi krąg. Włączenie zakresu możliwe jest, jeśli wcześniej system automatycznego sterowania pracował na zakresie „ścieżka”. Zakres można włączyć przyciskami na wolantach lub przestawieniem co najmniej dwóch DSS na zakres startowy.

Po włączeniu zakresu „odejście na drugi krąg” („уход на второй круг”) elektromechanizm IMAT-2-12-4W przestawia dźwignie DSS na zakres startowy a system automatycznego sterowania utrzymuje prędkość pilotażową zgodnie z programem zależnym od położenia klap zaskrzydłowych. Są to odpowiednio prędkości:

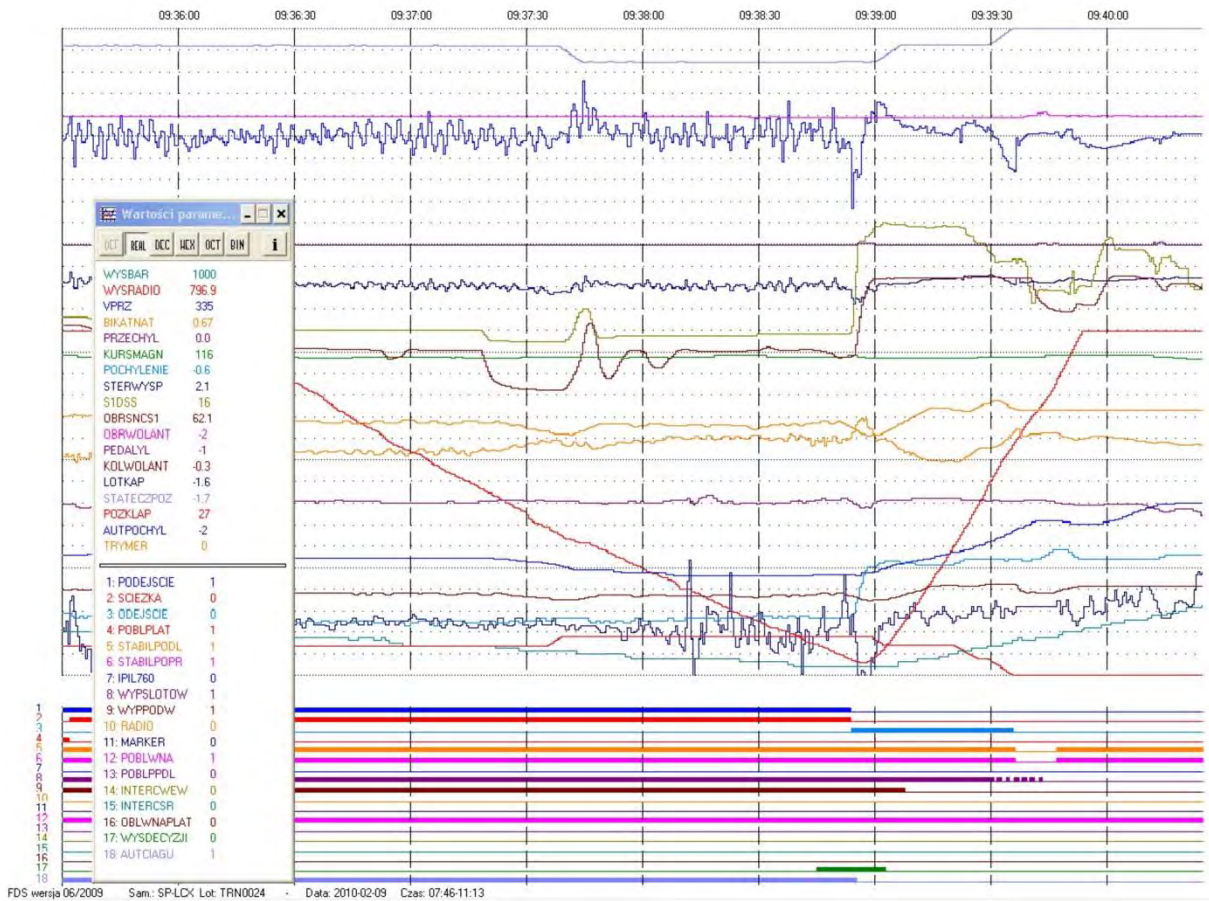
- 290 km/h dla klap 45°,
- 345 km/h dla klap 28°,
- 400 km/h dla klap schowanych.

W trakcie nabierania prędkości przez samolot, załoga zobowiązana jest do zmiany położenia klap (umożliwi to dalsze, automatyczne zwiększanie prędkości) oraz schowania podwozia. Po osiągnięciu zadanej prędkości następuje jej stabilizacja. Jednocześnie w kanale podłużnym podawany jest sygnał odpowiadający stałemu kątowi pochylenia:

- 10° dla klap 45°,
- 2° dla klap 28°,
- 2,5° dla klap schowanych.

Z chwilą osiągnięcia przez samolot prędkości wynikającej z programu (wartości powyżej) dla poszczególnych położenia klap zaskrzydłowych ABSU stabilizuje podane kąty pochylenia. Jeśli prędkość przyrządowa jest mniejsza od wartości z programu zmniejszany jest kąt pochylenia samolotu.

Kanał boczny ABSU pracuje w trybie stabilizacji kursu.



Rys. 17. Typowy przebieg parametrów lotu w chwili włączenia zakresu „odejście na drugi krąg”.



Rys. 18. Rozmieszczenie przycisków sterowania SAU na wolantach.

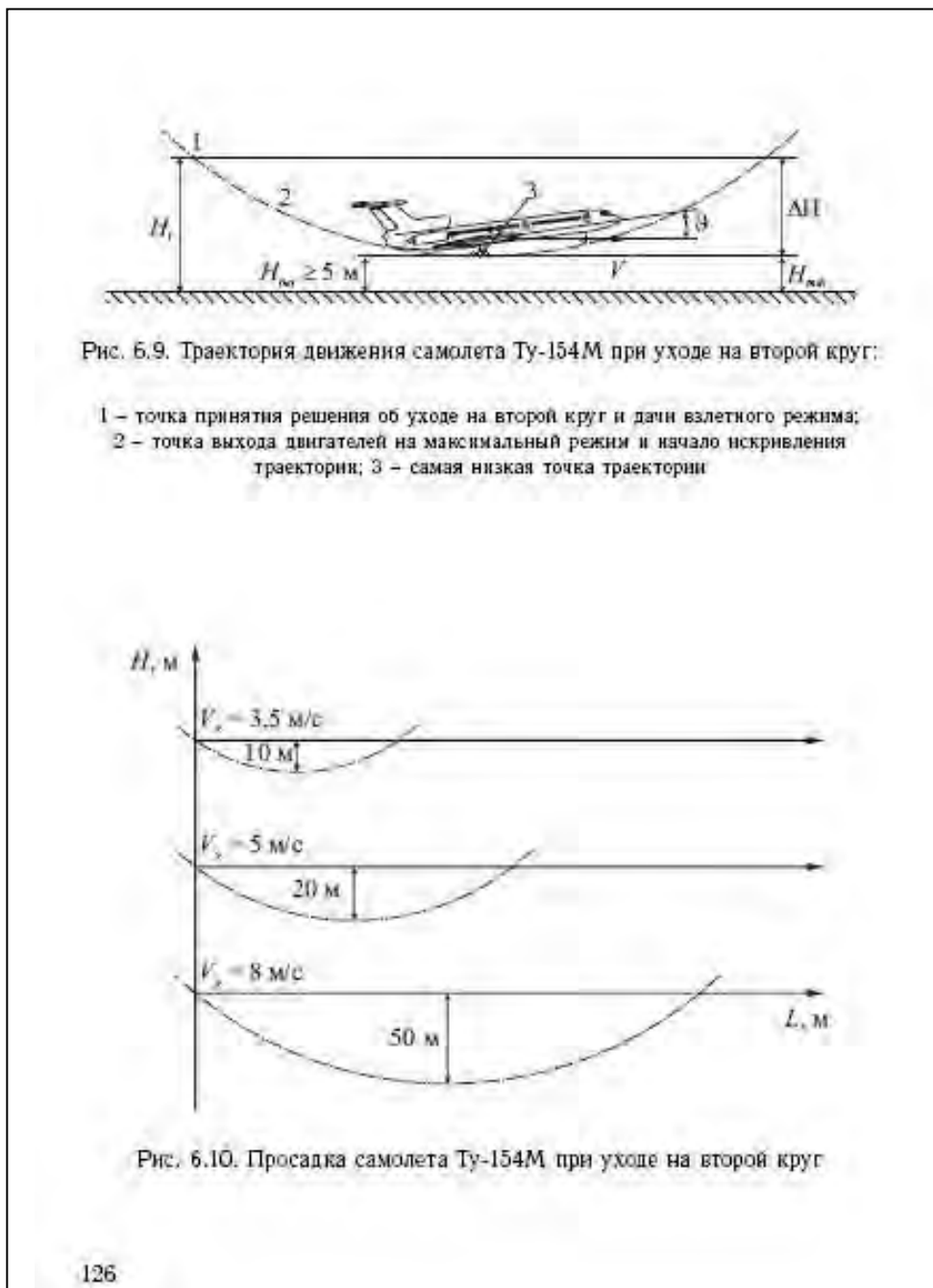
## **UWAGA:**

Wciśnięcie przycisku „ГЛИСС” przy włączonym przełączniku „ПОСАДКА” na pulpicie PN-5 jest warunkiem koniecznym do późniejszego włączenia zakresu „odejście na drugi krąg”. Zainicjowanie działania zakresu automatycznego odejścia na drugi krąg jest możliwe zarówno przyciskami na wolantach jak i przestawieniem DSS, nawet bez występowania sygnałów ścieżki systemu ILS, jednak w tym przypadku z chwilą naciśnięcia przycisku „ГЛИСС” na pulpicie PN-5, nastąpi odłączenie automatycznego sterowania w kanale podłużnym. Automatyczne sterowanie w kanale poprzecznym nie odłącza się.

Po wciśnięciu przycisku „ОДЕЈСЦІЕ” następuje samoczynne załączenie układu automatycznego sterowania w kanale podłużnym. Przystawienie DSS na zakres startowy, przebiega automatycznie, jeśli wcześniej włączony był automat ciągu silników.

Włączenie zakresu „odejście na drugi krąg” zainicjowane przestawieniem dźwigni DSS wymaga przemieszczenia przynajmniej dwóch DSS na panelu środkowym w skrajne przednie położenie. Nie jest możliwe włączenie tego zakresu przestawiając dźwignie DSS na pulpicie technika pokładowego.

Wysokość, jaką samolot Tu-154M traci od chwili włączenia zakresu „odejście na drugi krąg” zależy od pionowej prędkości zniżania. Orientacyjne wartości podane są na Rys. 19.



**Rys. 19 Orientacyjne wysokości niezbędne do przejścia na wznoszenie po włączeniu zakresu “odejście na drugi krąg”.**

#### 4. Analiza funkcjonowania układu sterowania samolotu.

Na podstawie zapisu rejestratora parametrów lotu ATM-QAR przeanalizowano funkcjonowanie układu sterowania samolotem ABSU-154-2 w czasie lotu samolotu Tu-154M nr 101 w dniu 10.04.2010 r.

Załoga włączyła automatyczną stabilizację w kanale podłużnym i poprzecznym 55[s] po starcie z lotniska WARSZAWA-OKECIE (07:27:14). Samolot osiągnął wysokość 512[m] i kontynuował wznoszenie do wysokości przelotowej. Przelot w rejon lotniska SMOLEŃSK PÓLNOCNY, zajście do lądowania i zniżanie na ścieżce do lądowania wykonywane było z włączoną automatyczną stabilizacją w kanale podłużnym i poprzecznym. Odłączenie automatycznej stabilizacji w kanale podłużnym nastąpiło w wyniku przestawienia kolumny wolantu o wartość przekraczającą 50[mm] o 08:40:55 na wysokości radiowej 21,9[m]. Odłączenie automatycznej stabilizacji w kanale poprzecznym nastąpiło w wyniku obrotu wolantu o kąt większy niż 30° o 08:41:00.5 na wysokości radiowej 6,2[m].

Lotnisko SMOLEŃSK PÓLNOCNY nie było wyposażone w układ ILS, co uniemożliwiało wykorzystanie zakresu pracy ABSU, w którym położenie samolotu na ścieżce zniżania korygowane jest automatycznie z wykorzystaniem sygnałów proporcjonalnych do kąтового odchylenia od tej ścieżki. W kanale podłużnym załoga wykorzystywała zakres, w którym automatycznie stabilizowany jest kąt pochylenia samolotu. Wartość tego kąta może być zmieniana za pomocą pokrętła „СПУСК-ПОДЪЕМ” znajdującego się na pulpicie PU-46. Należy podkreślić, że stabilizacja kąta pochylenia samolotu nie zapewnia utrzymywania stałej prędkości zniżania a tym bardziej nie zapewnia samoczynnego utrzymania samolotu na ścieżce zniżania z wymaganą dla tej fazy lotu dokładnością. Zmiany położenia trzonu mechanizmu RA-56 oraz trzonu mechanizmu efektu trymerowania MET-4U w kanale pochylenia świadczą, że w czasie zniżania załoga zmuszona była do ciągłego korygowania położenia samolotu na ścieżce – wielokrotnie zmieniane było położenie pokrętła „СПУСК-ПОДЪЕМ” na pulpicie PU-46. Ponieważ pulpit ten znajduje się po prawej stronie fotela dowódcy statku powietrznego praktycznie tylko on może posługiwać się tym pulpitem w czasie lotu.

Ponieważ ustawienia zakresów pracy ABSU nie są rejestrowane, Komisja nie była w stanie jednoznacznie określić, na jakim zakresie pracował układ automatycznego sterowania samolotem w kanale bocznym w ostatniej fazie lotu (po wykonaniu „czwartego zakrętu” do lądowania). Prawdopodobnie był to zakres, w którym samolot automatycznie utrzymywany był na kursie do punktu nawigacyjnego zaprogramowanego w systemie FMS. Na tym zakresie do ABSU przekazywane były sygnały proporcjonalne do bocznego odchylenia od nakazanej linii drogi, pochodna tego sygnału, nakazane przechylenie i sygnał gotowości. Innym zakresem pracy układu ABSU w kanale bocznym, jaki mogła wykorzystywać załoga jest stabilizacja kąta przechylenia. W takim przypadku możliwe było sterowanie samolotem za pomocą pokrętła „РАЗБОПОТ”, znajdującego się na pulpicie PU-46 obok pokrętła „СПУСК-ПОДЪЕМ”. Odchylenie pokrętła w prawo lub lewo skutkowało rozpoczęciem wykonywania przez samolot zakrętu odpowiednio w prawo lub lewo. Po powrocie pokrętła „РАЗБОПОТ” do pozycji neutralnej samolot wyprowadzany był z przechylenia, a po czasie 8 s. włączała się stabilizacja kursu.

Nie jest wykluczone, że załoga wybrała zakres, automatycznej stabilizacji kursu. Na zakresie tym automatycznie stabilizowany jest kurs samolotu a jego wartość można zmieniać za pomocą pokrętła na wskaźniku PNP-1. Konfiguracja taka jest jednak mało prawdopodobna ze względu na trudności w precyzyjnym ustawieniu żadanego kursu przy używaniu pokrętła na wskaźniku – niska ergonomia.

Analizując zapis rejestratora parametrów lotu ATM-QAR nie stwierdzono anomalii w funkcjonowaniu układu automatycznego sterowania ABSU. Wysunięcia trzonów

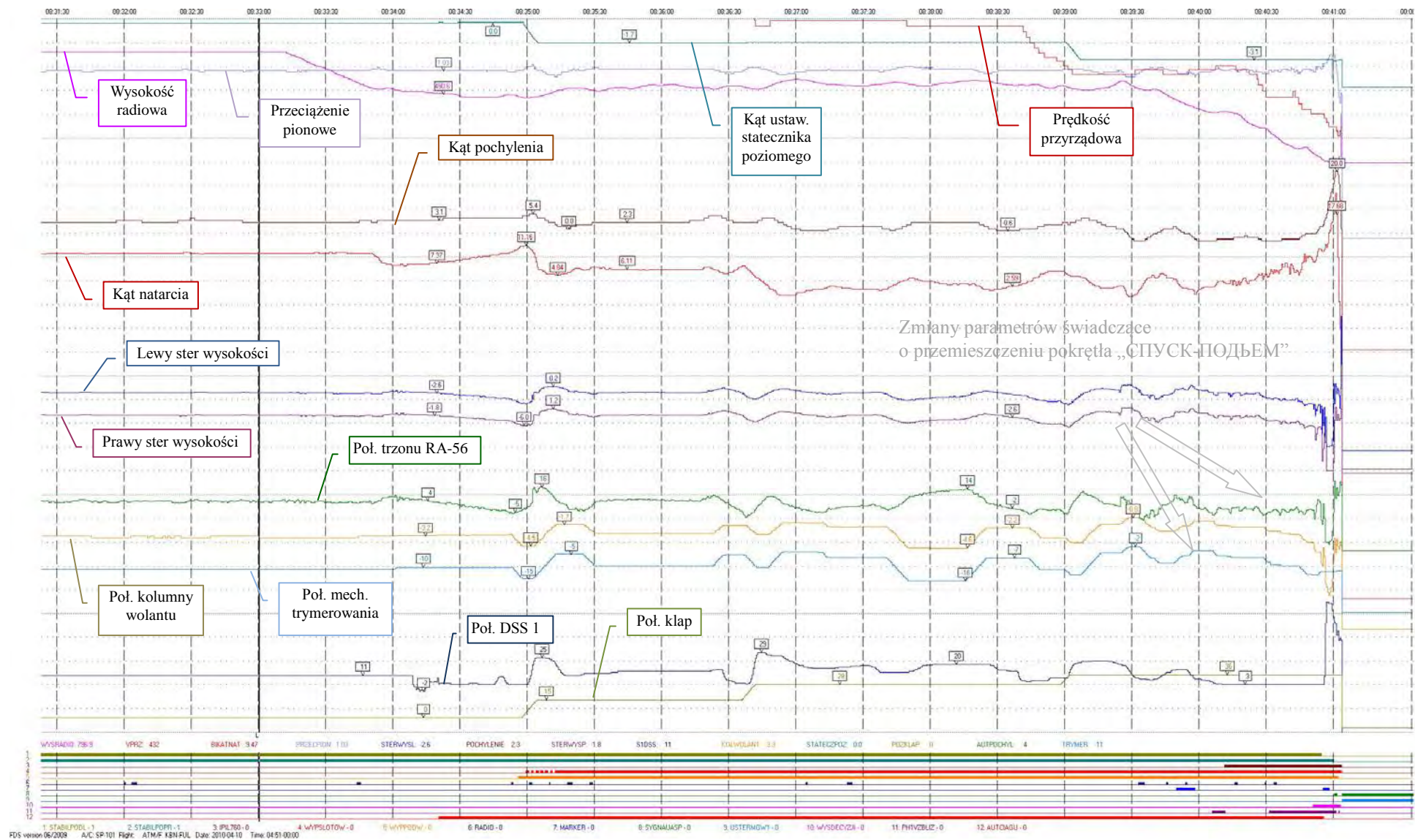
mechanizmów wykonawczych zmieniających położenie sterów wysokości, lotek oraz steru kierunku były płynne i nie osiągały wartości skrajnych do chwili rozpoczęcia manewru „odejścia na drugi krąg”. Po ściągnięciu kolumny wolantu „na siebie”, w czasie od 08:40:56.984 do 08:41:00.109, nastąpiło wychylenie sterów wysokości do wartości  $-25^{\circ}$  (położenie skrajne). Następnie wychylenie sterów wysokości zostało zmniejszone. Pochylenie kolumny wolantu nie osiągnęło w tym czasie skrajnego położenia. O godz. 08:41:03 nastąpiło prawdopodobnie uszkodzenie lewego steru wysokości – od tego momentu położenie steru nie odpowiada położeniu kolumny wolantu.

Po uderzeniu w drzewo i oderwaniu części lewego skrzydła załoga przeciwdziałała obrotowi samolotu w lewo. Maksymalne wychylenie prawej lotki osiągnęło na czas 0,5[s] wartość  $-19,4^{\circ}$  (lotka prawa wychylona do góry) przy zakresie jej ruchu od  $+20^{\circ}$  do  $-20^{\circ}$  (rejestrator zapisuje wartości od  $+20,9^{\circ}$  do  $-19,4^{\circ}$ ).

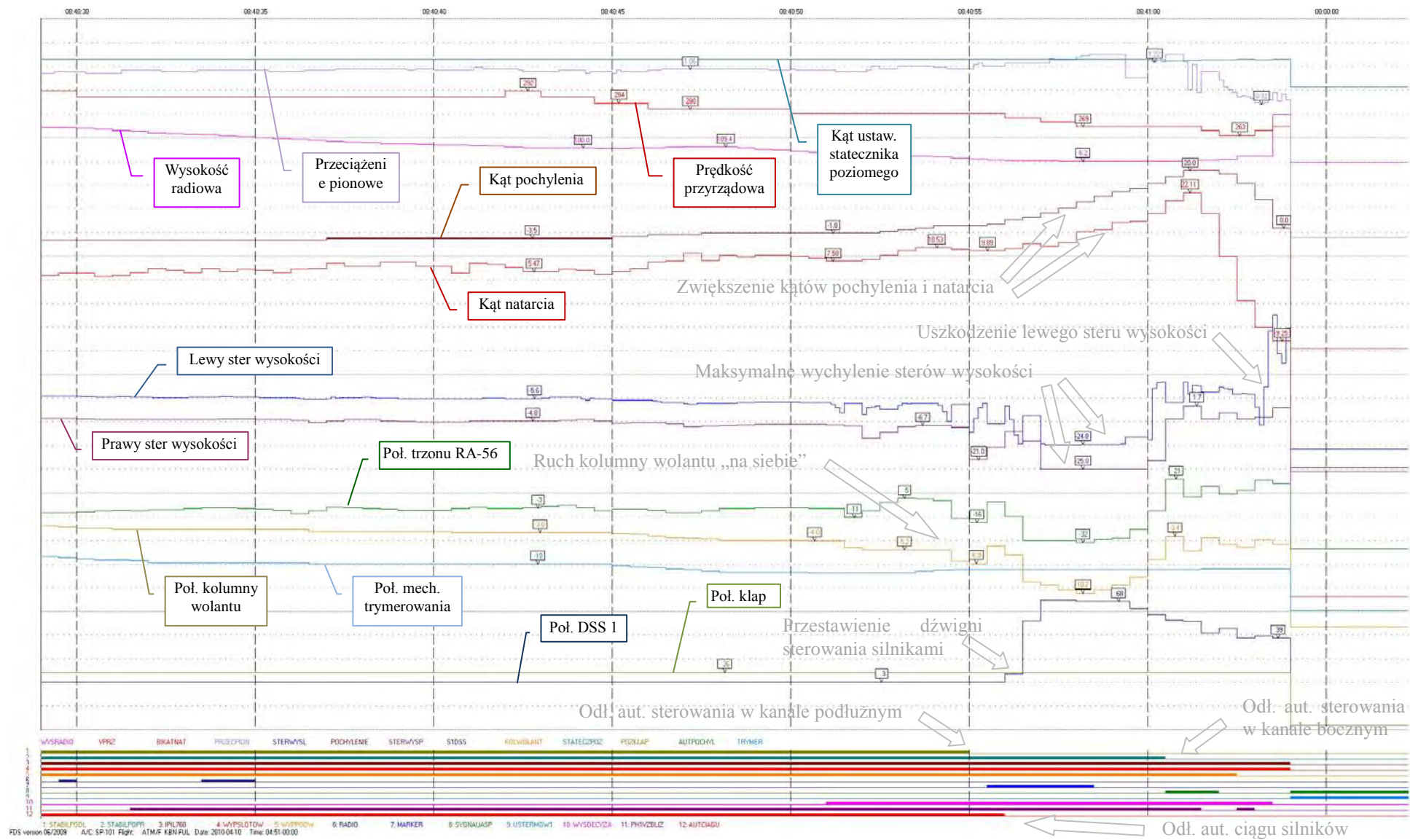
Sposób wykorzystania układu ABSU, jaki zastosowała załoga samolotu nie jest opisany w podstawowym dokumencie określającym zasady użytkowania samolotu, jakim jest wydawnictwo: „Ty-154M Руководство по летной эксплуатации”.

Poniżej przedstawiono wybrane zapisy zarejestrowanych parametrów z lotu samolotu Ty-154M nr 101 w dniu 10.04.2010 r.



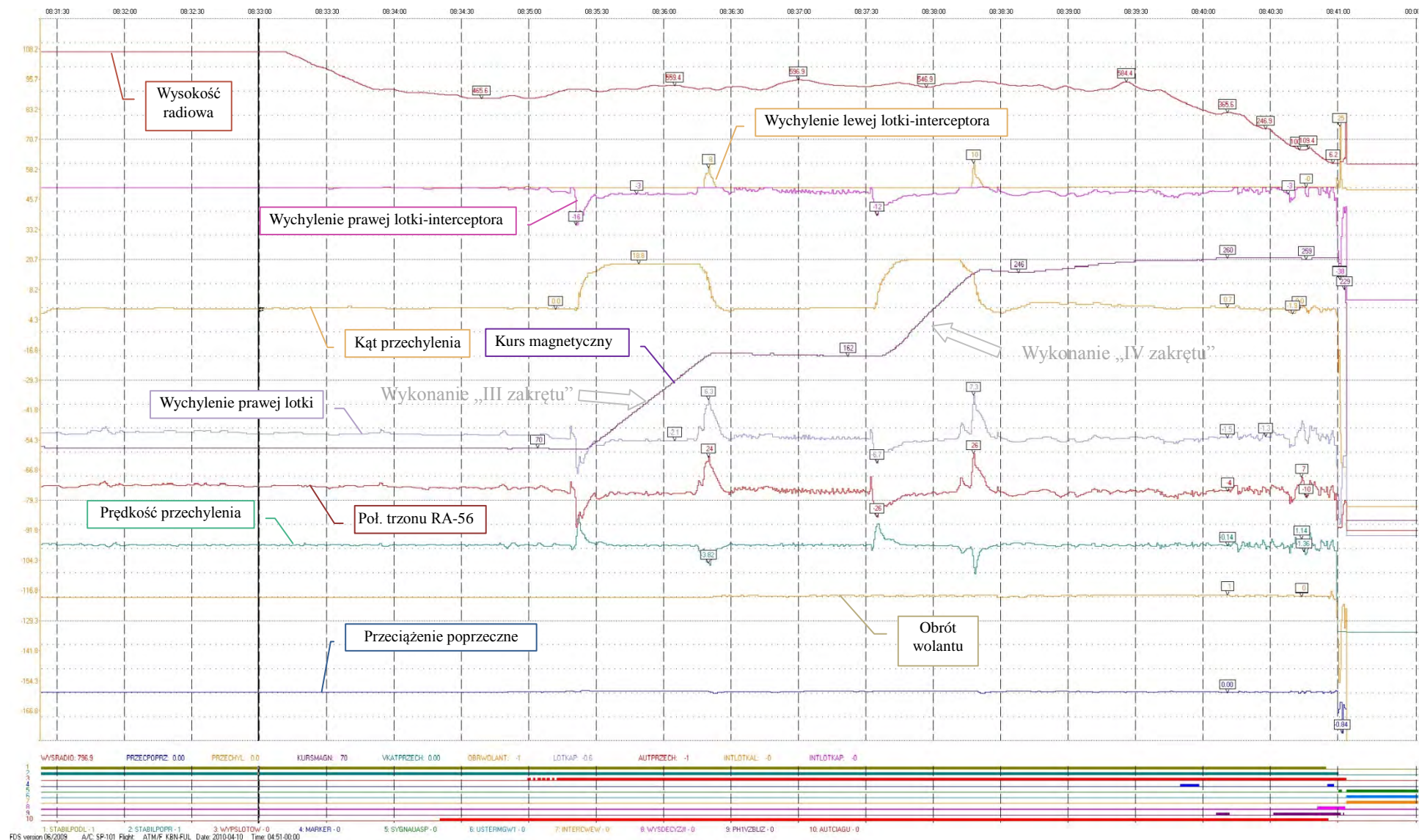


Rys. 20 Przebieg wybranych parametrów w czasie zajęcia do lądowania – kanał podłużny.

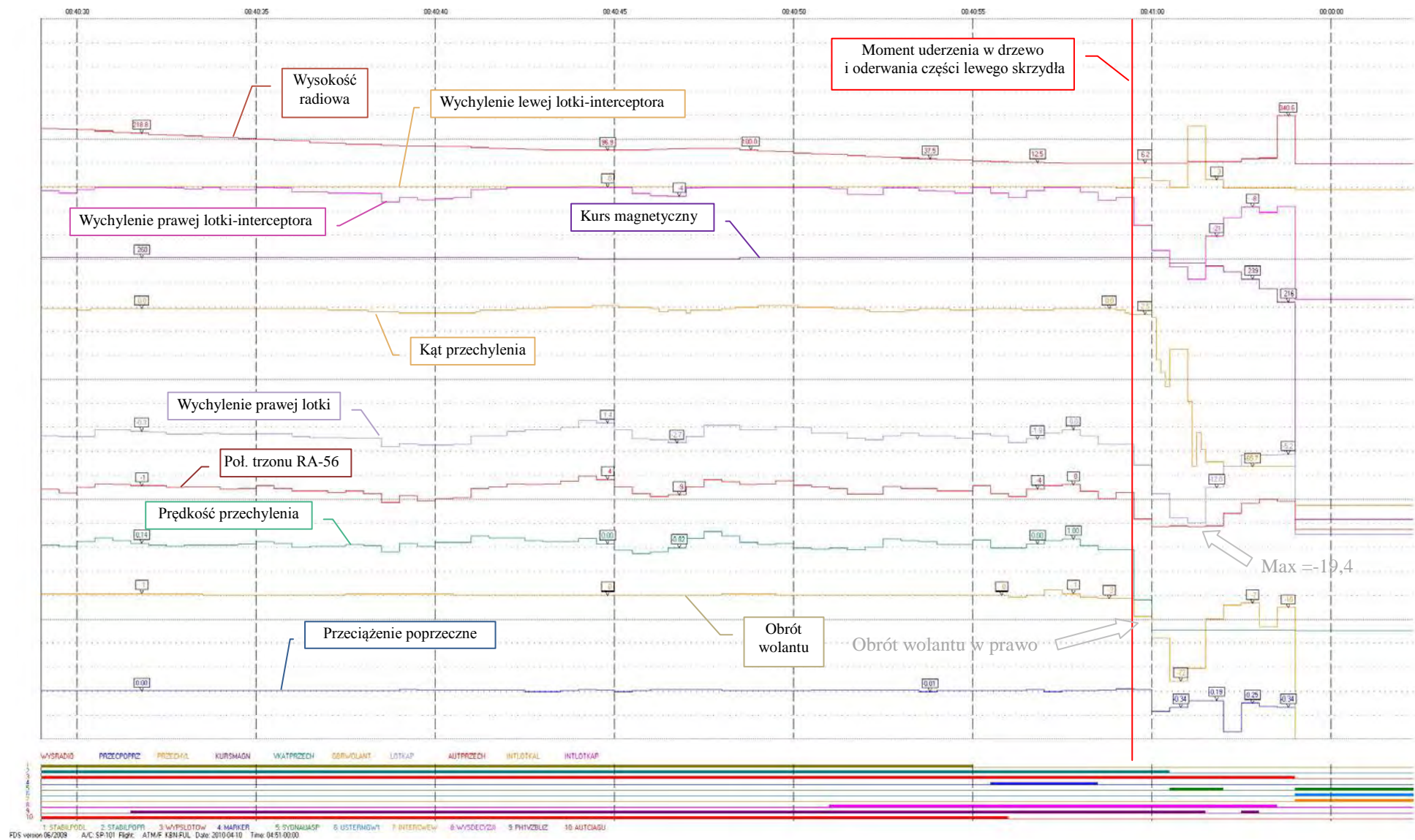


Rys. 21 Przebieg wybranych parametrów na ścieżce podejścia do lądowania – kanał podłużny.



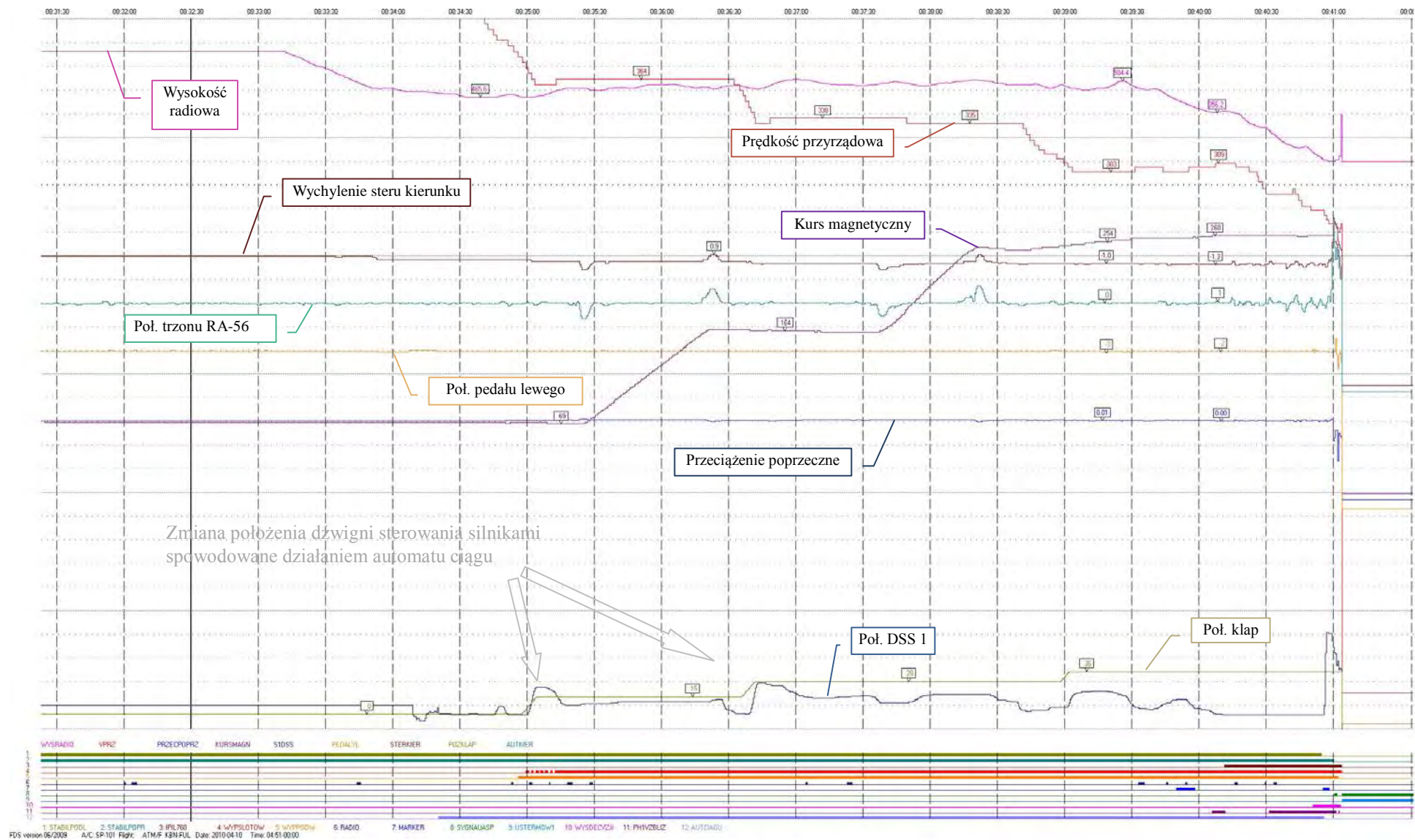


Rys. 22 Przebieg wybranych parametrów w czasie zajęcia do lądowania – kanał poprzeczny – sterowanie lotkami.

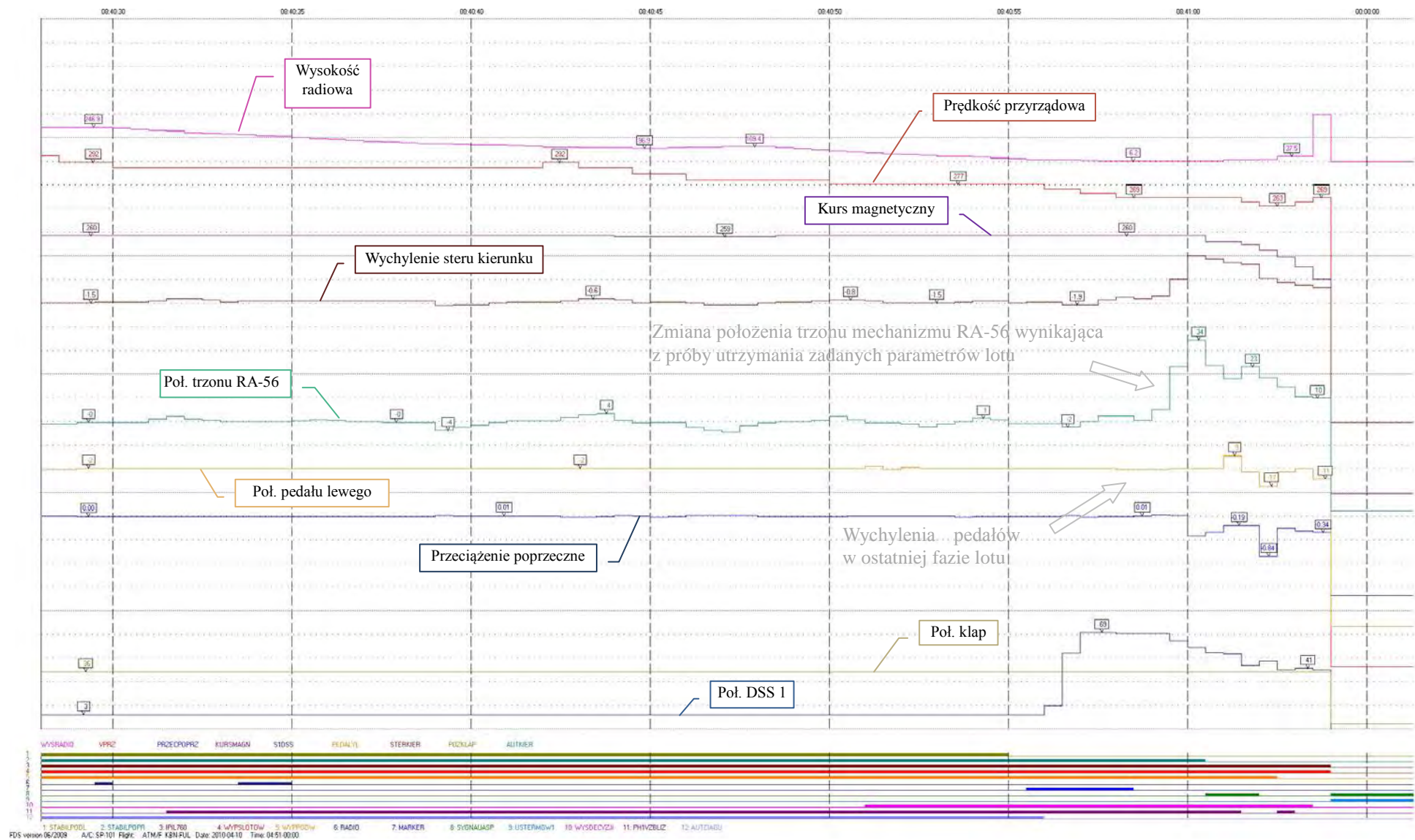


Rys. 23 Przebieg wybranych parametrów na ścieżce podejścia do lądowania – kanał poprzeczny – sterowanie lotkami.





Rys. 24 Przebieg wybranych parametrów w czasie zajścia do lądowania – kanał poprzeczny – ster kierunku.



Rys. 25 Przebieg wybranych parametrów na ścieżce podejścia do lądowania – kanał poprzeczny – ster kierunku.



## **Wnioski dotyczące lotu z 10.04.2010 r.**

1. Załoga nie przygotowała układu ABSU w sposób umożliwiający zadziałanie automatycznego odejścia na drugi krąg – brak w zapisie śladu odłączenia automatycznego sterowania w kanale podłużnym.
2. Układ automatycznego sterowania nie został odłączony, przyciskiem na wolancie, przed ściągnięciem wolantu na siebie w chwili zainicjowania odejścia na drugi krąg.
3. Układ automatycznego sterowania został odłączony przemieszczeniem kolumny wolantu i obrotem wolantu.
4. Najprawdopodobniej kanał boczny układu automatycznego sterowania pracował na zakresie stabilizacji linii drogi – współpracował z systemem FMS.
5. Wciśnięcie przycisku „ODEJŚCIE” nie pozostawia śladu na zapisie MSRP / ATM-QAR, jeśli zakres odejścia nie aktywuje się.
6. Skuteczne odejście na drugi krąg przy parametrach, jakie miał samolot wymagała zainicjowania procedury na wysokości powyżej 35 m nad przeszkodami terenowymi. (przy założeniu, że procedura przeprowadzona byłaby prawidłowo – właściwy kąt natarcia, praca silników na zakresie startowym).
7. Tuż po zadziałaniu sygnalizacji wysokości ustawionej na RW nastąpiło niewielkie przemieszczenie kolumny wolantu (na siebie) bez odłączenia zakresu automatycznego sterowania – układ ABSU zareagował korektą wysunięcia trzonu mechanizmu RA-56 w kanale podłużnym.
8. Wychylenia lewego steru wysokości na 1,5 s przed zderzeniem samolotu z ziemią mogą świadczyć o jego uszkodzeniu lub uszkodzeniu układu pomiarowego.
9. Wychylenie lewej lotki-interceptora po uderzeniu w drzewo świadczy o uszkodzeniu układu pomiarowego lub mechanizmu odpowiedzialnego za jego wychylenie.
10. Po przestawieniu DSS na zakres startowy nastąpiło ich cofanie, co może świadczyć, że nikt nie kontrolował ich pozycji. Hamulce utrzymujące DSS w ustawionym położeniu były zwolnione gdyż wcześniej załączony był automat ciągu.

## 7.2. Analiza pracy instalacji elektrycznej.

Na samolocie występują następujące układy zasilania elektrycznego:

- Główny układ zasilania elektrycznego trójfazowym prądem przemiennym o napięciu 115/200 V i stałej częstotliwości 400 Hz;  
Źródłami zasilania dla tego układu są trzy prądnice typu GT40PCz6 zamontowane po jednej na każdym silniku. W momencie wyłączenia prądnicy ręcznie lub automatycznie rejestrowany jest sygnał odłączenia danej prądnicy od sieci (G1NIESPR, G2NIESPR, G3NIESPR).  
Niesprawność układu jest sygnalizowana również w przypadku braku zasilania szyny lewej NPK z prądnicy nr 1 lub szyny prawej NPK z prądnicy nr 3 (NPKP3SIEC1, NPKL1SIEC3). W tych przypadkach układ automatycznie przełącza na zasilanie z drugiej prądnicy, co sygnalizowane jest na tablicy przyrządów – Rys. 26 oraz rejestrowane przez rejestrator. Awaryjnym źródłem dla głównego układu zasilania jest agregat TA-6A. Podczas włączenia agregatu rejestrowany jest sygnał - STARTWSU,
- Wtórny układ zasilania elektrycznego prądem przemiennym o napięciu 36 V i stałej częstotliwości 400 Hz.  
Źródłami zasilania układu są dwa transformatory Typu TS330SO4B zasilane z głównego układu zasilania elektrycznego trójfazowym prądem przemiennym (prądnic). Zasilanie transformatorów odbywa się z lewej oraz prawej szyny NPK. Podczas awarii jednego z transformatorów sieć uszkodzonego transformatora automatycznie lub ręcznie jest przełączana do transformatora sprawnego.  
Podczas normalnej pracy szyna lewa napięcia 36V zasilana jest z transformatora nr 1. W warunkach awaryjnych do szyny automatycznie podłączana jest przetwornica PTS-250 nr 2, która jest awaryjnym źródłem zasilania dla tego układu. Analogicznie zasilana jest szyna prawa z transformatora nr 2 i w warunkach awaryjnych z przetwornicy PTS-250 nr 1, ponadto przetwornica ta służy do zasilania sztucznego horyzontu AGR w normalnych warunkach jego pracy.
- Wtórny układ zasilania elektrycznego prądem stałym o napięciu 27 V. Układ składa się z dwóch sieci: lewej i prawej. Źródłami zasilania są prostowniki WU-6B nr 1 dla sieci lewej i nr 2 dla sieci prawej. W układzie zamontowany jest rezerwowy prostownik, który w razie uszkodzenia automatycznie podłącza się do lewej lub prawej sieci w miejsce uszkodzonego WU. Prostowniki WU-6B zasilane są z odpowiednich szyn głównego zasilania 115/200V. Awaryjnym źródłem zasilania dla tego układu są cztery akumulatory pokładowe.  
Rejestrator rejestruje, jako sygnał analogowy wartość napięcia na lewej szynie 27V oraz jako sygnał dyskretny obecność napięcia 27V na szynie prawej.

Praca instalacji elektrycznej samolotu Tu-154M jest monitorowana przez system MSRP za pomocą następujących parametrów:

**Tabela 4 Parametry analogowe instalacji elektrycznej.**

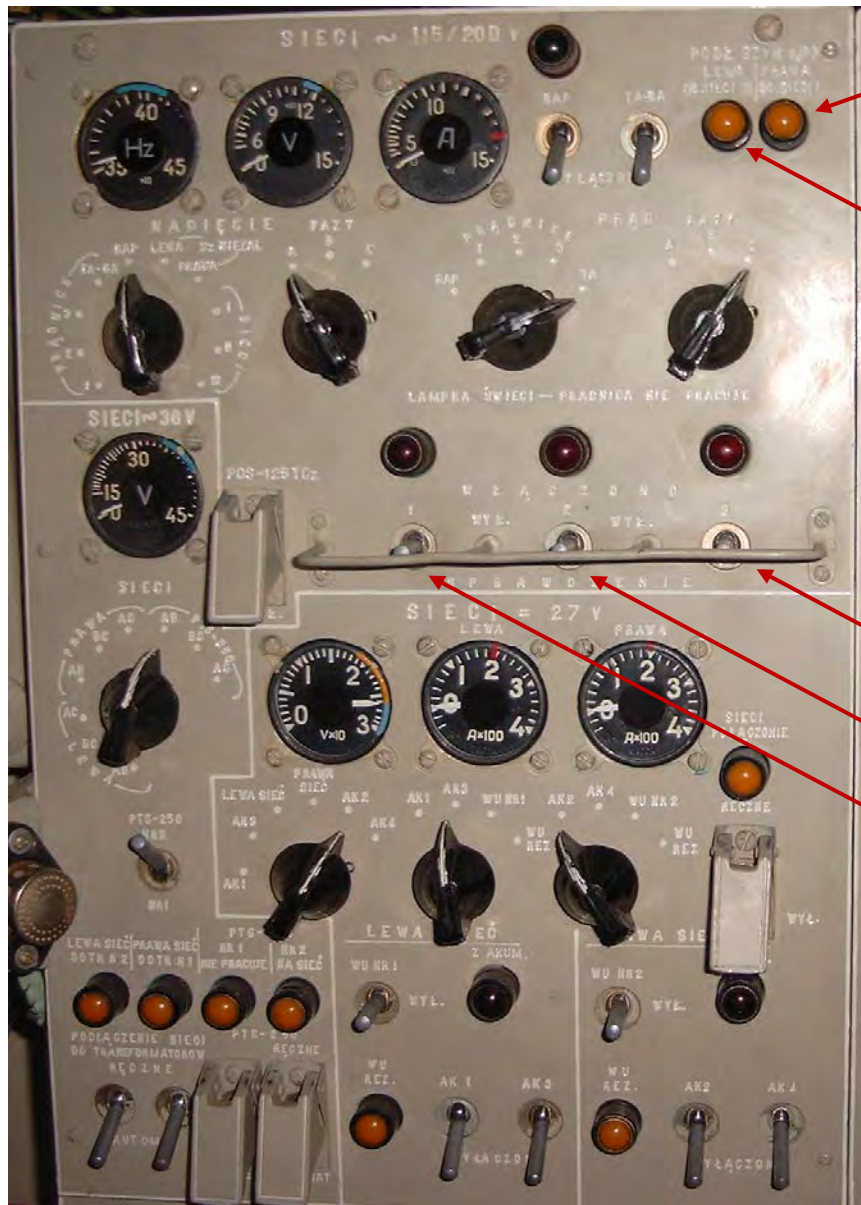
Lp.	Opis	Mnemonik
1	Napięcie w sieci 27V – rejestrowana jest wartość napięcia na prawej tablicy AZS układu zasilania 27V	TABPL27V

**Tabela 5 Parametry dyskretne instalacji elektrycznej.**

Lp.	Opis	Mnemonik
1	Przełączenie zasilania szyny NPK <sup>6</sup> prawej sieci na sieć nr 1	NPKP3SIEC1
2	Przełączenie zasilania szyny NPK lewej sieci na sieć nr 3	NPKL1SIEC3
3	Odłączenie prądnicy nr 3 od sieci	G3NIESPR
4	Odłączenie prądnicy nr 2 od sieci	G2NIESPR
5	Odłączenie prądnicy nr 1 od sieci	G1NIESPR
6	Obecność napięcia 27V na lewej tablicy AZS <sup>7</sup>	TABLAZS27V
7	Napięcie 36V na szynie przetwornicy PTS-250 nr 1	SZYNAWA36V
8	Napięcie 36V na szynie lewej (przetwornicy PTS-250 nr 2)	LSIEC36V
9	Napięcie 36V na szynie prawej	SIECPR36V

<sup>6</sup> NPK – Nawigacyjno Pilotażnyj Kompleks

<sup>7</sup> AZS – Automat Zabezpieczenia Sieci



Przełączenie zasilania szyny NPK prawej sieci na sieć nr 1 (NPKP3SIEC1)

Przełączenie zasilania szyny NPK lewej sieci na sieć nr 3 (NPKL1SIEC3);

Odłączenie prądnicy nr 3 od sieci (G3NIESPR)

Odłączenie prądnicy nr 2 od sieci (G2NIESPR)

Odłączenie prądnicy nr 1 od sieci (G1NIESPR)

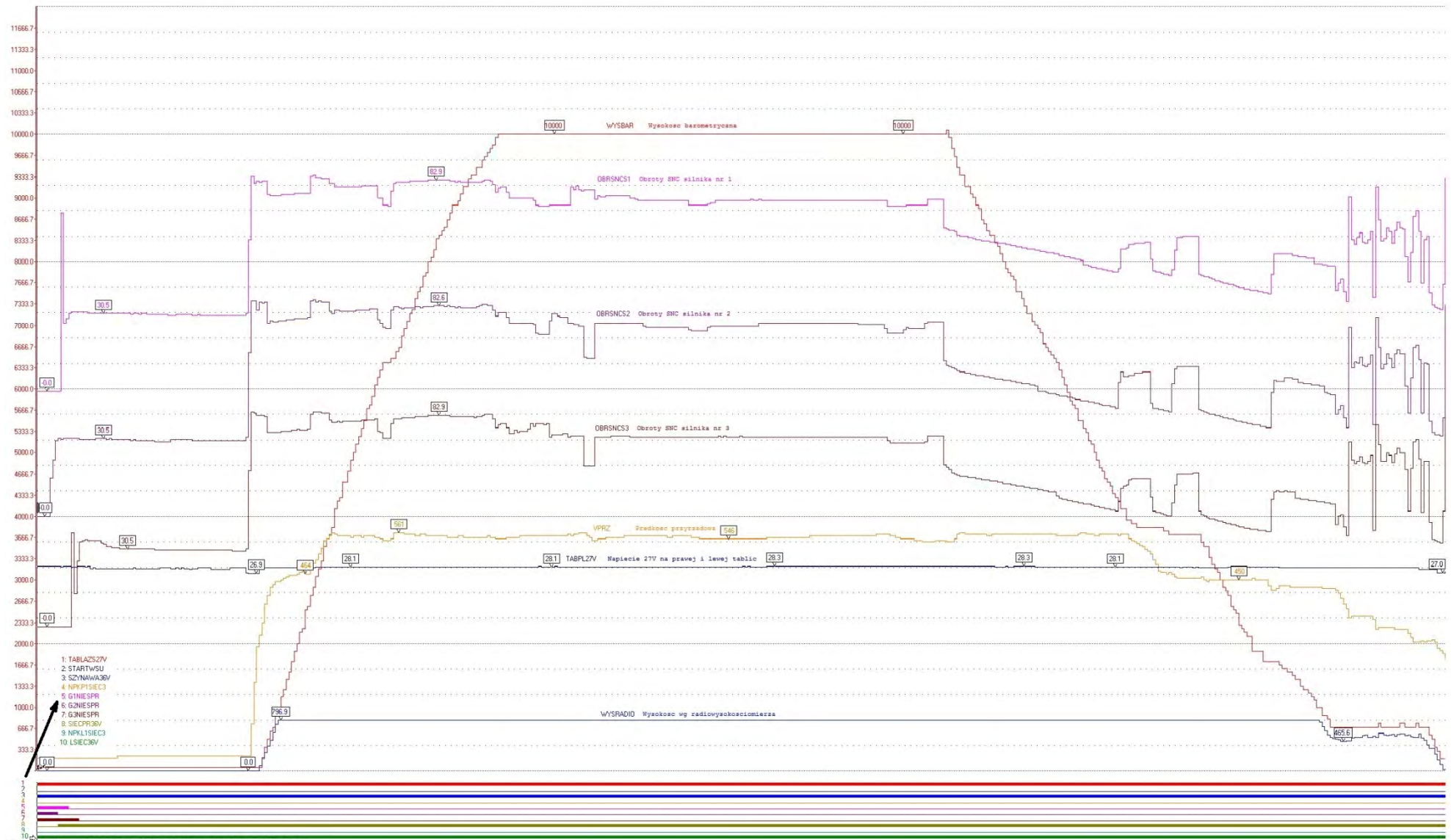
Rys. 26. Tablica sterowania układem elektroenergetycznym samolotu Tu-154M (inżynier pokładowy).

**Tabela 6 Ograniczenia eksploatacyjne dla instalacji elektrycznej.**

Nazwa parametru	Jednostka miary	Min.	Nom.	MAX.
1) Główny (pierwotny układ zasilania elektrycznego)				
a) napięcie:				
– źródła naziemnego, prądnicy TA-6A;	V	117	119	121
– sieci pokładowej 115/200V	V	117	119	121
b) częstotliwość:				
– źródła naziemnego, prądnicy, prądnicy TA-6A;	Hz	390	400	410
– sieci pokładowej 115/200V	Hz	390	400	410
c) prąd obciążenia:				
– źródła naziemnego;	A	> 0	-	170
– prądnicy;	A	> 0	-	110
– prądnicy przy włączonym układzie przeciwołodziennym slotów;	A	> 0	-	138
– prądnica TA-6A:				
• z włączonym odbiorem powietrza na klimatyzację;	A	> 0	-	110
• z odbiorem powietrza na rozruch silnika;	A	> 0	-	110
• z włączonym odbiorem powietrza na klimatyzację i rozruch silnika przy temp. powietrza $\geq 30^{\circ}\text{C}$	A	---	-	70
• podczas lotu.	A	0	-	138
2) Wtórne układy zasilania elektrycznego:				
a) napięcie sieci przy zasilaniu:				
– z transformatorów;	V	35	36	39.5
– z przetwornicy pts-250;	V	33.5	36	39.5
– z prostowników;	V	27	28	30
– z akumulatorów.	V	20	-	25
b) napięcie akumulatorów:				
– podczas sprawdzania przed włączeniem do sieci;	V	26	-	-
– podczas sprawdzania pod obciążeniem;	V	24	-	-
– podczas lotu	V	24	-	-



c) prąd obciążenia:				
- prostownika;	A	> 0	-	200
- akumulatorów	A	90	-	100
sprawdzania;	A	-	-	25
- prąd ładowania akumulatorów.				
3) Czas lotu przy zasilaniu sieci z akumulatorów.	min	-	-	30
4) Czas zniżania do wysokości 3000 m i rozruch TA-6A przy awarii trzech prądnic lub trzech silników.	min	-	-	11



Rys. 27 Przebieg parametrów lotu dla instalacji elektrycznej.

#### Wnioski:

1. Podczas lotu w dniu 10.04.2010 r. prądnice zasilające główny układ zasilania elektrycznego trójfazowym prądem przemiennym o napięciu 115/200 V i stałej częstotliwości 400 Hz, zostały podłączone do sieci bezpośrednio po uruchomieniu odpowiednio każdego z silników w kolejności, silnik nr 2 – prądnica nr 2, silnik nr 1 – prądnica nr 1 oraz silnik nr 3 – prądnica nr 3. Podczas lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o odłączeniu automatycznym lub przez załogę którejkolwiek z prądnic od sieci, co świadczy, że układ był zasilany zgodnie z warunkami technicznymi w ciągu całego lotu.
2. Podczas lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o zmianie konfiguracji zasilania lewej oraz prawej szyny NPK. Szyny przez cały lot były zasilane zgodnie z warunkami technicznymi.
3. Podczas całego lotu nie wystąpił sygnał świadczący o uruchomieniu awaryjnego źródła zasilania - agregatu TA-6A.
4. Podczas lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o nieprawidłowym działaniu instalacji zasilania układów prądem o napięciu 36V oraz nie wystąpiły sygnały świadczące o automatycznym lub ręcznym uruchomieniu awaryjnych źródeł zasilania dla tego układu.
5. Podczas lotu w dniu 10.04.2010 r. nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności układu zasilania elektrycznego prądem stałym o napięciu 27 V, napięcie na szynie prawej znajdowało się w granicach zgodnych z WT oraz nie wystąpił sygnał braku napięcia na szynie lewej.

### 7.3. Instalacja przeciwooblodzeniowa samolotu Tu-154M.

- 1. Instalacja przeciwooblodzeniowa silników.** Usuwanie oblodzenia silników odbywa się poprzez ogrzewanie nosków chwytów powietrza, łopatek WNA I stopnia i kołpaka silnika gorącym powietrzem odbieranym od tego silnika. Podawanie powietrza do instalacji przeciwooblodzeniowej odbywa się po otwarciu zasłonki sterowanej elektromechanizmem. Każdy silnik posiada niezależną instalację przeciwooblodzeniową. Sterowanie elektromechanizmami zasłonek instalacji przeciwooblodzeniowej odbywa się wyłącznikiem „ZASŁONKI OGRZEWANIA S-K NR 1, S-K NR 2, S-K NR 3” znajdującymi się na tablicy mechanika pokładowego. Włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej każdego silnika sygnalizowane jest zaświeceniem żółtej lampki sygnalizacyjnej znajdującej się przy każdym wyłączniku. (Rys. 29). Rejestrator parametrów lotu MSRP rejestruje włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej wlotów silników – POBLWNA.
- 2. Instalacja przeciwooblodzeniowa skrzydeł i statecznika pionowego.** Noski centroplata środkowego i statecznika poziomego ogrzewane są gorącym powietrzem odbieranym z silników, które przez instalacje odbioru powietrza na potrzeby płatowca podawane jest do instalacji przeciwooblodzeniowej skrzydeł i statecznika poziomego przez dwie zasłonki odcinające, sterowane jednym wyłącznikiem „ZASŁONKI OGRZEWANIA STATECZ. POZIOM. I SKRZYDEŁ”. Otwarte położenie zasłonek sygnalizowane jest świeceniem dwóch żółtych lampek „LEWA” i „PRAWA” zabudowanych nad wyłącznikiem tego układu. (Rys. 2) Temperatura powietrza dochodzącego do instalacji przeciwooblodzeniowej kontrolowane jest dwoma termometrami „STATECZ. POZIOMY” oraz „SKRZYDŁO”. Rejestrator parametrów lotu MSRP rejestruje włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej skrzydeł i statecznika pionowego – sygnał POBLPLAT oraz sygnalizację oblodzenia płatowca - sygnał OBLWNAPLAT, który generowany jest przez sygnalizator oblodzenia SO-121WM z czujnikiem DSŁ-40 i blokiem elektroniki PE-11M.
- 3. Instalacja przeciwooblodzeniowa slotów.** Instalacja przeciwooblodzeniowa slotów jest instalacją elektryczną i składa się z:
  - Elementów grzejnych;
  - Mechanizmu programowego;
  - Elementów komutacyjnych;
  - Wyłącznika „SLOTY”;
  - Lampki sygnalizacyjnej „SLOTY” koloru żółtego.

Elementy sterowania znajdują się na tablicy mechanika pokładowego - Rys. 29. W skład elementów grzejnych wchodzi:

- Jeden podłużny „nóż grzejny” o działaniu ciągłym;
- Cztery sekcje o cyklicznym działaniu (38.5 s – nagrzewanie, 115.5s – chłodzenie)

Wszystkie elementy grzejne składają się z dwóch połączonych równolegle części – prawej oraz lewej.

Zasilanie instalacji przeciwooblodzeniowej slotów odbywa się z prądnicy nr 2 prądem przemiennym 115/200 V, 400 Hz.

Sterowanie instalacją przeciwooblodzeniową odbywa się wyłącznikiem „SLOTY” na tablicy mechanika pokładowego.

Kontrolę pracy instalacji wykonuje się przez obserwację cyklicznego świecenia żółtej lampki sygnalizacyjnej „SLOTY” i wychylenie wskazówki amperomierza. Sygnalizacja zaświeca się na 38.5 s z przerwą na chodzenie 115.5 s. Podczas lotu w warunkach oblodzenia instalacja może pracować bez ograniczeń. Podczas postoju na ziemi instalacja zabezpieczona jest wyłącznikiem krańcowym obciążenia podwozia.

#### 4. Instalacja sygnalizacji oblodzenia.

Sygnalizator oblodzenia SO-121WM składa się z czujnika DSL-40 oraz bloku elektroniki PE-11M. Obecność oblodzenia sygnalizowane jest świeceniem czerwonej lampki sygnalizacyjnej „OBLODZENIE” rys nr 1. Kontrola sprawności układu realizowana jest przez układ wewnętrzny sygnalizatora oraz sygnalizowana świeceniem żółtej lampki z napisem „SPRAWNY”. Rejestrator parametrów lotu MSRP rejestruje sygnał zadziałania sygnalizacji oblodzenia – sygnał OBLWNAPLAT.

#### 5. Instalacja przeciwooblodzeniowa odbiornika ciśnień powietrznych PPD<sup>8</sup>.

W celu zabezpieczenia PPD przed oblodzeniem w odbiornikach zainstalowano elektryczne elementy grzejne zasilane napięciem stałym 27V. Do sterowania ogrzewaniem służą trzy przełączniki OGRZEWANIE PPD PILOTÓW – I, II I MECHANIKA, ABSU. Przełączniki w położeniu środkowym wyłączają ogrzewanie, w położeniu górnym włączają, w położeniu dolnym wykonywane jest sprawdzenie ogrzewania sygnalizowane zielonymi lampkami pod przełącznikami. Rejestrator MSRP rejestruje włączenie tylko ogrzewania PPD I PILOTA (przełącznik zaznaczony czerwonym kółkiem na zdjęciu poniżej).



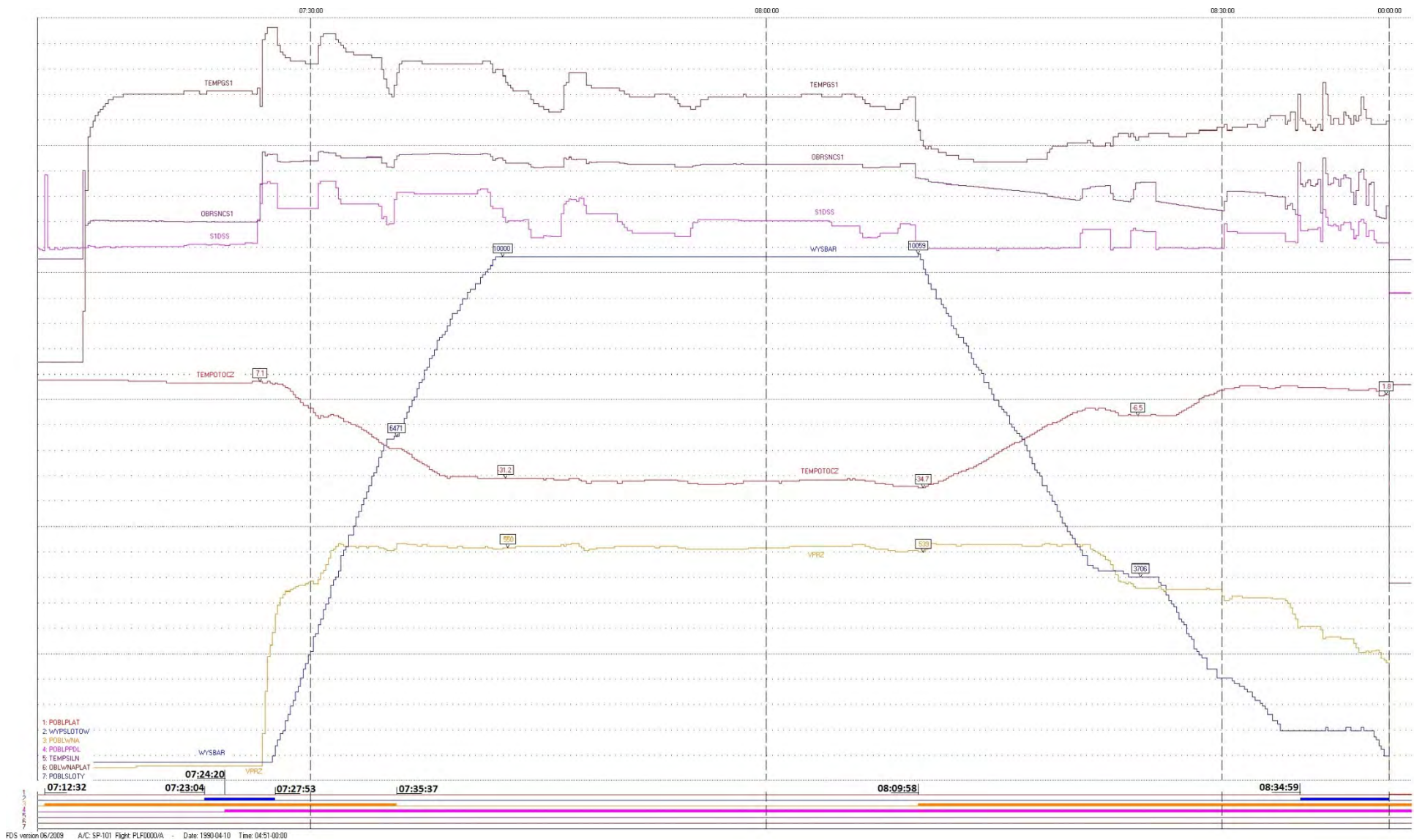
Rys. 28 Panel sterowania włączeniem i sprawdzaniem układu ogrzewania PPD

<sup>8</sup> PPD – odbiornik ciśnień powietrznych





Rys. 29 Panel sterowania instalacją przeciwołdzeniową samolotu Tu-154M.



Rys. 30 Przebieg parametrów lotu dla instalacji przeciwbłodzeniowej.

## Wnioski.

1. Instalacja przeciwooblodzeniowa slotów nie była włączana przez cały lot.
2. Instalacja przeciwooblodzeniowa wlotów WNA była włączona od godz. 07:12:32 bezpośrednio przed uruchomieniem silników i pracowała bez przerw do momentu wyłączenia o godz. 07:35:37 podczas wznoszenia na wysokości 6471 m. Pozostała faza wznoszenia oraz cały przelot na wysokości 10000 m realizowany był bez włączonej instalacji. Drugi raz włączenie nastąpiło o godz. 08:09:58 na wysokości 10000 m bezpośrednio przed rozpoczęciem zniżania do lądowania i instalacja była włączona do momentu wypadku.
3. Instalacja ogrzewania PPD pierwszego pilota włączona została o godz. 07:24:20 przed startem i pozostała włączona do momentu wypadku.
4. Podczas lotu w dniu 10.04.2010 r. instalacje przeciwooblodzeniowe działały zgodnie z warunkami technicznymi oraz podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały oblodzenia zarejestrowane przez rejestrator.

#### 7.4. Sprawność przyrządów pokładowych na podstawie analizy zapisu wybranych parametrów lotu

System MSRP tylko w zakresie podstawowym pozwala na wykonanie analizy działania przyrządów pokładowych. Jest to wynikiem bardzo ograniczonego zestawu parametrów rejestrowanych przez ten system.

**Wskaźnik radiowysokościomierza RW-5MD1:** radiowysokościomierz RW-5MD1 służy do pomiaru wysokości rzeczywistej w zakresie od 0-750[m] z dokładnością  $\pm 0,6$ [m] na wysokościach do 10[m] i 6 % w pozostałym zakresie oraz wypracowania sygnalizacji świetlnej oraz dźwiękowej przy przekroczeniu niebezpiecznej wysokości lotu ustawionej przez załogę na wskaźniku wysokości. Sygnalizacja świetlna niebezpiecznej wysokości wyświetlana jest na wskaźniku za pomocą lampki koloru żółtego natomiast dźwiękowa słyszana jest w głośnikach w kabinie załogi oraz w słuchawkach załogi.

**Sztuczny horyzont PKP-1:** pokazuje położenie (przechylenie i pochylenie) samolotu względem horyzontu oraz zawiera wskaźniki systemu dyrektywnego odnoszącego się do wskazań VOR i ILS.

**Wysokościomierz systemu WBE-SWS.** System WBE-SWS przeznaczony jest do:

- pomiaru, obliczenia i podania do systemów pokładowych informacji o wysokości bezwzględnej i względnej, prędkości przyrządowej i rzeczywistej, prędkości pionowej, liczbie M oraz temperaturze i ciśnieniu całkowitym i statycznym;
- zobrazowania w metrach lub stopach wysokości względnej;
- ręcznego ustawienia, zobrazowania (w stopach lub metrach) oraz wydanie sygnału elektrycznego zadanej wysokości lotu (poziomu);
- ręcznego ustawienia i zobrazowanie w hPa ciśnienia atmosferycznego oraz sygnalizację o ustawieniu ciśnienia 1013.25[hPa];
- sygnalizacji wizualną o locie na wysokości poniżej 1000[m];
- sygnalizacji wizualną o odchyleniu od zadanego poziomu lotu w zakresie 60-150[m];
- sygnalizacji wizualnej oraz wydania sygnału jednorazowego o odchyleniu od zadanego poziomu lotu powyżej 150[m];
- wydania sygnału dla sygnalizacji dźwiękowej przy wejściu w strefę 150[m] do zadanej wysokości lotu i przy wyjściu ze strefy 60[m] od zadanej wysokości lotu.





PKP-1 lewe

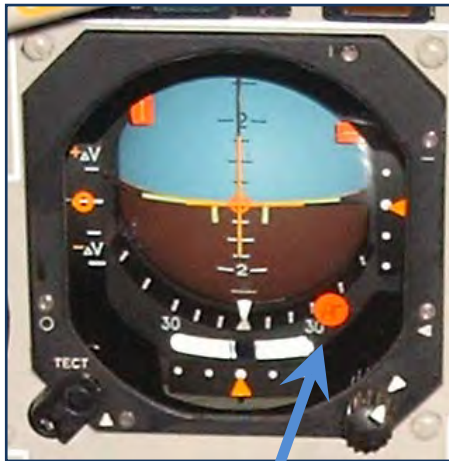
Tablica przyrządów dowódcy załogi – pierwszego pilota

Sygnalizacja braku gotowości lub niesprawność **RADIOWYSOKOŚCIOMIERZA RW-5** – rejestrowany sygnał braku tej sygnalizacji (SPRRW5NR1, SPRRW5NR2)

RW-5 nr 1



RW-5 nr 2



PKP-1 prawe

Sygnalizacja braku gotowości lub niesprawność **SZTUCZNEGO HORYZONTU** – rejestrowany sygnał braku tej sygnalizacji (SPRHORP, SPRHORL)



Tablica przyrządów drugiego pilota

**Rys. 31. Sygnalizacja braku gotowości lub niesprawność SZTUCZNEGO HORYZONTU oraz braku gotowości lub niesprawność RADIOWYSOKOŚCIOMIERZA RW-5 na prawej i lewej tablicy przyrządów oraz sygnalizacja BRAK KONTROLI AG**



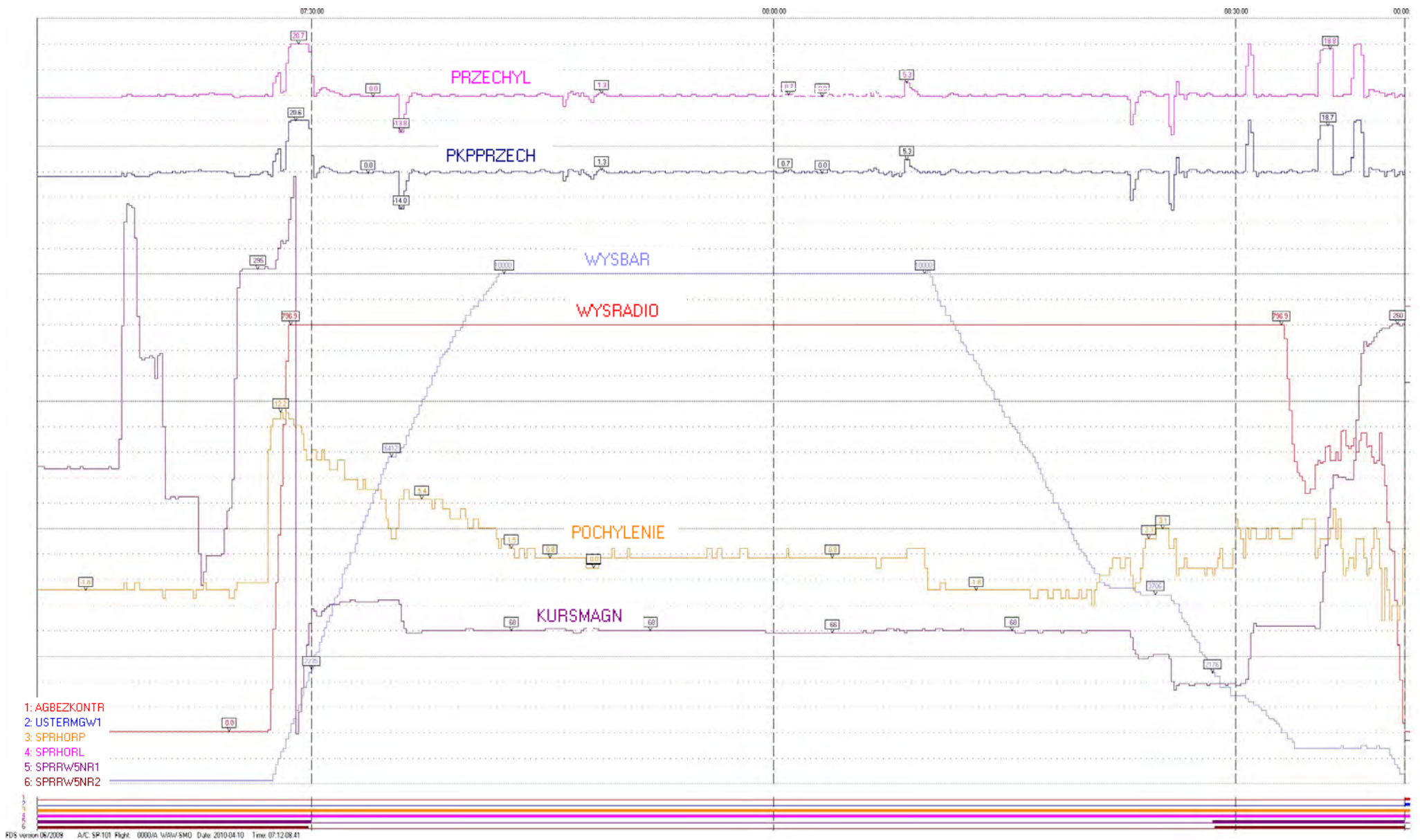
Rejestrator MSRP rejestruje następujące parametry na podstawie, których można dokonać oceny sprawności niektórych przyrządów pokładowych:

**Tabela 7 Parametry analogowe**

Lp.	Parametr	Zakres pomiarowy		Jednostka miary	Typ nadajnika	Mnemonik
		od	do			
1.	Kąt przechylenia z lewego PKP	- 82,5	+82,5	°	PKP-1	PRZECHYL
2.	Kurs żyromagnetyczny	0	360	°	TKS-P2	KURSMAGN
3.	Kąt pochylenia z MGW nr 3	- 83	83	°	MGW-1SK	POCHYLENIE
4.	Kąt przechylenia prawego PKP	- 82,5	+ 82,5	°	PKP-1	PKPPRZECH

**Tabela 8 Parametry dyskretne (dwustanowe):**

Lp.	Parametr	Uwagi	Mnemonik
1.	Gotowość sztucznego horyzontu lewego - sygnalizacja sprawności sztucznego horyzontu, brak sygnału świadczy o pojawieniu się czerwonej chorągiewki „AG” na wskaźniku PKP-1 lewej tablicy przyrządów	Sygnał z bloku BKK - 18	SPRHORL
2.	Gotowość sztucznego horyzontu prawego - sygnalizacja sprawności sztucznego horyzontu, brak sygnału świadczy o pojawieniu się czerwonej chorągiewki „AG” na wskaźniku PKP-1 prawej tablicy przyrządów	Sygnał z bloku BKK - 18	SPRHORP
3.	Sprawność RW nr 1 – sygnał generowany przez układ wewnętrznej kontroli radiowysokościomierza	Sygnał z RW nr 1	SPRRW5NR1
4.	Sprawność RW nr 2– sygnał generowany przez układ wewnętrznej kontroli radiowysokościomierza	Sygnał z RW nr 2	SPRRW5NR2
5.	Brak kontroli sztucznych horyzontów – świadczy o braku zasilania elektrycznego lub niesprawność bloku kontroli przechylenia BKK-18. Oznakami jest pojawienie się sygnalizacji „BRAK KONTR. AG” na tablicy przyrządów I i II pilota lub pojawieniu się chorągiewek „AG” na obu wskaźnikach PKP-1.	Sygnał z bloku BKK - 18	AGBEZKONTR
6.	Usterka pionu żyroskopowego MGW nr 1 – sygnał świadczący o niesprawności pionu żyroskopowego MGW	Sygnał z bloku BKK - 18	USTERMGW1



Rys. 32 Przebieg parametrów lotu dla wybranych przyrządów pokładowych.

#### Wnioski:

1. Podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności sztucznych horyzontów na lewej oraz prawej tablicy przyrządów oraz nie wystąpił sygnał niesprawności pionu żyroskopowego MGW kontrolnego.
2. Podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności radiowysokościomierzy RW-5 na lewej oraz prawej tablicy przyrządów.
3. Podczas całego lotu nie wystąpił sygnał świadczący o niesprawności bloku kontroli przechylenia BKK-18.
4. Podczas całego lotu różnica wskazań kąta przechylenia na wskaźnikach PKP-1 na lewej i PKP-1 na prawej tablicy przyrządów nie wskazywała na niesprawność lub niewłaściwe działanie żadnego ze wskaźników.
5. Podczas całego lotu wskazania kątów pochylenia oraz kursu miały charakter ciągły bez skokowych zmian o wartości świadczącej o niesprawności nadajników tych sygnałów.
6. Zmiany wszystkich parametrów wiarygodnie odwzorowują położenie samolotu względem osi geometrycznych.

## 7.5.Instalacja hydrauliczna

W wyniku uderzenia o godz 08:40:59.375 w dużą brzozę oderwana została końcówka lewego skrzydła o długości 6,1 m wraz z lewą lotką i ostatnimi dwoma segmentami slotów. Oderwanie tego fragmentu skrzydła nastąpiło pomiędzy wręgami nr 27 i 28. Utracie lewej lotki towarzyszyła utrata poruszającego nią lewego mechanizmu wykonawczego (bloku siłowników) RP-55-2A co spowodowało rozszczelnienie wszystkich trzech instalacji hydraulicznych samolotu. Ponadto została uszkodzona lewa lotka-interceptor. Sloty napędzane są elektrycznie.

Rejestrator MSRP/ATM-QAR zawiera wiarygodny zapis parametrów lotu do 08:41:07.

Samolot Tu-154M nr 101 jest wyposażony w trzy samodzielne instalacje hydrauliczne, działające niezależnie od siebie. Instalacje te obsługują następujące elementy sterowania samolotem:

Instalacja hydrauliczna nr 1 zapewnia:

- sterowanie klapami (pierwszy podkanał);
- sterowanie interceptorami;
- sterowanie spoilerami, lotkami, sterem wysokości, sterem kierunku (pierwszy kanał);
- sterowanie mechanizmami sterującymi RA-56 lotek, steru wysokości, steru kierunku (pierwszy kanał).

Instalacja hydrauliczna nr 2 zapewnia:

- sterowanie klapami (drugi podkanał);
- sterowanie spoilerami lotek, lotkami, sterem wysokości, sterem kierunku (drugi kanał);
- sterowanie mechanizmami sterującymi RA-56 lotek, steru wysokości, steru kierunku (drugi kanał).

Instalacja hydrauliczna nr 3 zapewnia:

- sterowanie spoilerami lotek, lotkami, sterem wysokości, sterem kierunku (trzeci kanał);
- sterowanie mechanizmami sterującymi RA-56 lotek, steru wysokości, steru kierunku (trzeci kanał).

Rozszczelnienie wszystkich trzech instalacji hydraulicznych na lewym skrzydle spowodowało wypływanie płynu z tych instalacji.

W rejestratorze MSRP/ATM-QAR zapisywane są sygnały informujące o niesprawności instalacji hydraulicznych nr 1, 2 i 3 w postaci sygnałów jednorazowych. Są to kanały:

**Tabela 9 Parametry dyskretne**

Lp.	Mnemonik	Opis
1	PH1VZBLIZ	rejestruje nadmierny spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr1 i sygnalizację zbliżania do ziemi od systemu TAWS
2	PH2	rejestruje nadmierny spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr2
3	PH3	rejestruje nadmierny spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr3

PH1VZBLIZ – sygnał w tym kanale oznacza spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 1 do wartości poniżej 100 kg/cm<sup>2</sup>. Sygnał przekazywany jest z instalacji hydraulicznej z sygnalizatora ciśnienia MST100. Spadek ciśnienia sygnalizowany jest też na lewej tablicy przyrządów oraz na tablicy technika pokładowego.

Rejestracja sygnału w tym kanale może również oznaczać pojawienie się komunikatu systemu TAWS ostrzegającego przed niebezpieczeństwem zderzenia się z ziemią. Komenda rejestrowana jest przy wygenerowaniu przez system TAWS jednej z komend ostrzegawczych.

PH2 – sygnał w tym kanale oznacza spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 2 do wartości poniżej 100 kg/cm<sup>2</sup>. Sygnał przekazywany jest z instalacji hydraulicznej z sygnalizatora ciśnienia MST100. Spadek ciśnienia sygnalizowany jest też na lewej tablicy przyrządów oraz na tablicy technika pokładowego.

PH3 – sygnał w tym kanale oznacza spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 3 do wartości poniżej 100 kg/cm<sup>2</sup>. Sygnał przekazywany jest z instalacji hydraulicznej z sygnalizatora ciśnienia MST100. Spadek ciśnienia sygnalizowany jest też na lewej tablicy przyrządów oraz na tablicy technika pokładowego.

W kanale PH1VZBLIZ zarejestrowano wystąpienie sygnału dyskretnego:

- w przedziale czasu 08:40:06 – 08:40:12 sygnał o wartości 1,
- w przedziale czasu 08:40:31,5 – 08:41:01,5 sygnał o wartości 1,
- w przedziale czasu 08:41:02,5 - 08:41:03 sygnał o wartości 1.

System TAWS w przedziale czasu 08:40:06 – 08:41:01.5 wygenerował serie komunikatów ostrzegawczych opisanych w „Raporcie z odzyskania danych TAWS”. Komunikaty ostrzegawcze systemu TAWS zarejestrowane zostały również w rejestratorze MARS-BM. Powyższe jest potwierdzeniem, że pierwsze dwa sygnały pochodzą z systemu TAWS.

Przyczyna trzeciego sygnału dyskretnego PH1VZBLIZ trwającego 0.5 sek, który został zarejestrowany przez rejestratory MSRP/ATM-QAR o godz. 08:41:02.5 nie może być wyjaśniona jednoznacznie, ponieważ:

- w rejestrach pamięci systemu TAWS nie stwierdzono występowania komunikatu ostrzegawczego w tym czasie,
- w pozostałych dwóch instalacjach hydraulicznych, posiadających bardzo zbliżone uszkodzenia, nie zarejestrowano nadmiernego spadku ciśnienia,
- sygnał PH1VZBLIZ ustąpił przed końcem rejestracji.

Ponadto rejestrator MSRP/ATM-QAR zapisuje informacje pozwalające ocenić zgodność między ruchami wolantu i autopilota, a wychyleniami płaszczyzn sterujących samolotu. Są to następujące kanały:

**Tabela 10 Parametry lotu do oceny pracy inst. Hydraulicznej.**

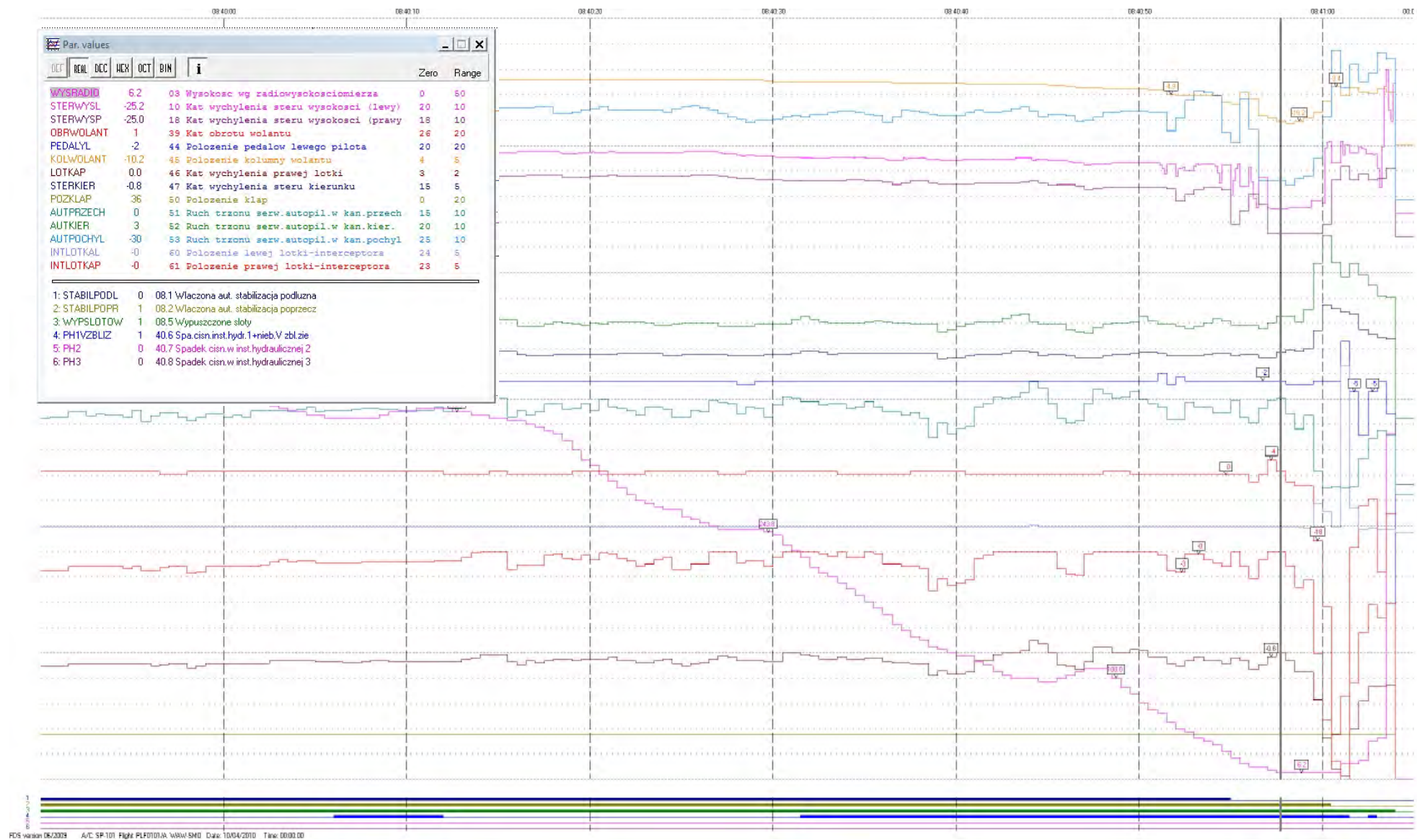
Lp	Mnemonik	Opis
1	PEDALYL	położenie lewego pedału lewego pilota
2	KOLWOLANT	położenie kolumny wolantu
3	OBRWOLANT	kąt obrotu wolantu
4	AUTPRZECH	ruch trzonu serwa autopilota w kanale przechylenia
5	AUTKIER	ruch trzonu serwa autopilota w kanale kierunku
6	AUTPOCHYL	ruch trzonu serwa autopilota w kanale pochylenia
7	STABILPOPR	włączona automatyczna stabilizacja poprzeczna
8	STABILPODL	włączona automatyczna stabilizacja podłużna
9	STERWYSL	kąt wychylenia steru wysokości (lewy)
10	STERWYSP	kąt wychylenia steru wysokości (prawy)
11	STERKIER	kąt wychylenia steru kierunku
12	LOTKAP	kąt wychylenia prawej lotki



13	INTLOTKAL	położenie lewej lotki-interceptora
14	INTLOTKALP	położenie prawej lotki-interceptora
15	POZKLAP	położenie klap
16	WYPSLOTOW	wypuszczone sloty

Porównano zmianę parametrów w kanałach:

- OBRWOLANT, AUTOPRZECH, LOTKAP przy aktywnym sygnale STABILPOPR,
- OLWOLANT, AUTOPOCHYL, STERWYSL, STERWYSP przy aktywnym sygnale STABILPODL,
- PEDALYL, AUTKIER, STERKIER.



Rys. 33 Praca instalacji hydraulicznej na podstawie płaszczyzn sterowych.

## Wnioski:

1. W przedziale czasu od startu do 08:41:03 w kanałach PH1VZBLIZ, PH2 i PH3 nie pojawiły się sygnały świadczące o niesprawności którejkolwiek z trzech instalacji hydraulicznych. Jest to zgodne z zapisami MARS, w których nie ma głosowego meldunku technika pokładowego o niesprawności instalacji hydraulicznej.
2. Stwierdzono, że w całym zakresie od startu do 08:41:03:
  - wychylenia prawej lotki są zgodne z ruchami wolantu i mechanizmu wykonawczego autopilota,
  - wychylenia steru wysokości są zgodne z ruchami kolumny wolantu i mechanizmu wykonawczego autopilota,
  - wychylenia steru kierunku są zgodne z ruchami pedałów i mechanizmu wykonawczego autopilota.
3. Porównano zmianę parametrów w kanale POZKLAP. Stwierdzono, że w całym zakresie 08:40:59 – 08:41:03 położenie klap nie ulega zmianie.
4. Porównano zmianę parametrów w kanale WYPSLOTOW. Stwierdzono, że w całym zakresie 08:40:59 – 08:41:03 sloty były wsunięte.
5. W przedziale czasowym 08:40:59 – 08:41:03 nie ma rozbieżności pomiędzy ruchami wolantu i pedałów, a reakcją płaszczyzn sterowych samolotu, co oznacza, że instalacje hydrauliczne do końca zapewniały prawidłowe sterowanie samolotem.
6. Wychylone klapy samolotu, pomimo uszkodzeń poszycia, funkcjonowały poprawnie do momentu zderzenia z ziemią, natomiast po godzinie 08:40:59 sloty już nie pracowały prawidłowo - w wyniku zderzeń z drzewami sloty zostały w znacznym stopniu uszkodzone.

## 8. Chronologiczny zapis zdarzeń z rejestratora parametrów lotu.

**Uwaga:** wszystkie czasy wg. rejestratora ATM-QAR.

Dla uzyskania czasu rejestratora MARS, należy do czasu ATM-QAR dodać 3[sek].

04:52:35 – początek zapisu ATM-QAR,  
04:52:36 – kurs magnetyczny KURSMAGN=78[deg], TEMPOTOCZ=11.2[C],  
04:52:38 – rozpoczęcie wypchania z hangaru, wzrost ciśnienia w instalacji hydraulicznej #1,  
04:59:44 – zakończenie wypchania z hangaru, KURSMAGN=169[deg],  
05:05:27 – załączenie instalacji przeciwołodziowej silników UKR\_15.3=48 (POBLWNA),  
05:05:45 – uruchomienie silnika #1,  
05:06:31 – uruchomienie silnika #2,  
05:06:39 – podłączenie prądnicy No#2 UKR\_36.2=127 (G2NIESPR),  
05:06:59 – odłączenie prądnicy No#2 UKR\_36.2=254 (G2NIESPR),  
05:07:04 – wyłączenie instalacji przeciwołodziowej silników UKR\_15.3=16 (POBLWNA),  
05:07:12 – wyłączenie silnika #2,  
05:07:56 – wyłączenie silnika #1,  
05:10:50 – uruchomienie silnika #1,  
05:11:54 – uruchomienie silnika #2, TEMPOTOCZ=7.6[C],  
05:12:22 – wyłączenie silnika #1,  
05:13:07 – wyłączenie silnika #2,  
05:13:10 – TEMPOTOCZ=7.6[C]  
05:13:39 – uruchomienie silnika #3,  
05:14:58 – podłączenie prądnicy No#3 UKR\_36.3=223 (G3NIESPR),  
05:15:02 – załączenie instalacji przeciwołodziowej silników UKR\_15.3=48 (POBLWNA), -  
jakie zalecenia do próby silników?  
05:16:52 – uruchomienie silnika #1,  
05:17:27 – podłączenie prądnicy No#1 UKR\_36.1=96 (G1NIESPR),  
05:17:52 – uruchomienie silnika #2,  
05:18:20 – wyłączenie instalacji przeciwołodziowej silników UKR\_15.3=48 (POBLWNA),  
05:18:37 – podłączenie prądnicy No#2 UKR\_36.2=32 (G2NIESPR),  
05:20:10 – odłączenie prądnicy No#3 UKR\_36.3=64 (G3NIESPR),  
05:20:50 – wyłączenie silnika #3,  
05:21:19 – odłączenie prądnicy No#1 UKR\_36.1=191 (G1NIESPR),  
05:22:40 – wyłączenie silnika #1,  
05:23:03 – odłączenie prądnicy No#2 UKR\_36.2=254 (G2NIESPR),  
05:23:53 – wyłączenie silnika #2,  
05:54:54 – spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej #1,  
06:15:08 – wzrost ciśnienia w instalacji hydraulicznej #1,  
06:41:07 – spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej #1,  
07:12:00 – wzrost ciśnienia w instalacji hydraulicznej #1,  
07:12:32 – załączenie instalacji przeciwołodziowej silników UKR\_15.3=48 (POBLWNA),  
07:14:17 – uruchomienie silnika #2,  
07:14:48 – podłączenie prądnicy No#2 UKR\_36.2=191 (G2NIESPR),  
07:15:01 – uruchomienie silnika #1,

07:15:30 – podłączenie prądnicy No#1 UKR\_36.1=64 (G1NIESPR),  
07:15:44 – uruchomienie silnika #3,  
07:16:12 – podłączenie prądnicy No#3 UKR\_36.3=32 (G3NIESPR),  
07:16:14 – sprawdzenie sterowania – obroty wolantu, kolumna wolantu, ster kierunku,  
07:16:24 – zakończenie sprawdzania sterowania,  
07:17:10 – ustawienie ciśnienia 760[mmHg] na SWS WBE dowódcy,  
07:17:29 – wykołowanie ze stanowiska postojowego, kołowanie z kursami 333, 240, 96, 114  
(dojazd do drogi kołowania TWY Z, dalej TWY Z, TWY A, TWY E),  
07:17:57 – wyłączenie ciśnienia 760[mmHg] na SWS WBE dowódcy,  
07:21:54 - 07:22:31 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO (dowódcy lub drugiego pilota), 6  
razy nadawanie,  
07:23:03 – wypuszczanie klap do pozycji POZKLAP=28[deg] podczas wjazdu na drogę kołowania  
TWY E,  
07:23:04 – wypuszczanie slotów,  
07:24:00 – sprawdzenie sterowania – obroty wolantu,  
07:24:04 – sprawdzenie sterowania – kolumna wolantu,  
07:24:20 – załączenie ogrzewania nadajnika Pitota lewego,  
07:25:27 – zajęcie pasa RWY29 i zatrzymanie samolotu,  
07:25:35 – koniec sygnalizacji „Do startu nie gotów”,  
07:26:34 – początek zwiększania mocy silników poprzez wypchnięcie manetek DSS,  
TEMPOTOCZ=7.1[C],  
07:26:47.5 – prędkość przyrządowa VPRZ=40[km/h],  
07:26:50 – silniki osiągają moc startową OBRSNCS1=83.3[%], OBRSNCS2=84[%],  
OBRSNCS3=83.8[%], VPRZ=65[km/h],  
07:27:10 – wychylenie steru wysokości VPRZ=250[km/h],  
07:27:14 – oderwanie samolotu, WYSRADIO=3.1[m], VPRZ=277[km/h],  
POCHYLENIE=6.9[deg],  
07:27:16.5 – rozpoczęcie chowania podwozia, WYSRADIO=6.2[m], VPRZ=300[km/h],  
07:27:29.5 – rozpoczęcie chowania klap z pozycji 28[deg] do pozycji 15[deg], VPRZ=327[km/h],  
WYSRADIO=128.1[m]  
07:27:30 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs KURSMAG=310[deg],  
07:27:39 – rozpoczęcie chowania klap z pozycji 15[deg] do pozycji 0[deg], VPRZ=364[km/h],  
07:27:41 – rozpoczęcie chowania slotów,  
07:27:45 – klapy schowane, VPRZ=389[km/h],  
07:27:46 – zmniejszenie mocy silników, cofnięcie manetek DSS, WYSRADIO=296.9[m],  
VPRZ=393[km/h],  
07:27:53.5 – sloty schowane, VPRZ=414[km/h],  
07:27:57 – ustawienie mocy silników na wartości OBRSNCS1=77.1[%], OBRSNCS2=76.5[%],  
OBRSNCS3=76.2[%], VPRZ=418[km/h],  
07:28:01 – rozpoczęcie lotu na kursie 310,  
07:28:08.5 – załączenie stabilizacji podłużnej i poprzecznej, WYSBAR=625[m],  
VPRZ=436[km/h],  
07:28:21 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 80,  
07:29:44 – ustawienie ciśnienia 760[mmHg] na SWS WBE dowódcy, VPRZ=464[km/h],  
07:29:51 – wyłączenie radiowysokościomierza drugiego pilota, WYSBAR=2118[m],



07:29:59 – wyłączenie radiowysokościomierza dowódcy, WYSBAR=2176[m],  
07:30:05 – rozpoczęcie lotu na kursie 80,  
07:35:36 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 68,  
07:35:38 – wyłączenie instalacji przeciwoślodzeniowej silników UKR\_15.3=32 (POBLWNA),  
07:42:13 – osiągnięcie poziomu przelotowego FL330, WYSBAR=10000[m], TEMPOTOCZ=-31.2[C],  
07:58:53 – załączenie ręcznego sterowania zużyciem paliwa,  
08:09:50 – cofnięcie manetek DSS do położenia „mały gaz”, TEMPOTOCZ=34.1[C],  
08:09:53 – zmniejszenie pochylenia samolotu do POCHYLENIE=-1.8[deg], rozpoczęcie zniżania,  
08:09:58 – załączenie instalacji przeciwoślodzeniowej silników UKR\_15.3=48 (POBLWNA),  
08:21:58 – zatrzymanie zniżania na wysokości WYSBAR=3824[m], VPRZ=536[km/h], TEMPOTOCZ=-3.5[deg C],  
08:23:01 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 50,  
08:23:29.5 – 08:25:33 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 12 razy nadawanie,  
08:23:44 – rozpoczęcie lotu na kursie 50,  
08:25:44 – wypuszczenie interceptorów wewnętrznych (hamulce aerodynamiczne), VPRZ=454[km/h], WYSBAR=3706[m],  
08:25:36 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 34,  
08:25:39.5 – zmniejszenie pochylenia samolotu do POCHYLENIE=-0.6[deg], rozpoczęcie dalszego zniżania, WYSBAR=3706[m],  
08:26:20 – rozpoczęcie lotu na kursie 34,  
08:27:53.5 – 08:28:10 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 2 razy nadawanie,  
08:28:29 – załączenie radiowysokościomierza dowódcy, WYSBAR=2235[m],  
08:28:32 – schowanie interceptorów wewnętrznych, VPRZ=450[km/h], WYSBAR=2176[m],  
08:28:39 – załączenie radiowysokościomierza drugiego pilota, WYSBAR=2176[m],  
08:28:44.5 – wyłączenie ciśnienia 760[mmHg] na SWS WBE dowódcy, WYSBAR=2176[m], WYSRADIO=796.9[m],  
08:29:00.5 – 08:29:42.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 5 razy nadawanie,  
08:30:07.5 – 08:30:31 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 3 razy nadawanie,  
08:30:37 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 70,  
08:30:44 – wyłączenie ręcznego sterowania zużyciem paliwa,  
08:30:56 – wypuszczenie interceptorów wewnętrznych, VPRZ=436[km/h], WYSBAR=1611[m],  
08:31:12.5 – rozpoczęcie lotu na kursie 70, TEMPOTOCZ=4.1[deg C],  
08:32:00 – 08:32:06 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 2 razy nadawanie,  
08:33:44 – 08:33:46 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,  
08:33:53.5 – zatrzymanie zniżania na wysokości WYSBAR=688[m], VPRZ=429[km/h], TEMPOTOCZ=5.3[C],  
08:33:55 – schowanie interceptorów wewnętrznych, VPRZ=429[km/h], WYSBAR=688[m],  
08:34:20 – załączenie automatu ciągu, OBRSNCS1=38.6[%], OBRSNCS2=39[%], OBRSNCS3=40[%] VPRZ=421[km/h], WYSBAR=688[m],  
08:34:53 – 08:35:29.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 5 razy nadawanie,  
08:34:56 – podwozie wypuszczone, VPRZ=378[km/h], WYSRADIO=471.9[m],  
08:34:58 – rozpoczęcie wypuszczania klap do pozycji 15[deg],  
08:34:59.5 – rozpoczęcie wypuszczania slotów, VPRZ=371[km/h],  
08:35:04.5 – kłapy wypuszczone na pozycje 15[deg],

08:35:12.5 – sloty wypuszczone,  
08:35:22 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 165,  
08:36:21 – rozpoczęcie lotu na kursie 165,  
08:36:36 – rozpoczęcie wypuszczania klap z pozycji 15[deg] do pozycji 28[deg],  
VPRZ=356[km/h],  
08:36:42 – klapy wypuszczone na pozycje 28[deg],  
08:37:04.5 – 08:37:04.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,  
08:37:23 – 08:37:25.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,  
08:37:34 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 249,  
08:38:20 – rozpoczęcie lotu na kursie 249, WYSBAR=750[m], WYSRADIO=590[m],  
VPRZ=335[km/h],  
08:38:58 – rozpoczęcie wypuszczania klap z pozycji 28[deg] do pozycji 36[deg],  
VPRZ=311[km/h],  
08:39:02 – klapy wypuszczone na pozycje 36[deg], WYSBAR=688[m],  
08:39:11.5 – wysokość WYSBAR=688[m], WYSRADIO=521.9[m],  
08:39:25 – zmiana trymowania (ciężki na nos) TRYMER od -4 do -2, od pochylenia samolotu  
POCHYLENIE=0.0[deg], KURSMAGN=260[deg], WYSRADIO=584.4[m],  
WYSBAR=688[m], pozostałość paliwa 11400[kg],  
08:39:33 – 08:39:36 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,  
08:39:34 – zmiana trymowania (ciężki na ogon) TRYMER od -2 do -9, od pochylenia samolotu  
POCHYLENIE= -4.1[deg], WYSRADIO=525[m], WYSBAR=688[m],  
08:39:10.5 – wysokość WYSBAR=688[m], WYSRADIO=525[m],  
08:39:45.5 – 08:39:46.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,  
08:39:49 – zmiana trymowania (ciężki na nos) TRYMER od -8 do -4, od pochylenia samolotu  
POCHYLENIE=0.8[deg], KURSMAGN=257[deg], WYSRADIO=453.1[m],  
WYSBAR=688[m],  
08:39:50 – 08:39:58.5 – sygnał markera radiolatarni DPRM, WYSRADIO=443.8[m],  
WYSBAR=688[m],  
08:39:54 – 08:39:55 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,  
08:39:54 – 08:40:06 – zmniejszenie mocy silników,  
08:40:06 – 08:40:12 – sygnalizacja TAWS, WYSRADIO=356.2[m],  
08:40:06 – zmiana trymowania (ciężki na ogon) TRYMER od -2 do -6, od pochylenia samolotu  
POCHYLENIE= -4.1[deg],  
08:40:11.5 – ustawienie ciśnienia 760[mmHg] na SWS WBE dowódcy, WYSRADIO=365.6[m],  
WYSBAR=562[m],  
08:40:16 – 08:40:17.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,  
08:40:19 – samolot na wysokości WYSRADIO=325[m], WYSBAR=375[m],  
TEMPOTOCZ=1.2[C],  
08:40:28 – zmiana trymowania (ciężki na ogon) TRYMER od -6 do -9, od pochylenia samolotu  
POCHYLENIE= -4.1[deg], WYSRADIO=246.9[m], WYSBAR=375[m],  
08:40:29.5 – 08:40:30 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,  
08:40:31.5 – 08:41:01.5 – sygnalizacja TAWS, WYSRADIO=218.8[m],  
08:40:33.5 – 08:40:35 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,  
08:40:44 – zmiana trymowania (ciężki na ogon) TRYMER od -9 do -13, od pochylenia samolotu  
POCHYLENIE= -3.5[deg], WYSRADIO=100[m], WYSBAR=188[m],

08:40:46 – mały przyrost mocy silników OBR SNC1 od 31.9[% rpm] do 35.2[% rpm],  
08:40:51 – sygnalizacja wysokości decyzji, WYSRADIO=65.6[m], KURSMAGN=260[deg],  
08:40:54.25 – wychylenie steru wysokości STERWYSL= -15.2[deg], ruch kolumny wolantu KOLWOLANT od -5.2[deg] do -6.6[deg],  
08:40:55 – odłączenie stabilizacji podłużnej, WYSRADIO=21.9[m],  
08:40:55.5 – 08:40:58.5 – sygnał markera radiolatarni BPRM,  
08:40:56 – odłączenie automatu ciągu i początek przesuwania dźwigni mocy WYSRADIO=12.5[m], lekki obrót wolantu w prawo OBRWOLANT= -2[deg], pozostałość paliwa 10600[kg],  
08:40:56.5 – gwałtowny ruch kolumny wolantu KOLWOLANT od -5.8[deg] do -9.2[deg], wychylenie steru wysokości STERWYSL= -24.7[deg],  
08:40:57 – ustawienie dźwigni mocy na wartości S1DSS=69[deg], S2DSS=69[deg], S3DSS=69[deg], WYSRADIO=9.4[m], obrót wolantu w lewo OBRWOLANT= 4[deg],  
08:40:57.5 – samolot na wysokości radiowej WYSRADIO=6.2[m], TEMPOTOCZ=1.8[C],  
08:40:58.5 – powrót wolantu do nieznacznie poza neutrum OBRWOLANT= -3[deg],  
08:40:59.375 – gwałtowny przyrost przeciążenia pionowego PRZECPION zmienia się od 1.38[g] do 0.88[g], WYSRADIO=6.2[m], KURSMAGN=260[deg], zderzenie z przeszkodą terenową – duża brzoza, POCHYLENIE=12.8[deg], PRZECHYL= -2.5[deg], OBR SNCS1=68.1[% rpm], OBR SNCS2=61.9[% rpm], OBR SNCS3=68.6[% rpm],  
08:40:59.5 – wychylenie lewej lotki interceptora INTLOTKAL=4[deg], początek stopniowego cofania dźwigni mocy, początek mocnego obrotu wolantu w prawo OBRWOLANT= -18[deg],  
08:41:00 – gwałtowny przyrost przeciążenia poprzecznego PRZECPOPZRZ zmienia się od 0.03[g] do -0.42[g],  
08:41:00.125 – ruch kolumny wolantu w przód, wychylenie steru wysokości STERWYSL= -1.4[deg], POCHYLENIE=15.6[deg], PRZECHYL= -21.3[deg],  
08:41:00.5 – odłączenie stabilizacji poprzecznej, WYSRADIO=6.2[m], KURSMAGN=254[deg], maksymalny obrót wolantu w prawo OBRWOLANT= -72[deg],  
08:41:01 – osiągnięcie maksymalnego pochylenia w tej fazie lotu POCHYLENIE=20[deg], przechylenie PRZECHYL= -38.8[deg],  
08:41:01.5 – silniki osiągają maksymalną moc dla tej fazy OBR SNCS1=84.8[% rpm], OBR SNCS2=82.6[% rpm], OBR SNCS3=83.8[% rpm], KURSMAGN=251[deg],  
08:41:02.5 – zmniejszanie przeciążenia pionowego PRZECPION=0.84[g], KURSMAGN=246[deg], PEDALYL=-17[deg],  
08:41:02.5 – zmiana sygnału WYPPODW, KURSMAGN=239[deg], obrót wolantu w kierunku neutrum do wartości OBRWOLANT= -7[deg],  
08:41:03 – obrót wolantu w prawo OBRWOLANT= -27[deg],  
08:41:03.125 – rejestrowane jest minimalne przeciążenie pionowe (odciążenie) PRZECPION=0.32[g],  
08:41:03.5 – obrót wolantu w kierunku neutrum do wartości OBRWOLANT= -10[deg], rejestrowane jest wychylenie steru wysokości STERWYSL=29.7[deg] prawdopodobne oderwanie steru wysokości,  
08:41:04 – koniec zapisu MSRP/ATM-QAR.

## 9. Użytkowanie statku powietrznego przez pilota w locie, podczas którego zaistniało zdarzenie lotnicze.

Analizy dokonano na podstawie zapisu rejestratora parametrów lotu ATM-QAR, w porównaniu z ograniczeniami eksploatacyjnymi zawartymi w INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE SAMOLOTU TU-154M oraz innych dokumentów. Do wykonania analizy wykorzystano oprogramowanie FDS (Flight Data Service), wersji 6 oraz wersji 8 firmy ATM (Advanced Technology Manufacturing). Za pomocą reguł AFPA (Automatic Flight Parameters Analysis) wymienionych poniżej wykonano automatyczną analizę parametrów lotu samolotu pod względem przekroczeń eksploatacyjnych oraz przekroczeń warunków technicznych. Analizie poddano parametry zarejestrowane przez rejestrator od momentu uruchomienia silników tj. godz. 7:12:00 do godz. 8:41:04 czasu ATM-QAR.

Jako podstawę wykonania analizy uwzględniono następujące ograniczenia statku powietrznego zawarte w „Ту-154М РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ Книга 1, 2”, (Tu-154M Instrukcja użytkowania w locie Część 1, 2) wydanej wraz z samolotem po ostatnim remoncie:

### 1. Dopuszczalne wyważenie samolotu.

- a. maksymalne dopuszczalne przednie wyważenie przy starcie, podwozie wypuszczone – 21 % SCA.
- b. maksymalne dopuszczalne przednie wyważenie przy lądowaniu, podwozie wypuszczone – 18 % SCA.
- c. maksymalne dopuszczalne tylne wyważenie (podwozie schowane):
  - (a) przy starcie, w locie i przy lądowaniu – 32 % SCA
  - (b) przy masie startowej do 80 t, poziomie lotu nie większym niż 330, pracy automatycznego układu sterowania tylko w zakresie ręcznego sterowania, w przypadkach braku ładunku handlowego lub jego wielkość jest niedostateczna do uzyskania wyważenia w locie nie większego od 32 % SCA, zezwala się – 40 % SCA.

### UWAGA!

Wyważenie, przy którym samolot przewróci się na ogon podczas postoju na ziemi wynosi – 52.5 % SCA. Do wykonania analiz wyważenie samolotu Tu-154M nr 101 przed startem w dniu 10.04.2010 r. przyjęto poniżej 32 % SCA.

### 2. Ograniczenia prędkości i liczby Macha.

Wszystkie prędkości podane poniżej są prędkościami przyrządowymi poprawionymi.

Ze względu na to, że przy zasilaniu prędkościomierzy z głównej instalacji statycznej, sumaryczne wartości poprawek (aerodynamicznych i przyrządowych) są niewielkie, dlatego poprawione prędkości przyjęto, jako przyrządowe.

W nawiasach podano numery procedur AFPA zastosowanych podczas analizy parametrów lotu.

- a. maksymalne prędkości i liczby Macha lotu.

maksymalna eksploatacyjna prędkość  $V_{\max \text{ eksp.}}$  i liczba  $Ma_{\max \text{ eksp.}}$ :

z wyważeniem 32 % SCA i poniżej:

- na wysokościach od ziemi do 7000 m – 600 km/h. (AL 01A<sup>9</sup>)

<sup>9</sup> Nazwa odpowiedniej reguły AFPA oprogramowania FDS.

- na wysokościach od 7000 m i wyżej – 575 km/h,  $Ma=0,86$ . (AL 02A), (AL 03A)
- b. maksymalna prędkość dopuszczalna  $V_{max}$  i liczba  $Ma_{max}$ :
  - na wysokościach od ziemi do 7000 m – 650 km/h. (AL 04A)
  - na wysokościach od 7000 m i do 10300 m – 625 km/h (AL 04A)
- c. maksymalna prędkość lotu z klapami, wychylonymi o kąty:
  - $15^\circ$  – 420 km/h; (AL 05A)
  - $28^\circ$  – 360 km/h; (AL 06A)
  - $36^\circ$  – 330 km/h; (AL 07A)
  - $45^\circ$  – 300 km/h; (AL 08A) Podczas chowania klap z 15 do 0 zezwala się zwiększyć prędkość do 430 km/h (AL. 09A).
- d. maksymalna prędkość lotu przy wypuszczaniu i chowaniu podwozia
  - w normalnych warunkach – 400 km/h; (AL 10A)
- e. maksymalna prędkość lotu przy odchylonych interceptorach:
  - środkowych (przerywaczy) – w przedziałach wartości  $V_{max\ eksp.}$ ,  $Ma_{max\ eksp.}$  (AL 11A), (AL 12A)
- f. maksymalna prędkość lotu ze statecznikiem poziomym ustalonym w położeniu różnym od przelotowego - 450 km/h. (AL 13A)
- g. maksymalna prędkość lotu przy przestawianiu stabilizatora (statecznika poziomego) – 425 km/h. (AL 14A).
- h. maksymalna prędkość lotu przy wypuszczonych slotach – 425 km/h. (AL 15A)

Przy chowaniu slotów zezwala się zwiększyć prędkość przyrządową i osiągnięcie jej do momentu pełnego schowania – 450 km/h.

- i. maksymalna prędkość lotu przy wypuszczonych reflektorach – 400 km/h.
- j. maksymalna prędkość na pasie startowym:
  - podniesienia przedniego podwozia – 315 km/h. (AL 16A)
  - oderwania głównego podwozia od pasa – 325 km/h. (AL 17A)
  - przyziemienia głównym podwoziem – 280 km/h. (AL 18A – w regule  $v_p=310$  dla kół KT-141E z oponami 930x305)
  - przyziemienia przednim podwoziem – 270 km/h
- k. minimalna prędkość lotu.

Dla samolotu w zależności od jego masy i położenia mechanizacji określono:

- prędkość oderwania – dla wagi samolotu około 86 t prędkość oderwania (zgodnie z rysunkiem 7.8.1 Instrukcji użytkownika w locie) wynosi około 217 km/h. Prędkość odczytana z rejestratora w dniu 10.04.2010 wynosiła 277 km/h, w dniu 09.04.2010 r. wynosiła 274 km/h.
- prędkość zadziałania sygnalizatora automatu kątów natarcia i przeciążeń AUASP (AL 19A)

### 3. Konfiguracja samolotu według etapów lotu

- a. Do startu:
  - klapy wypuszczone na kąt  $15^\circ$  lub  $28^\circ$ ;
  - sloty wychylone;
  - statecznik poziomy (stabilizator) w uzgodnionym położeniu;
  - interceptory schowane;
  - podwozie wypuszczone.



- b. Podczas wznoszenia, lotu poziomego i podczas zniżania:
- klapy schowane;
  - sloty schowane;
  - statecznik poziomy (stabilizator) w położeniu przelotowym (0°);
  - interceptory schowane (podczas zniżania w razie potrzeby wypuszczają się środkowe interceptory);
  - podwozie schowane.
- c. Do lądowania:
- klapy wychylone o kąt 45° lub 36°;
  - sloty wypuszczone;
  - statecznik poziomy (stabilizator) w położeniu zgodnym z tabelą 1;
  - środkowe i wewnętrzne interceptory wychylają się automatycznie po przyziemieniu;
  - podwozie wypuszczone.

**Tabela 11 Położenie statecznika poziomego (stabilizatora) i mechanizacji skrzydła podczas etapów lotu**

Konfiguracja samolotu	Kąt wychylenia klap [°]	Położenie slotów	Wyważenie samolotu, % Ś.C.A.		
			Mniej 24	24 – 32	Powyżej 32
			Położenie nastawnika stabilizatora		
			„P” zielone światło	„S” czarne światło	„Z” żółte światło
Zgodne położenie stabilizatora [°]					
Do lotu (AL 20)	0	Schowane	0	0	0
Do startu	15, 28	Wypuszczone	3	1,5	0
Do lądowania	36, 45	Wypuszczone	5,5	3	0

#### 4. Dopuszczalne przeciążenia

- a. Maksymalne przeciążenie przy wykonywaniu manewru dla wszystkich mas samolotu:
- ze schowaną mechanizacją do startu i lądowania – 1,8; (AL 20A)
  - z wypuszczoną mechanizacją do startu i lądowania – 1,6. (AL 21A)
- b. Minimalne przeciążenie przy wykonywaniu manewru dla wszystkich mas samolotu:
- ze schowaną mechanizacją do startu i lądowania – 0,5; (AL 22A)
  - z wypuszczoną mechanizacją do startu i lądowania – 0,2. (AL 23A)

#### 5. Dopuszczalne kąty przechylenia

- a. Dopuszczalne kąty przechylenia podczas manewru:
- na wysokościach 250 m i poniżej lub przy prędkościach mniejszych od 340 km/h podczas wznoszenia i mniejszych od 280 km/h podczas lądowania - ±15°; (AL 24A), (AL 25A),
  - we wszystkich pozostałych przypadkach - ±30°; (AL 26A)
- b. Osiągnięcie przez samolot dopuszczalnych kątów przechylenia:
- podczas wznoszenia i lądowania na wyżej wymienionych prędkościach i wysokościach – 15°
  - we wszystkich pozostałych przypadkach – 30°

- sygnalizuje się zapaleniem żółtych świateł sygnalizacyjnych na tabliczce „DUŻE PRAWE PRZECH.” i „DUŻE LEWE PRZECH.” (AL 27A)

6. Inne ograniczenia:

- a. Instr. uż. w locie 4.2.2.2 (10) - W czasie chowania klap samolot rozpędzać do prędkości nie mniejszej niż 410 km/h. (AL 28A)
- b. Instr. uż. w locie 4.2.2.2 (4) - W czasie wznoszenia z klapami 28 chowanie ich przeprowadzać w dwóch etapach:
  - do prędkości nie mniejszej niż 330 km/h z 28 do 15 (AL 29A);
  - do prędkości nie mniejszej niż 360 km/h z 15 do 0 (AL 30A);
- c. Zgodnie z Doc. 4444 pkt. 4.6.3 – Podczas lotu na wysokości poniżej 100 FL (3050 m) zabrania się przekraczać prędkość 460 km/h (250 kt) (AL 31A);
- d. Instr. uż. w locie 4.7.1 (4) – Podczas lądowania na wysokości 6-4 m zmniejszyć zakres pracy silników do małego gazu i rozpocząć wyrównywanie. (AL 32A, AL 33A, AL 34A).
- e. Instr. uż. w locie 4.1.2(6) – zabrania się kołowania z wypuszczoną mechanizacją skrzydeł, za wyjątkiem kołowania na pas z pozycji oczekiwania przed drogą startową i dokołowania na stoisko postojowe po wykonaniu lądowania w warunkach oblodzenia, na drodze startowej pokrytej śniegiem lub błotem. (AL 35A)
- f. Podczas sygnalizacji oblodzenia płatowca nie włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej
  - nadajnika ciśnień powietrznych PPD (AL 36A);
  - wlotów silników WNA (AL 37A);
  - płatowca (AL 38A);

7. Ograniczenia zespołu napędowego:

- a. Maksymalne dopuszczalne obroty wirnika sprężarki niskiego ciśnienia silnika nr 1, 2, 3 – 95,0 % (AT 01), (AT 02), (AT 03);
- b. Maksymalna temperatura gazów (550 °C) za turbiną silnika 1, 2, 3 podczas rozruchu – (AL 38A), (AL 39A), (AL 40A);
- c. Wibracja silnika 1, 2, 3 mierzona na podporach – powyżej 55% (AT 04), (AT 05), (AT 06);
- d. Temperatura gazów za turbiną silnika 1, 3 na zakresie max. ciągu ujemnego – wg tabeli poniżej (AL 41A), (AL 42A);

T <sub>ot</sub> °C	-60	-50	-40	-30	-20	-10	0	10	20	30	40	50
T <sub>za turb.</sub> °C	395	418	440	464	487	511	535	558	582	606	620	628

- e. Czas nieprzerwanej pracy silnika 1, 3 na zakresie maksymalnego ciągu ujemnego powyżej 1 min. (AL 43A), (AL 44A);
- f. Wibracja turbiny niskiego ciśnienia TNC silnika 1, 2, 3 – powyżej 65% (AT 10), (AT 12), (AT 14);
- g. Wibracja turbiny wysokiego ciśnienia TWC silnika 1, 2, 3 – powyżej 65% (AT 11), (AT 13), (AT 15);
- h. Wartość drugiej harmonicznej 2N2 wibracji turbiny wysokiego ciśnienia TWC silnika 1, 2, 3 – powyżej 25% (AT 07), (AT 08), (AT 09);

8. Lista reguł AFPA, za pomocą których dokonano analizy.

**Tabela 12 Lista reguł dla Analizy AFPA C5-1**

Lp.	Reguła	Opis
1.	AL01A	Predkosc>600 na wysokosci<=7000m
2.	AL02A	Predkosc>575 na wysokosci>7000m
3.	AL03A	Przekroczenie liczby Macha
4.	AL04A	Przekroczenie prędkości maks. poduszc.
5.	AL05A	Predkosc>420 przy klapach wych. na 15
6.	AL06A	Predkosc>360 przy klapach wych. na 28
7.	AL07A	Predkosc>330 przy klapach wych. na 36
8.	AL08A	Predkosc>300 przy klapach wych. na 45
9.	AL09A	Schowanie klap przy V<430 km/h
10.	AL10A	V>400 km/h podczas chowania(wyp) podw
11.	AL11A	Predkosc>600, wyp. przerywacze, H<=7000
12.	AL12A	Predkosc>575, wyp. przerywacze, H>7000
13.	AL13A	Statecznik nie w położeniu przelotowym
14.	AL14A	Predkosc>425 podczas przest. stat. poz.
15.	AL15A	Wyp. sloty przy zbyt dużej prędkości
16.	AL19A	Sygnalizacja AUASP
17.	AL20A	Przeciążenie pion >1.8 bez mech skrz
18.	AL21A	Przeciążenie pionowe >1.6 z mech skrz
19.	AL22A	Przeciążenie pion <0,5 bez mech skrz
20.	AL23A	Przeciążenie pionowe <0.2 z mech skrz
21.	AL24A	Przechylenie >15 podczas lądowania
22.	AL25A	Przechylenie>15 na wysokosci<=250 m
23.	AL26A	Przechylenie >30
24.	AL27A	Sygnalizacja DUZE PRZECHYLENIE
25.	AL29A	Chowanie klap z 28 ponizej V<330 km/h
26.	AL30A	Chowanie klap z 15 ponizej V<360 km/h
27.	AL31A	Lot z V>460 km/h ponizej FL100 wg ICAO
28.	AL32A	Silnik 1 nie na malym gazie przed lad.
29.	AL33A	Silnik 2 nie na malym gazie przed lad.
30.	AL34A	Silnik 3 nie na malym gazie przed lad.
31.	AL35A	Kołowanie z wypuszczona mechanizacja
32.	AL36A	Podczas obl. nie wlacz. inst. pobl.PPD
33.	AL37A	Podczas obl. nie wlacz. inst. pobl.WNA
34.	AL38A	Podczas obl. nie wlacz. inst. pobl.plat
35.	AL16A	Prędkość oderwania podw.przedn.>315
36.	AL17A	Prędkość oderwania >325 km/h
37.	AL18A	Prędkość przyziemienia >310 km/h
38.	AL38A	Temp .podczas rozruchu s-ka nr 1 > 550
39.	AL39A	Temp. podczas rozruchu s-ka nr 2 > 550

**Tabela 13 Lista reguł dla Analizy AFPA C5-2**

Lp.	Reguła	Opis
1.	AL40A	Temp. podczas rozruchu s-ka nr 3 > 550
2.	AL41A	Temp. gazów s-ka nr 1 na rewersie > 558
3.	AL42A	Temp. gazów s-ka nr 3 na rewersie > 558
4.	AL43A	Praca s-ka nr 1 na rewersie >60s
5.	AL44A	Praca s-ka nr 3 na rewersie > 60s
6.	AL45A	Sygnalizacja DUZA PREDKOSC

**Tabela 14 Lista reguł dla Analizy AFPA C5-3**

Lp.	Reguła	Opis
1.	AT01	Za wysokie obroty SNC S1
2.	AT02	Za wysokie obroty SNC S2
3.	AT03	Za wysokie obroty SNC S3
4.	AT04	Duża wibracja S1 >55%
5.	AT05	Duża wibracja S2 >55%
6.	AT06	Duża wibracja S3 >55%
7.	AT07	Wibracja 2N2 S1 >25%
8.	AT08	Wibracja 2N2 S2 >25%
9.	AT09	Wibracja 2N2 S3 >25%
10.	AT10	Wysoka wibr. TNC S1 - W1N1 >65%
11.	AT11	Wysoka wibr. TWC S1 - W1N2 >65%
12.	AT12	Wysoka wibr. TNC S2 - W2N1 >65%
13.	AT13	Wysoka wibr. TWC S2 - W2N2 >65%
14.	AT14	Wysoka wibr. TNC S3 - W3N1 >65%
15.	AT15	Wysoka wibr. TWC S3 - W3N2 >65%
16.	AT16	Sygnalizacja POZAR WSU/PRZEDZ. OGONOWY
17.	AT17	Sygnalizacja PODWYZSZONA WIBRACJA
18.	AT18	Sygnalizacja SPADEK CISNIENIA OLEJU
19.	AT19	Sygnalizacja OPILKI
20.	AT18	Sygnalizacja SPADEK CISNIENIA OLEJU
21.	AT19	Sygnalizacja OPILKI
22.	AT20	Sygnalizacja NIEBEZP. TEMP. SILNIKA
23.	AT21	Sygnalizacja NIESPRAWNY SILNIK NR 1
24.	AT22	Sygnalizacja NIESPRAWNY SILNIK NR 2
25.	AT23	Sygnalizacja NIESPRAWNY SILNIK NR 3
26.	AT24	Sygnalizacja POZAR SILNIKA
27.	AT25	Sygnalizacja POZOSTALOSC PALIWA 2500
28.	AT26	Sygnalizacja USTERKA MGW NR 1
29.	AT27	Sygnalizacja NIESPR. GENERATORA NR 1
30.	AT28	Sygnalizacja NIESPR. GENERATORA NR 2
31.	AT29	Sygnalizacja NIESPR. GENERATORA NR 3
32.	AT30	Syg. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA

33.	AT31	Sygnalizacja AWARIA I.HYDR.2
34.	AT32	Sygnalizacja AWARIA I.HYDR.3
35.	AT33	Sygnalizacja DYM W BAGAZNIKACH
36.	AT34	Sygnalizacja BRAK KONTROLI AG
37.	AT35	Sygnalizacja NIESPR. SZT. HORYZONT PRAW
38.	AT36	Sygnalizacja NIESPR. SZT. HORYZONT LEWY
39.	AT37	Sygnalizacja NIESPRAWNOSC RW5 NR 1
40.	AT38	Sygnalizacja NIESPRAWNOSC RW5 NR 2
41.	AT40	Zakłócenie zapisu

Analiza użytkowania i funkcjonowania samolotu w locie, podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze

Wyniki analizy AFPA przeprowadzone na danych z lotu w dniu 10.04.2010 r., podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze, od momentu uruchomienia silników przed lotem do momentu wypadku:

AFPA C5-1			
Lp.	Nr procedury	Opis procedury	Czas trwania oraz wartości parametrów dodatkowych
1.	AL35A	Kołowanie z wypuszczona mechanizacja Rys. 34	Czas trwania: 07:23:04 - 07:23:07 POZKLAP: 4 WYPSLOTOW: 1
2.	AL35A	Kołowanie z wypuszczona mechanizacja Rys. 34	Czas trwania: 07:24:53 - 07:25:17 POZKLAP: 28 WYPSLOTOW: 1
3.	AL29A	Chowanie klap z 28 poniżej $V_p < 330$ km/h Rys. 34	Czas trwania: 07:27:29 - 07:27:30 VPRZ: 327 POZKLAP: 27
4.	AL09A	Schowanie klap przy $V_p < 410$ km/h Rys. 34	Czas trwania: 07:27:45 - 07:27:46 POZKLAP: 0 VPRZ: 389
5.	AL31A	Lot z $V > 460$ km/h poniżej FL100 /wg ICAO/ Rys. 35	Czas trwania: 07:29:12 - 07:30:53 VPRZ: 493 WYSBAR: 3000 WYSRADIO: 796.9



08:40:59.375 – uderzenie w drzewo			
6.	AL19A	Sygnalizacja AUASP	Czas trwania: 08:41:00 - 08:41:01 SYGNAUASP: 1
7.	AL24A	Przechylenie>15 podczas lądowania	Czas trwania: 08:41:00 - 08:41:03 PKPPRZECH: -65.2 WYSRADIO: 15.6 PRZECHYL: -63.8 DUZEPRZECH: 1
8.	AL25A	Przechylenie>15 na wysokości<=250m	Czas trwania: 08:41:00 - 08:41:03 PKPPRZECH: -65.2 WYSRADIO: 15.6 PRZECHYL: -63.8 DUZEPRZECH: 1
9.	AL26A	Przechylenie>30	Czas trwania: 08:41:01 - 08:41:03 PKPPRZECH: -65.2 WYSRADIO: 15.6 WYSBAR: 188 PRZECHYL: -63.8 DUZEPRZECH: 1
10.	AL27A	Sygnalizacja DUZE PRZECHYLENIE	Czas trwania: 08:41:00 - 08:41:03 PRZECHYL: -16.9 PKPPRZECH: 22.0 WYSRADIO: 6.2 WYSBAR: 188 DUZEPRZECH: 1
11.	AL23A	Przeciążenie pionowe <0.2 z mechanizacją skrzydeł	Czas trwania: 08:41:04 - 00:00:29 PRZECPION: 0.47 POZKLAP: 36 INTERCSR: 0 INTERCWEW: 0 WYPSLOTOW: 1
AFPA C5-2 Brak sygnalizacji przekroczeń			
AFPA C5-3			

Lp.	Nr procedury	Opis procedury	Czas trwania oraz wartości parametrów dodatkowych
12.	AT30	Syg. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA Rys. 38	Czas trwania: 08:40:06 - 08:40:11 VPRZ: 306 WYSBAR: 562 WYSRADIO: 356.2 PH1VZBLIZ: 1
13.	AT30	Syg. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA Rys. 38	Czas trwania: 08:40:31 - 08:41:01 VPRZ: 288 WYSBAR: 375 WYSRADIO: 218.8 PH1VZBLIZ: 1
08:40:59.375 – uderzenie w drzewo			
14.	AT30	Syg. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA	Czas trwania: 08:41:02 - 23:04:11 VPRZ: 263 WYSBAR: 188 WYSRADIO: 37.5 PH1VZBLIZ: 1
15.	AT37	Sygnalizacja NIESPRAWNOSC RW5 NR 1	Czas trwania: 08:41:02 - 23:04:11 WYSRADIO: 18.8 WYSBAR: 188 SPRRW5NR1: 0 SPRRW5NR2: 1

Przekroczenia zawarte w punktach 6-11 oraz 14-15 (kolor szary w tabeli powyżej) nastąpiły po rozpoczęciu procesu niszczenia po zderzeniu się samolotu z drzewem o średnicy około 30-40 cm. Szczegóły zostały opisane w oddzielnym załączniku.

Konfigurację samolotu podczas startu oraz podczas lądowania przedstawiono na Rys. 36 oraz

Rys. 37. Z poniższych wykresów wynika, że samolot bezpośrednio przed startem o godz. 07:26:27 był w następującej konfiguracji:

- Klapy wychylone na kąt 28 stopni;
- Podwozie – wypuszczone;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt minus 1.7 stopnia;
- Sloty – wypuszczone;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;
- Interceptory środkowe – schowane.

O godz. 07:27:58 samolot podczas wznoszenia osiągnął konfigurację właściwą dla faz lotu

wznoszenie oraz lot:

- Klapy wychylone na kąt 0 stopni (schowane);
- Podwozie – schowane;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt 0 stopni;
- Sloty – schowane;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;
- Interceptory środkowe – schowane.

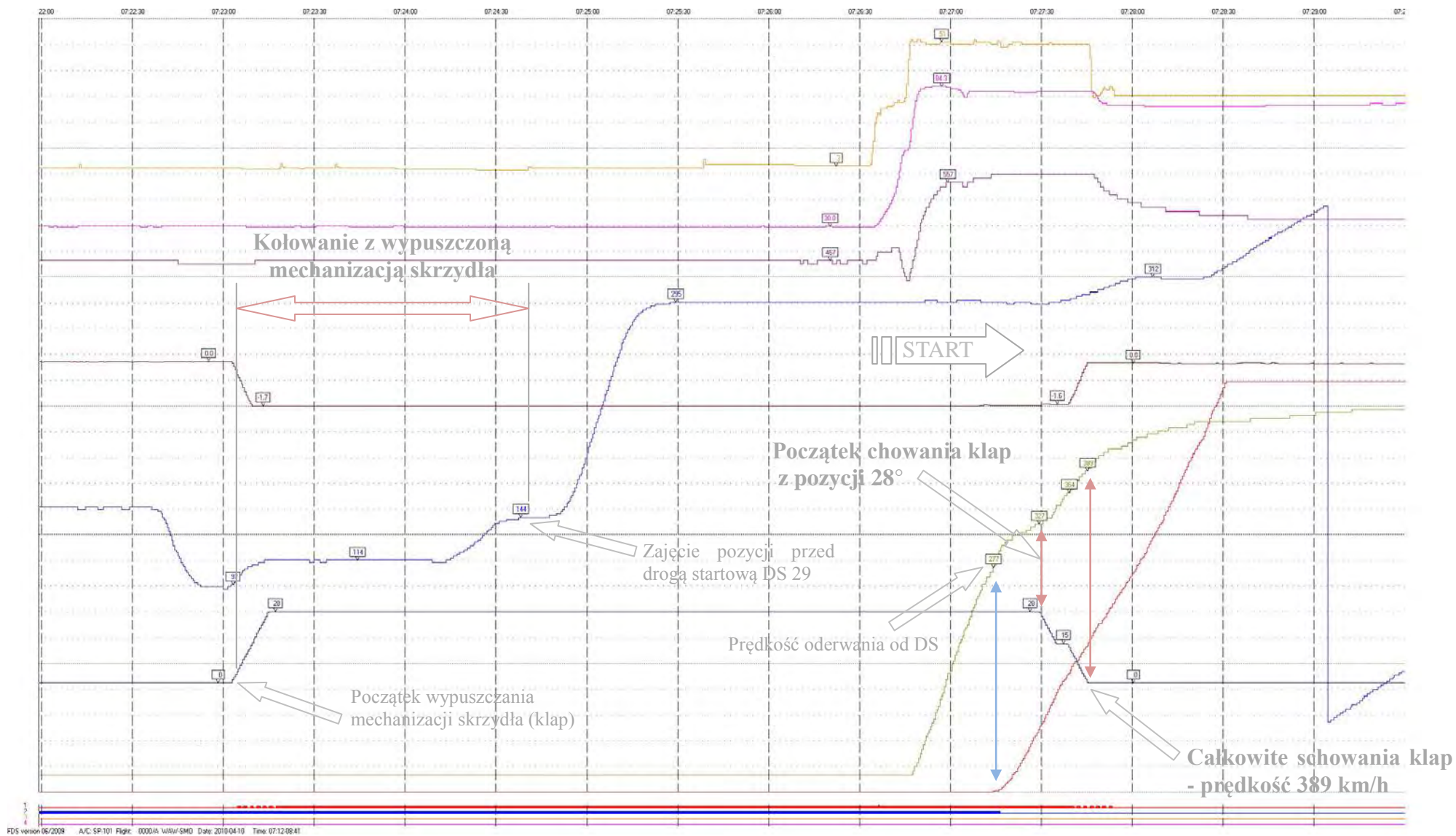
O godz. 08:39:11 samolot podczas zniżania na wysokości radiowej  $H_R=518$  m osiągnął konfigurację właściwą dla fazy lotu lądowanie:

- Klapy wychylone na kąt 36 stopni;
- Podwozie – wypuszczone;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt minus 3.1 stopnia;
- Sloty – wypuszczone;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;
- Interceptory środkowe – schowane.

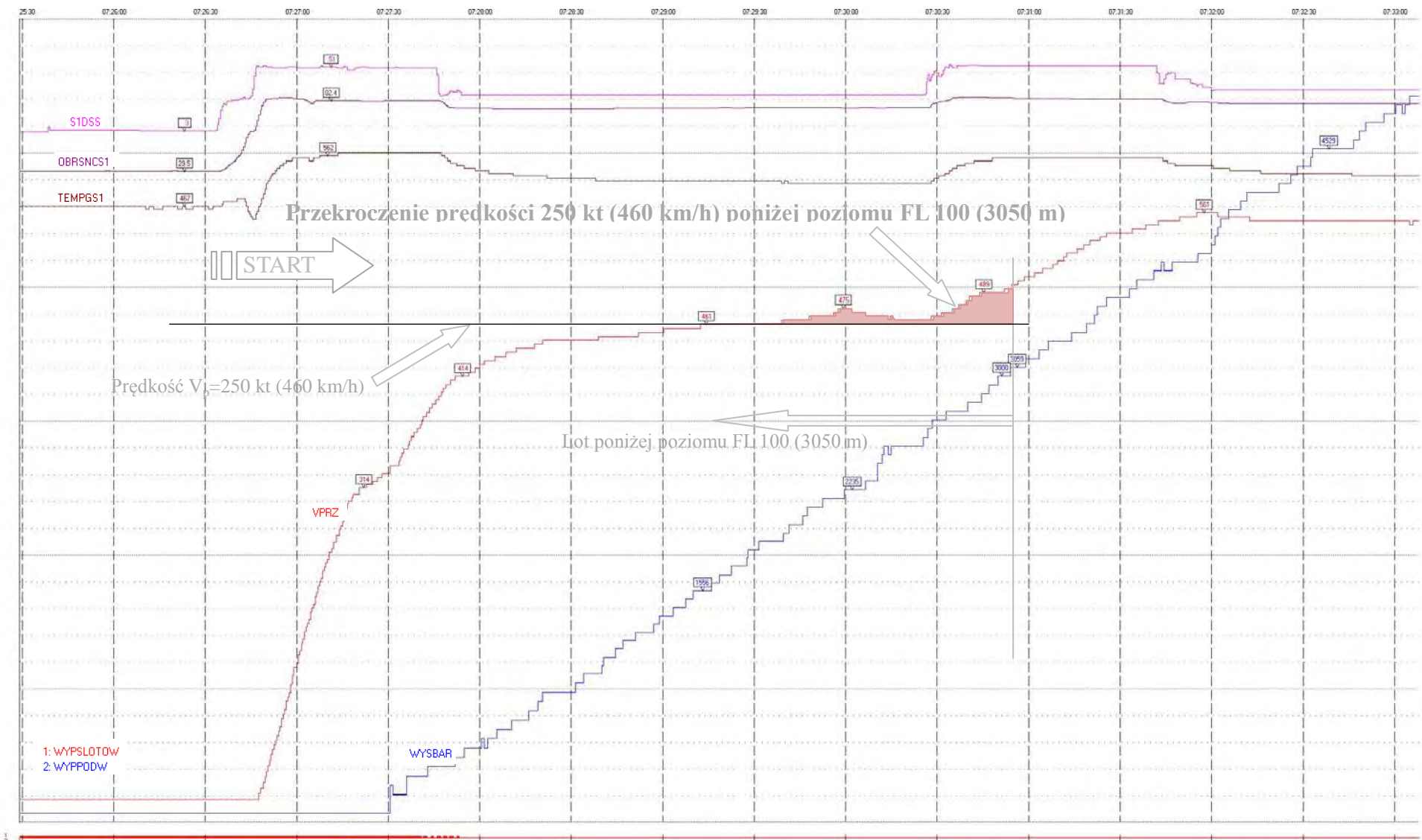
Samolot we wszystkich fazach lotu posiadał konfigurację zgodnie z Instrukcją użytkownika w locie samolotu Tu-154M.

Na podstawie zapisu rejestratora rozmów w kabinie MARS-BM określono, że wypuszczenie reflektorów nastąpiło podczas realizacji karty do lądowania o godz. 8:39:23 przy prędkości samolotu 303 km/h – zgodnie z warunkami technicznymi.

Wszystkie wymienione w punktach 1-5 oraz 12,13 przekroczenia nie były spowodowane niewłaściwym funkcjonowaniem statku powietrznego, lecz wynikały z niewłaściwego użytkownika samolotu przez załogę. Szczegóły opisane są w załączniku pilotażowym. Podczas analizy nie stwierdzono sygnalizacji stanów awaryjnych systemów oraz niesprawności przyrządów. Charakter przebiegu wszystkich parametrów nie wskazuje na niewłaściwe funkcjonowanie agregatów, systemów oraz urządzeń na samolocie podczas całego lotu do momentu zderzenia się samolotu lewym skrzydłem z drzewem o średnicy ok. 30-40 cm.

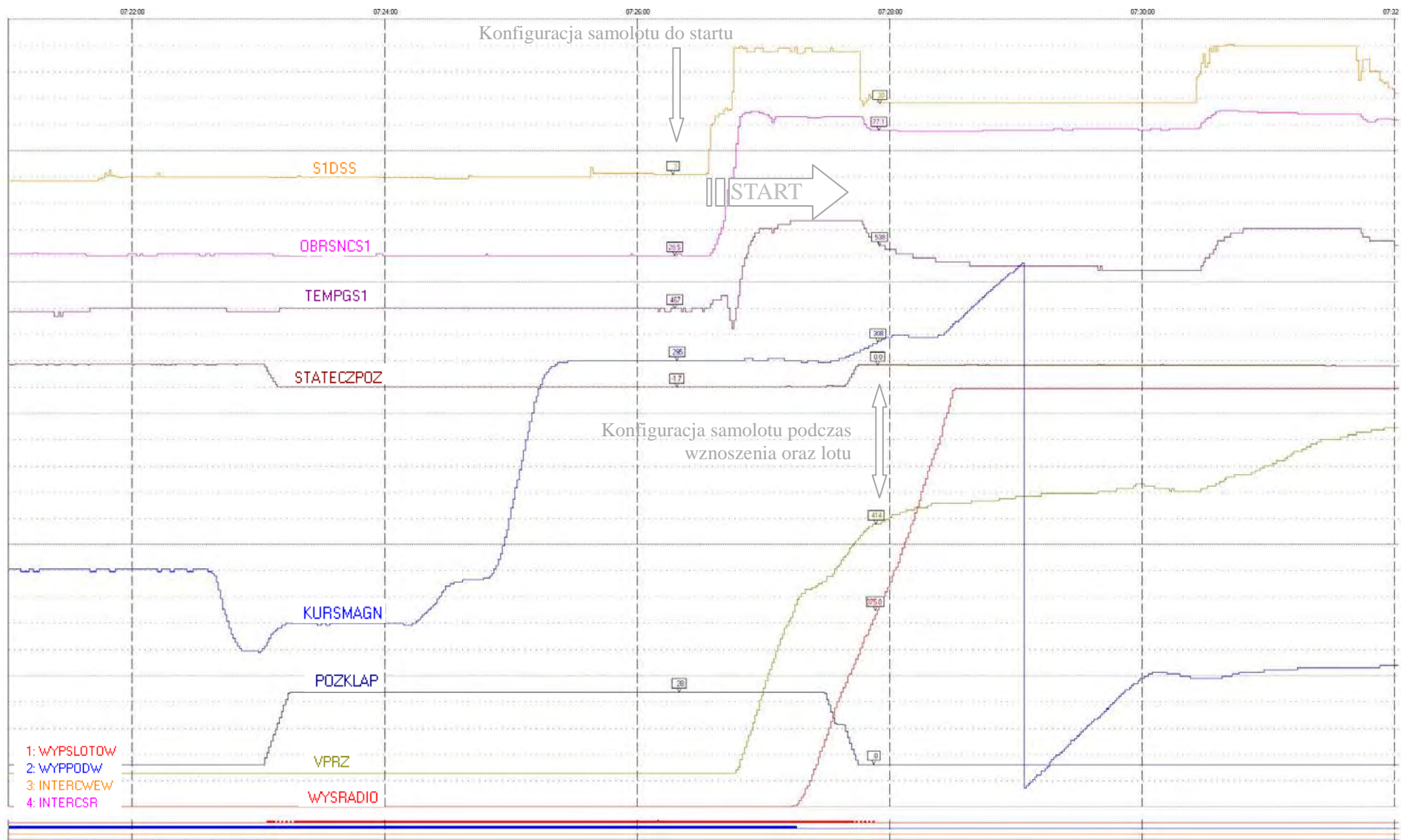


Rys. 34 Wybrane parametry fazy kołowania oraz startu.

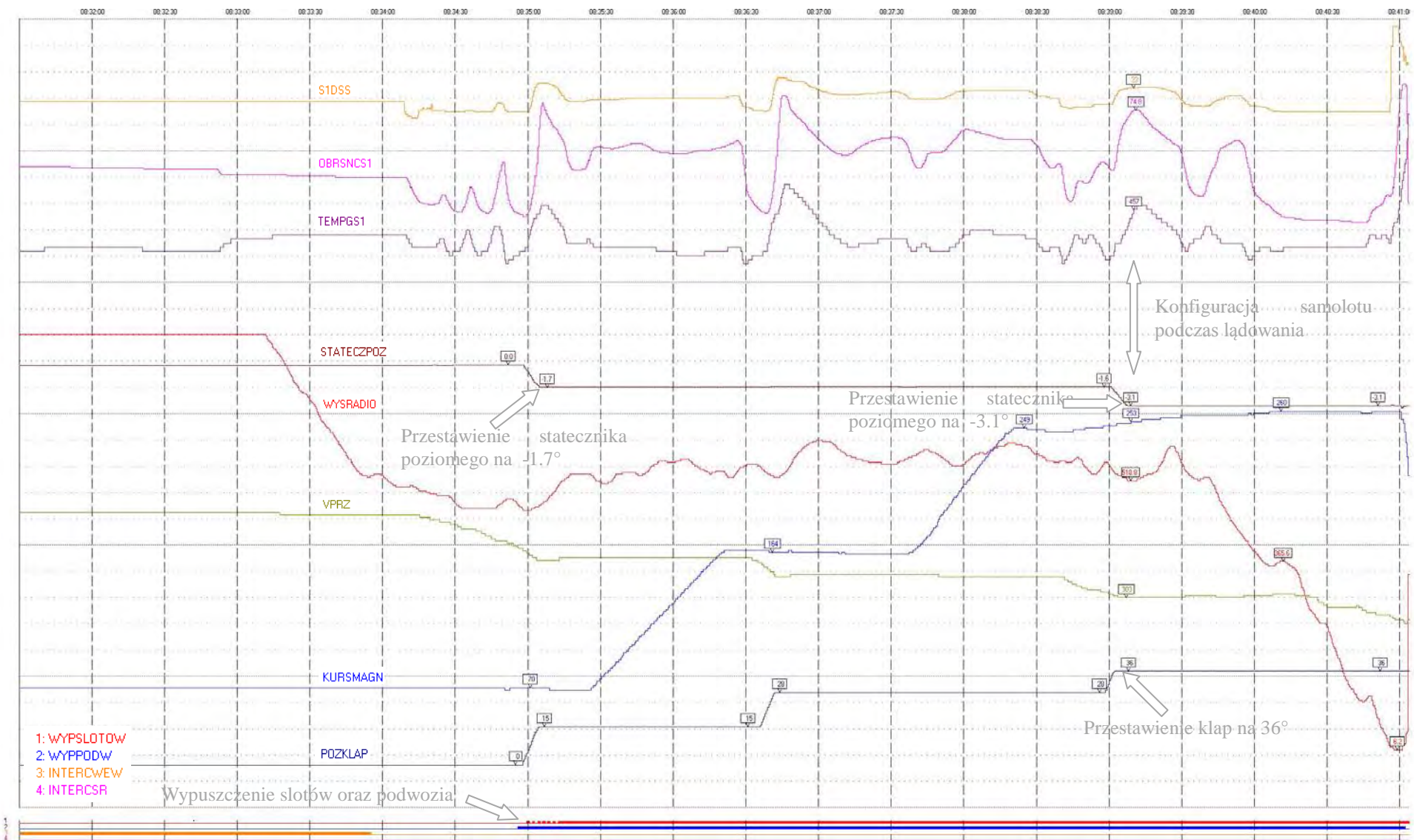


Rys. 35 Przekroczenie prędkości 250 kt (460 km/h) podczas lotu poniżej poziomu FL 100 (3050 m)



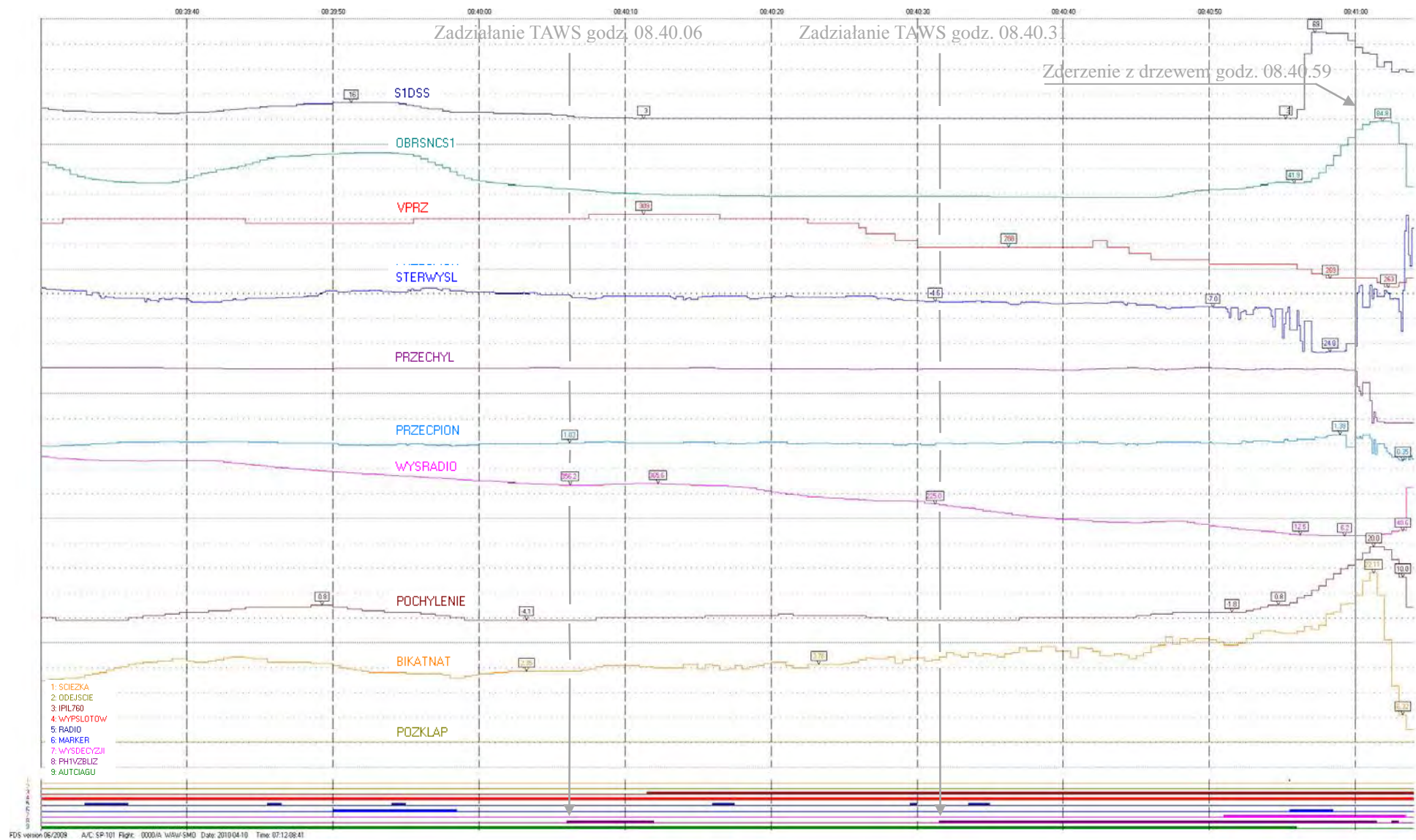


Rys. 36 Konfiguracja samolotu podczas startu, podczas wznoszenia oraz lotu.



Rys. 37 Konfiguracja samolotu podczas lądowania.





Rys. 38 Zadziałanie sygnału TAWS (parametr PH1/VZBLIZ).

#### Wnioski:

1. Podczas całego lotu w dniu 10.04.2010 r. do chwili zderzenia samolotu z drzewem o średnicy 30-40 cm nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności żadnego systemu, urządzenia lub elementu samolotu monitorowanego przez system MSRP oraz ATM-QAR.
2. Podczas lotu wystąpiły następujące przekroczenia w użytkowaniu samolotu przez załogę podczas pilotowania:
  - a. Kołowanie z wypuszczoną mechanizacją skrzydła (czas trwania ok. 1 min 35 s);
  - b. Chowanie klap z pozycji  $28^\circ$  poniżej prędkości przyrządowej  $V_p < 330$  km/h ( $V_p = 317$  km/h);
  - c. Całkowite schowanie klap zaskrzydłowych przy prędkości przyrządowej poniżej  $V_p < 410$  km/h ( $V_p = 389$  km/h);
  - d. Lot z prędkością przyrządową powyżej  $V_p > 250$ kt (460 km/h) na wysokości mniejszej FL100 (3050 m);
  - e. Dwukrotne wystąpienie sygnału niebezpiecznego zbliżania się samolotu do ziemi wygenerowane przez urządzenie TAWS.
3. Przekroczenia wymienione w punkcie 2 ppkt. a-d nie miały wpływu ani związku przyczynowego z zaistnieniem wypadku (szczegółowy opis w części pilotażowej).
4. Przekroczenia wymienione w punkcie 2 e zostały potwierdzone podczas analizy urządzenia TAWS.

## 10. Użytkowania samolotu w locie poprzedzającym lot, podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze.

Wyniki analiz AFPA przeprowadzone na locie poprzedzającym lot, podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze (Lot z Pragi do Warszawy, start godz. 23:37 dnia 08.04.2010 r. – lądowanie godz. 00:30 dnia 09.04.2010 r.):

AFPA C5-1			
Lp.	Nr procedury	Opis procedury	Czas trwania oraz wartości parametrów dodatkowych
1.	AL35A	Kołowanie z wypuszczoną mechanizacją Rys. 39	Czas trwania: 23:36:13 - 23:36:47 POZKLAP: 28 WYPSLOTOW: 1
2.	AL29A	Chowanie klap z 28 poniżej V<330 km/h Rys. 39	Czas trwania: 23:37:45 - 23:37:51 VPRZ: 320 POZKLAP: 27
3.	AL09A	Schowanie klap przy V<410 km/h Rys. 39	Czas trwania: 23:38:05 - 23:38:09 POZKLAP: 0 VPRZ: 389
4.	AL31A	Lot z V>460 km/h poniżej FL100 /wg ICAO/ Rys. 41	Czas trwania: 23:38:26 - 23:40:33 VPRZ: 482 WYSBAR: 875 WYSRADIO: 546.9
5.	AL31A	Lot z V>460 km/h poniżej FL100 /wg ICAO/ Rys. 41	Czas trwania: 23.40.39 - 23.41.44 VPRZ: 482 WYSBAR: 2471 WYSRADIO: 796.9
6.	AL31A	Lot z V>460 km/h poniżej FL100 /wg ICAO/ Rys. 42	Czas trwania: 00:17:44 - 00:22:05 VPRZ: 554 WYSBAR: 1444 WYSRADIO: 796.9
AFPA C5-2 + nie odnotowano przekroczeń			



AFPA C5-3			
Lp.	Nr procedury	Opis procedury	Czas trwania oraz wartości parametrów dodatkowych
7.	AT28	Sygnalizacja NIESPR. GENERATORA NR 2 Rys. 43	Czas trwania: 00:27:58 - 00:28:25 OBRSNCS2: 47.1 S2NIESPR: 0 G2NIESPR: 1
8.	AT18	Sygnalizacja SPADEK CISNIENIA OLEJU Rys. 43	Czas trwania: 00:30:06 - 00:30:08 SPADCISNOL: 1
9.	AT22	Sygnalizacja NIESPRAWNY SILNIK NR 2 Rys. 43	Czas trwania: 00:30:06 - 00:30:08 S2NIESPR: 1

Konfiguracja samolotu podczas startu z lotniska w Pradze oraz podczas lądowania na lotnisku w Warszawie przedstawiono na Rys. 39. oraz Rys. 40

Z wykresów wynika, że samolot bezpośrednio przed startem w dniu 08.04.2010 r. o godz. 23:35:50 był w następującej konfiguracji:

- Klapy wychylone na kąt 28 stopni;
- Podwozie – wypuszczone;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt minus 1.7 stopnia;
- Sloty – wypuszczone;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;
- Interceptory środkowe – schowane.

O godz. 23:38:15 samolot podczas wznoszenia osiągnął konfigurację właściwą dla faz lotu wznoszenie oraz lot:

- Klapy wychylone na kąt 0 stopni (schowane);
- Podwozie – schowane;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt 0 stopni;
- Sloty – schowane;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;
- Interceptory środkowe – schowane.

O godz. 00:26:30 samolot podczas zniżania na wysokości radiowej  $H_R=418$  m osiągnął konfigurację właściwą dla fazy lotu lądowanie:

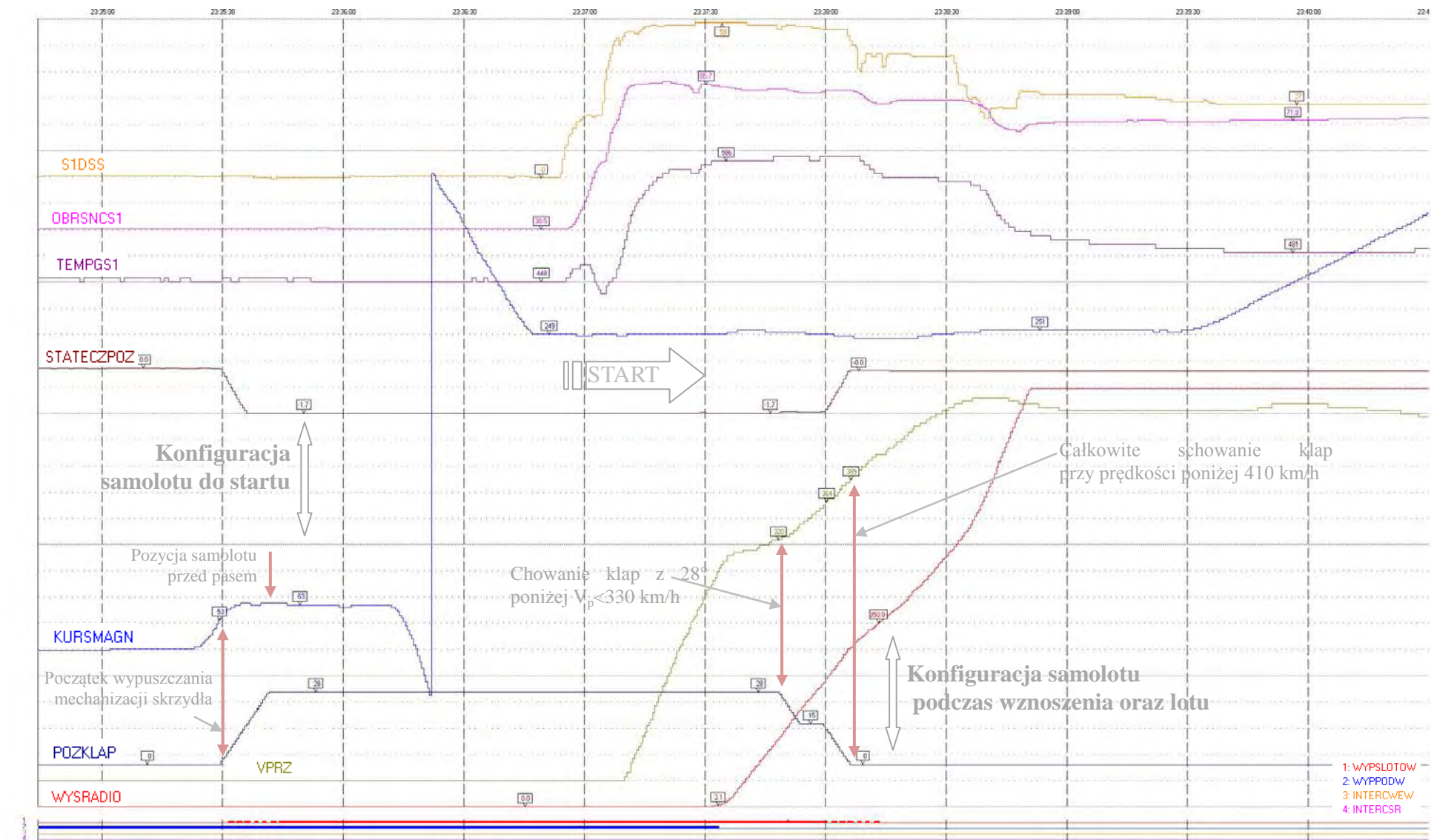
- Klapy wychylone na kąt 36 stopni;
- Podwozie – wypuszczone;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt minus 3.1 stopnia;
- Sloty – wypuszczone;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;

- Interceptory środkowe – schowane.

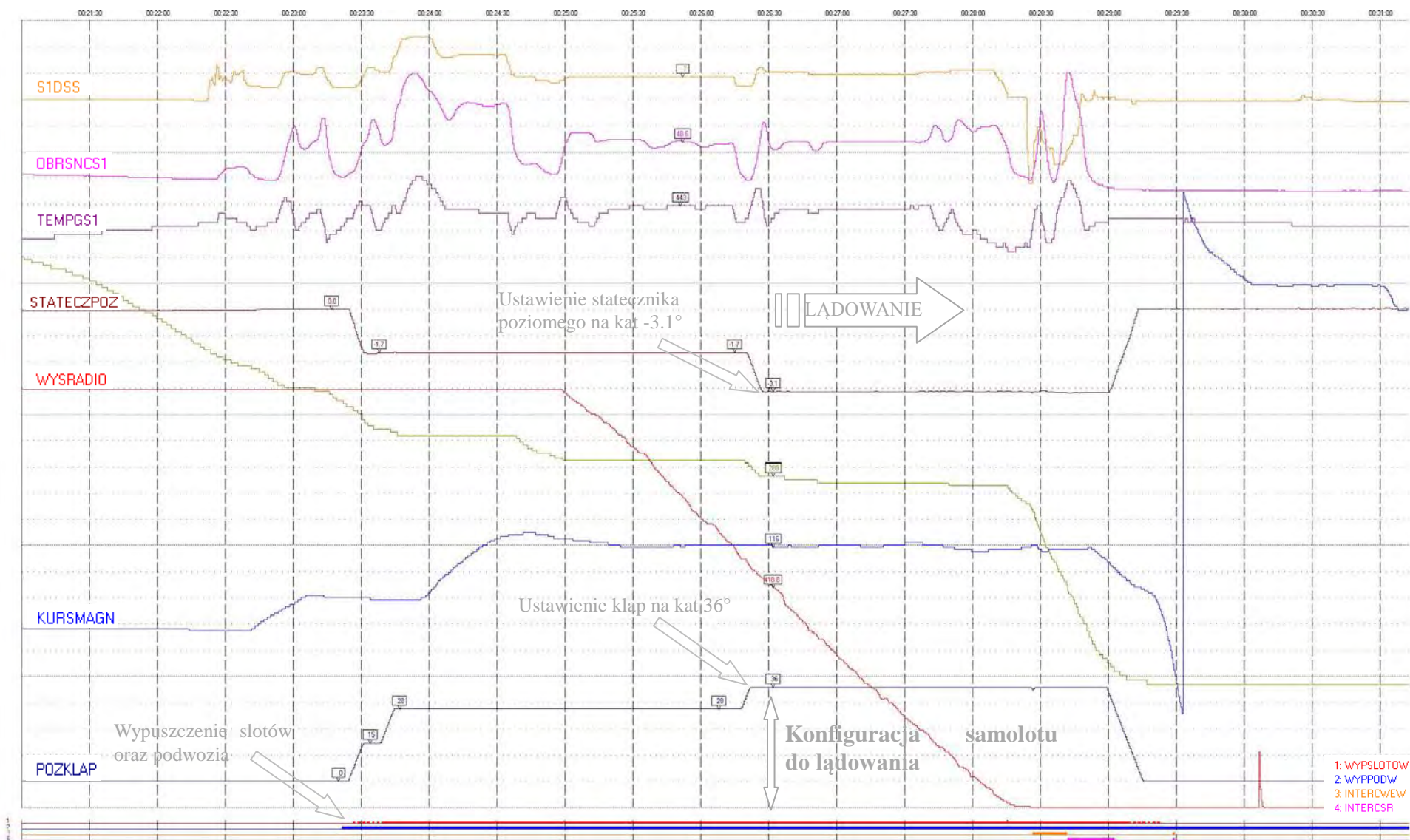
Samolot we wszystkich fazach lotu posiadał konfigurację zgodnie z „Instrukcją użytkownika w locie samolotu Tu-154M”.

Wszystkie wymienione w PUNKTACH 1-6 przekroczenia nie były spowodowane niewłaściwym funkcjonowaniem statku powietrznego, lecz wynikały z niewłaściwego użytkowania samolotu przez załogę.

Podczas analizy nie stwierdzono sygnalizacji stanów awaryjnych systemów oraz niesprawności przyrządów. Charakter przebiegu wszystkich parametrów nie wskazuje na niewłaściwe funkcjonowanie agregatów, systemów oraz urządzeń na samolocie podczas całego lotu z Pragi do Warszawy.

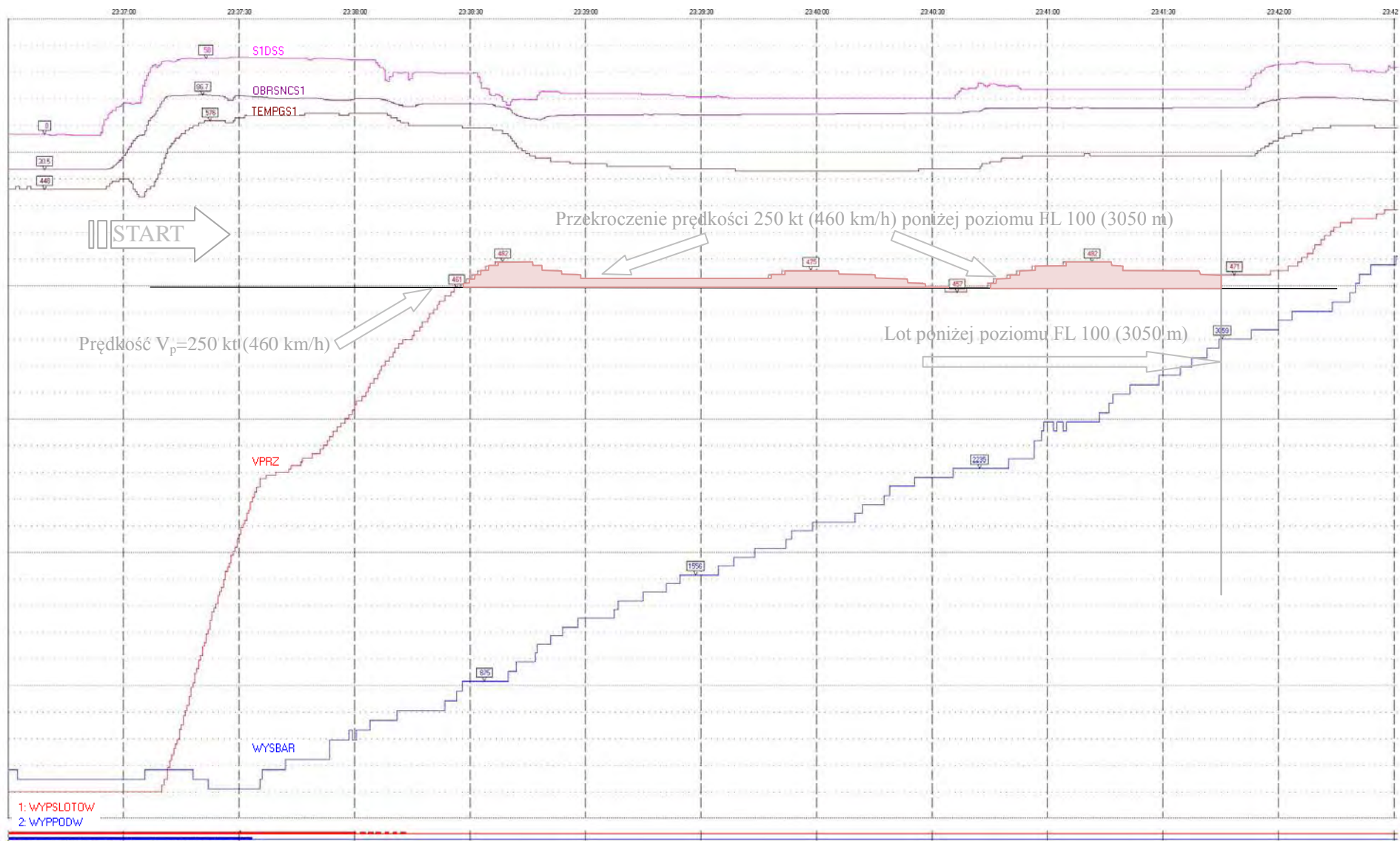


Rys. 39 Kołowanie, start oraz wznoszenie samolotu podczas lotu z Pragi do Warszawy w nocy 08/09.04.2010 r.



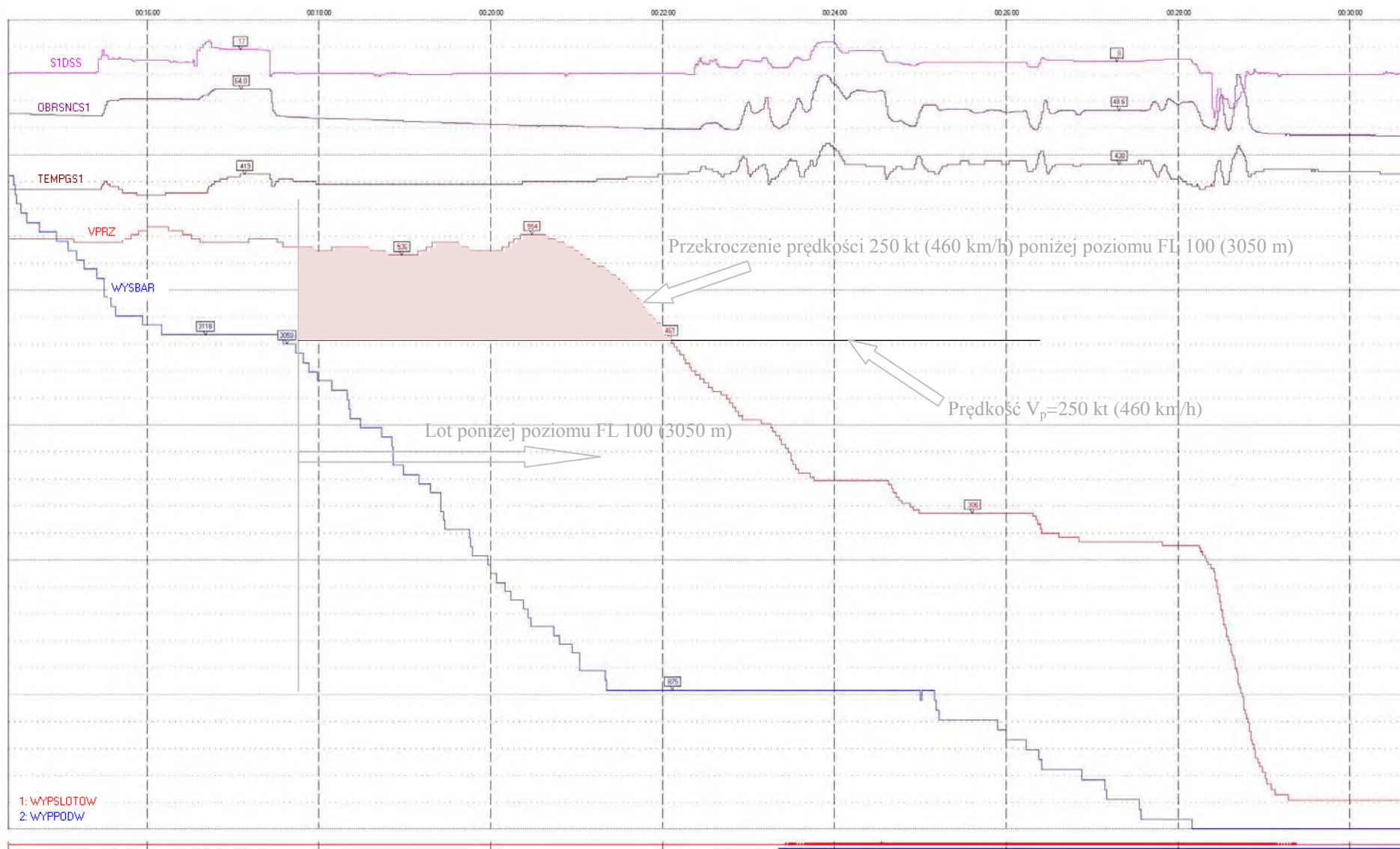
Rys. 40 Lądowanie samolotu podczas lotu z Pragi do Warszawy w nocy 08/09.04.2010 r.



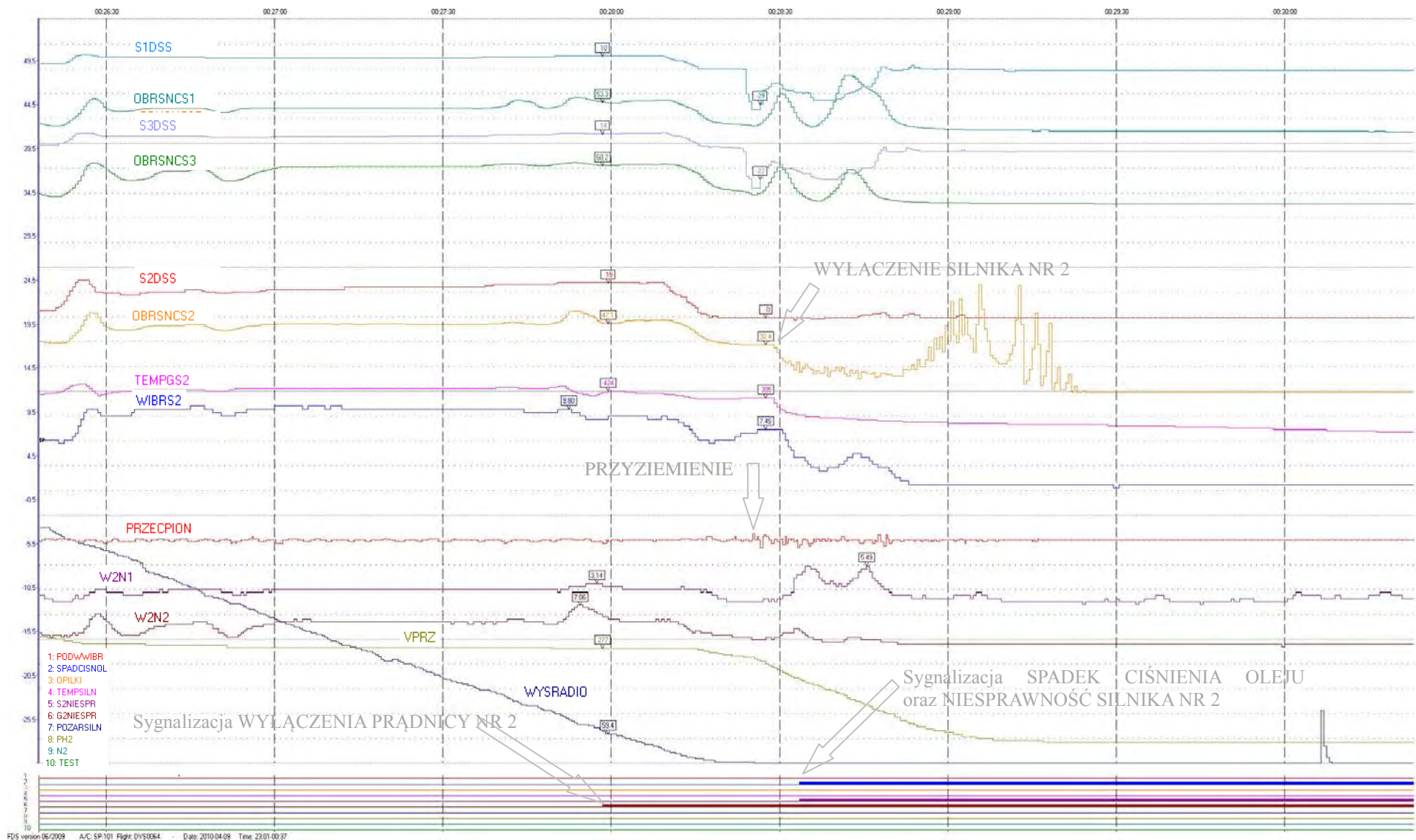


Rys. 41 Przekroczenie predkości 250 kt (460 km/h) podczas lotu poniżej poziomu FL 100 (3050 m) po starcie z lotniska w Pradze.





Rys. 42 Przekroczenie prędkości 250 kt (460 km/h) podczas lotu poniżej poziomu FL 100 (3050 m) przed lądowaniem na lotnisku w Warszawie.



Rys. 43 Wyłączenie silnika nr 2 po przyziemieniu podczas lądowania na lotnisku w Warszawie.

#### Wnioski:

1. Podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności żadnego systemu, urządzenia lub elementu samolotu.
2. Podczas lotu wystąpiły następujące przekroczenia w użytkowaniu samolotu przez załogę podczas pilotowania:
  - a. Kołowanie z wypuszczoną mechanizacją skrzydła – wypuszczenie mechanizacji nastąpiło ok. 10 s przed zajęciem pozycji przed pasem, dlatego nie należy traktować jako przekroczenie;
  - b. Chowanie klap z pozycji  $28^\circ$  poniżej prędkości przyrządowej  $V_p < 330$  km/h ( $V_p = 320$  km/h);
  - c. Całkowite schowanie klap zaskrzydłowych przy prędkości przyrządowej poniżej  $V_p < 410$  km/h ( $V_p = 389$  km/h);
  - d. Lot z prędkością przyrządową powyżej  $V_p > 250$  kt (460 km/h) na wysokości mniejszej FL100 (3050 m);
3. Sygnalizacja NIESPR. GENERATORA NR 2, SPADEK CISNIENIA OLEJU, NIESPRAWNY SILNIK NR 2 związana była z wykonaniem procedury wyłączenia silnika nr 2 po przyziemieniu samolotu po wylądowaniu na lotnisku WARSZAWA-OKĘCIE.
4. Lot poprzedzający ten, podczas którego wystąpił wypadek wykonywany był przez inną załogę, przekroczenia wymienione w punkcie 2 i 3 nie miały wpływu ani związku przyczynowego z zaistnieniem wypadku.

## 11. Bibliografia.

- „Ту-154М РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ Книга 1, 2”;
- „Ту-154М РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ”;
- „MAGNETOFON POKŁADOWY MARC-BM – INSTRUKCJA OBSŁUGI TECHNICZNEJ”;
- „БОРТОВАЯ СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА МСРП-64М-2 - РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ Часть I”;
- Instrukcja „Приборное оборудование самолета Ту-154Б-2 и его летная эксплуатация”
- Instrukcja „Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154-2 Руководство по технической эксплуатации, Ч а с т ь I Общие сведения о системе АБСУ-154-2”
- „FDS – 8 dla Windows PODRĘCZNIK UŻYTKOWNIKA”;
- „FDS – 6.54 Podręcznik użytkownika”
- Biuletyn QAR „Установка Системы АVM-219 Измерения Вибрации Двигателей Д-30КУ на Самолете ТУ-154М”
- „Opinia nr E-fon-5/11 z przeprowadzonych badań fonoskopijnych”, Centralne Laboratorium Kryminalistyczne Policji w Warszawie,
- „Sprawozdanie z badań fonoskopijnych”, Agencja Bezpieczeństwa Wewnętrznego.

## 12. Wnioski z ekspertyzy rejestratorów pokładowych samolotu TU-154M o numerze bocznym 101.

- System rejestracji MSRP pracował w dniu 10.04.2010 r. przez 3 godziny 48 minut i 29 sekundy od chwili jego włączenia o godz. 4:52:35 do jego zniszczenia w czasie wypadku o godz. 8.41.04 (czas MSRP).
- Zapis danych w całym czasie rejestracji był ciągły i wiarygodny, a ilość błędów rejestracji mieściła się w zakresie poziomu dopuszczalnego określonego przez producenta system.
- Porównanie danych systemu MSRP (rejestratory MŁP-14-5 oraz KBN-1-1) i danych rejestratora ATM-QAR jednoznacznie wskazuje, że zapisy wszystkich trzech rejestratorów są zapisami tego samego lotu.
- Łączny czas zapisu rejestratora głosu MARS-BM wynosi 38 minut 14 sekund i trwał od 8.02.53,5 do 8.41.07,5 (czasu MARS-BM).
- Z analizy parametrów zarejestrowanych przez system MSRP, rejestrator ATM-QAR oraz rejestratora rozmów MARS-BM wynika, że czas MSRP/ATM-QAR jest opóźniony o 3.425 sekundy w stosunku do czasu MARS-BM. Do analiz przyjęto opóźnienie 3 sekundy.
- Podczas całego lotu<sup>10</sup> do chwili zderzenia samolotu z drzewem o średnicy 30-40 cm nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności żadnego systemu, urządzenia lub elementu samolotu monitorowanego przez system MSRP oraz ATM-QAR.
- Analizując zapis rejestratora parametrów lotu ATM-QAR nie stwierdzono anomalii w funkcjonowaniu układu automatycznego sterowania ABSU. Wysunięcia trzonów mechanizmów wykonawczych zmieniających położenie sterów wysokości, lotek oraz steru kierunku były płynne i nie osiągały wartości skrajnych.
- Podczas analizy pracy układu elektroenergetycznego samolotu nie stwierdzono sygnałów świadczących o niesprawności któregośkolwiek ze źródeł zasilania pierwotnego oraz wtórnego. Systemy oraz urządzenia na samolocie były zasilane zgodnie z ich warunkami technicznymi podczas całego lotu.
- Podczas całego lotu instalacje przeciwoblodzeniowe działały zgodnie z warunkami technicznymi oraz podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały oblodzenia zarejestrowane przez rejestrator.
- Podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności sztucznych horyzontów oraz radiowysokościomierzy na lewej i prawej tablicy przyrządów. Zmiany wszystkich parametrów wiarygodnie odwzorowują położenie samolotu względem osi geometrycznych.
- Przekroczenia w użytkowaniu samolotu przez załogę podczas lotu nie miały wpływu ani związku przyczynowego z zaistnieniem wypadku.
- Analiza zapisów parametrów lotu oraz rozmów w kabinie pilotów nie wykazała występowania żadnych anomalii systemów nawigacyjnych spowodowanych oddziaływaniem nieznanymi źródłami promieniowania w tym. telefonów komórkowych.

KONIEC

---

<sup>10</sup> Cały lot - czas od momentu uruchomienia silników przed lotem do momentu zderzenia się samolotu z drzewem o średnicy 30-40 cm.



## ANALIZA PRACY ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

### Obiekt badań:

Zespół napędowy samolotu Tu-154M „101”, składający się z trzech silników:

#### 1) silnik nr 1 (lewy):

- typ, nr fabryczny: D-30KU-154 seria 2, 59319012423;
- producent, data produkcji: ZSRR, 31.03.1990 r.;
- resurs techniczny nadany w czasie produkcji: 18000 godz.;
- resurs międzyremontowy: 5000 godz., 2450 cykli, 6 lat;
- całkowity czas pracy silnika od początku eksploatacji: 4262 godz. 46 min;
- liczba uruchomień silnika od początku eksploatacji: 3289;
- liczba cykli od początku eksploatacji silnika: 2492,6;
- liczba przeprowadzonych remontów: IV; ostatni wykonany w OAO „NPO Saturn”, zakończony w dniu 28.08.2009 r.;
- ustalony resurs po ostatnim remoncie: resurs techniczny: 24000 godz., 11100 cykli, resurs międzyremontowy: 5000 godz., 2310 cykli, 6 lat;
- czas pracy silnika po ostatnim remoncie: 147 godz. 04 min;
- liczba uruchomień silnika po ostatnim remoncie: 99;
- liczba cykli po ostatnim remoncie silnika: 70,6.

#### 2) silnik nr 2 (środkowy):

- typ, nr fabryczny: D-30KU-154 seria 2, 59249012426;
- producent, data produkcji: ZSRR, 24.11.1990 r.;
- resurs techniczny nadany w czasie produkcji: 18000 godz.;
- resurs międzyremontowy: 5000 godz., 6 lat;
- całkowity czas pracy silnika od początku eksploatacji: 7067 godz. 25 min;
- liczba uruchomień silnika od początku eksploatacji: 4924;
- liczba cykli od początku eksploatacji silnika: 3761,6 ;
- liczba przeprowadzonych remontów: III – ostatni wykonany w OAO „NPO Saturn”, zakończony w dniu 26.08.2009 r.;
- ustalony resurs po ostatnim remoncie: resurs techniczny – 24000 godz., 11100 cykli, resurs międzyremontowy – 5000 godz., 2310 cykli, 6 lat;
- czas pracy silnika po ostatnim remoncie: 147 godz. 04 min;
- liczba uruchomień silnika po ostatnim remoncie: 100;
- liczba cykli po ostatnim remoncie silnika: 70,6.

### 3) silnik nr 3 (prawy):

- typ, nr fabryczny: D-30KU-154 seria 2, 59219012414;
- producent, data produkcji: ZSRR, 21.03.1990 r.;
- resurs techniczny nadany w czasie produkcji: 18000 godz.;
- resurs międzyremontowy: 5000 godz., 2450 cykli, 6 lat;
- całkowity czas pracy silnika od początku eksploatacji: 3991 godz. 16 min;
- liczba uruchomień silnika od początku eksploatacji: 3231;
- liczba cykli od początku eksploatacji silnika: 2470,6;
- liczba przeprowadzonych remontów: IV – ostatni wykonany w OAO „NPO Saturn” (Zakład 030), zakończony w dniu 25.08.2009 r.;
- ustalony resurs po ostatnim remoncie: resurs techniczny - 24000 godz., 11100 cykli, resurs międzyremontowy - 5000 godz., 2310 cykli w czasie 6 lat;
- czas pracy silnika po ostatnim remoncie: 147 godz. 04 min;
- liczba uruchomień silnika po ostatnim remoncie: 98;
- liczba cykli po ostatnim remoncie silnika: 70,6.

### Wnioski z analizy zapisów rejestratorów eksploatacyjnych

Oceny parametrów pracy zespołu napędowego samolotu Tu-154M „101”, który uległ katastrofie w dniu 10.04.2010 r. dokonano na podstawie zapisów odczytanego w Polsce rejestratora eksploatacyjnego ATM-QAR oraz danych pozyskanych z rejestratora eksploatacyjnego KBN. Zabudowany na samolocie Tu-154M „101” rejestrator eksploatacyjny ATM-QAR zapisał identyczne parametry jak rejestrator eksploatacyjny KBN tzn. 44 parametry ciągle oraz 55 parametrów dyskretnych, oraz dodatkowo rejestrował 1 parametr dyskretny i 6 parametrów ciągłych związanych z pracą silników. Oceny pracy zespołu napędowego w trakcie przelotu samolotu z Warszawy do Smoleńska wraz z analizą ostatniej fazy tego lotu (od ok. 7 km do progu pasa startowego) dokonano na podstawie analizy parametrów pracy silników odczytanych z obu rejestratorów, wymienionych w tabelach 1 i 2 oraz przedstawionych w postaci wykresów (wg czasu rejestratora parametrów lotu) znajdujących się w załączeniu do niniejszej ekspertyzy.

Tabela 1. Parametry ciągłe

Lp.	Parametr (rejestrator KBN/ ATM-QAR)	Zakres pomiarowy	Nadajnik/ układ
1	Temperatura zatrzymanych strug powietrza	-60 - +150°C	P-5
2	Wysokość barometryczna	-250 - 13000 m	DWBP-13
3	Wysokość rzeczywista	0 - 750 m	RW-5MD1
4	Prędkość przyrządowa	60 - 800 km/godz.	DAS
5	Przeciążenie boczne	-1,5 (w prawo) - 1,5 (w lewo) g	MP-95
6	Przeciążenie pionowe	-2(±0,5)g (w dół) - 5(±1)g (w górę)	MP-95
7	Położenie DSS silnika nr 1	-33° (rewers) - 70°	MU-615A
8	Wibracja tylnej podpory silnika nr 1	0 - 100%	IW-50P-A-3
9	Obroty SNC silnika nr 1	10 - 110%	DTE-6T
10	Temperatura gazów silnika nr 1	200 - 1200 °C	2IA-7A
11	Położenie DSS silnika nr 2	0° - 70°	MU-615A
12	Wibracja tylnej podpory silnika nr 2	0 - 100%	IW-50P-A-3
13	Obroty SNC silnika nr 2	10 - 110%	DTE-6T
14	Temperatura gazów silnika nr 2	200 - 1200 °C	2IA-7A
15	Położenie DSS silnika nr 3	-33° (rewers) - 70°	MU-615A
16	Wibracja tylnej podpory silnika nr 3	0 - 100%	IW-50P-A-3
17	Obroty SNC silnika nr 3	10 - 110%	DTE-6T
18	Temperatura gazów silnika nr 3	200 - 1200 °C	2IA-7A
19	Sumaryczna ilość paliwa	0 - 40 t	SUIT4-1T
20	Wibracja N1 silnika nr 1 (tylko ATM-QAR)	0 - 100%	CA-151
22	Wibracja N2 silnika nr 1 (tylko ATM-QAR)	0 - 100%	CA-151
23	Wibracja N1 silnika nr 2 (tylko ATM-QAR)	0 - 100%	CA-151
24	Wibracja N2 silnika nr 2 (tylko ATM-QAR)	0 - 100%	CA-151
25	Wibracja N1 silnika nr 3 (tylko ATM-QAR)	0 - 100%	CA-151
26	Wibracja N2 silnika nr 3 (tylko ATM-QAR)	0 - 100%	CA-151

Tabela 2. Parametry dyskretne

Lp	Parametr (rejestrator KBN / ATM-QAR)	Nadajnik/układ
1	Włączenie IPO silników	Zasłonki ogrzewania
2	Pożar w przedziale silnika rozruchowego wysoka temperatura w tylnym przedziale technicznym	System sygnalizacji pożaru SSP-2A Sygnalizator temperatury 5747T
3	Uruchomienie silnika rozruchowego przepelnienie zbiornika przedniej toalety	Przycisk „ROZRUCH” wyłącznik krańcowy D-713
4	Wysoka wibracja silników	IW-50P-A-3
5	Spadek ciśnienia oleju w silnikach	MSTW-2,2
6	Opiłki w oleju silników	Filtr-sygnalizator opiłków
7	Wysoka temperatura gazów wylotowych	2IA-7A
8	Niesprawność silnika nr 1	Przy p. 4, 5, 6, 7 lub 11 dla silnika nr 1
9	Niesprawność silnika nr 2	Przy p. 4, 5, 6, 7 lub 11 dla silnika nr 2
10	Niesprawność silnika nr 3	Przy p. 4, 5, 6, 7 lub 11 dla silnika nr 3
11	Pożar w przedziale silników	System sygnalizacji pożaru SSP-2A
12	Sygnalizacja oblodzenia	Sygnalizator SO-121WM
13	Włączenie automatu ciągu	ABSU
14	N2 (tylko ATM-QAR)	CA-151 / EVM-219
15	Przelot nad markerem	Odbiornik markerów RPM-70

Na podstawie analizy wybranych parametrów odczytanych z rejestratora ATM-QAR po katastrofie samolotu Tu-154 „101” stwierdzono, iż parametry pracy silników były zgodne z obowiązującymi warunkami technicznymi (WT) od momentu uruchomienia, przez cały lot samolotu z Warszawy do momentu katastrofy pod Smoleńskiem. Obroty poszczególnych silników zmieniały się wraz ze zmianą położenia odpowiadających im dźwigni sterowania silnikami (DSS). Temperatury gazów za turbiną i obroty sprężarek niskiego ciśnienia (SNC) wszystkich silników pracujących na tych samych zakresach ustawienia DSS znajdowały się na tym samym poziomie i przyjmowały wartości znamionowe, zgodnie z obowiązującymi WT. Analiza parametrów pracy silników wykazała, iż wraz ze zmianą warunków lotu - zmiana wysokości i temperatury - silniki pracowały stabilnie na zakresach zgodnych z WT (*„Двигатель Д-30КУ 2 серии. Руководство по технической эксплуатации”*, *„Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации”*), co świadczy o poprawnej pracy automatyki sterowania silników.

Drgania silników mierzone były na samolocie Tu-154M „101” przez dwa niezależne układy dla każdego z silników. Podstawowy (rosyjski) układ mierzył drgania przedniej i drgania tylnej podpory silnika (rejestrowane były tylko drgania tylnej podpory), a dodatkowy układ (AVM-219 firmy Vibrolot ltd.) mierzył drgania „N1” wirnika niskiego ciśnienia oraz drgania „N2” wirnika wysokiego ciśnienia (rejestrowane były oba parametry). Analiza zapisu drgań wykazała, że do momentu zderzenia z pierwszymi przeszkodami ich wartości znajdowały się na poziomie zgodnym z WT i były znacząco niższe od granicznych zakresów: 55% - określających maksymalną/niebezpieczną wibrację silników (wg IW-50) oraz 65% - określającej maksymalną/wysoką wibrację silników (wg AVM-219). Maksymalne wartości drgań i ich zmianę dla wszystkich (trzech) silników zarejestrowano podczas startu samolotu (np. maksymalna, chwilowa wartość drgań na tylnej podporze silnika nr 3 osiągnęła ok. 20,38%).

Widoczne na wykresach obrazujących drgania wirników wysokiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 (zmierzone układem AVM-219) gwałtowne zmiany wartości tych drgań w postaci chwilowych „pików” związane są z pomiarem drugiej harmonicznej wibracji wirników wysokiego ciśnienia „N2” wykonywanym cyklicznie w czasie lotu przez załogę (przełącznik "2XN2"). Przy tym pomiarze rejestrowana jest komenda jednorazowa 2n2 oraz dla wszystkich trzech silników rejestrowany sygnał „N2” zamieniony jest przez sygnał 2n2.

Analiza zapisu parametrów dyskretnych związanych pracą zespołu napędowego od momentu uruchomienia silników do godziny 06:41:06,5 UTC (08:41:06,5<sup>1</sup> wg czasu CVR), tj. 0,5 s przed końcem wiarygodnego zapisu rejestratora ATM-QAR, wykazała brak sygnałów stanów awaryjnych:

---

<sup>1</sup> W CVR stosowany jest warszawski czas lokalny (CET). Czas uniwersalny UTC = CET - 2 godziny.

- pożar w przedziale silników,
- opiłki w oleju silników,
- spadek ciśnienia oleju w silnikach,
- wysoka temperatura gazów wylotowych,
- wysoka wibracja silników,
- niesprawność silnika nr 1,
- niesprawność silnika nr 2,
- niesprawność silnika nr 3,

co świadczy o poprawnej pracy silników w trakcie lotu. Nie zarejestrowano także sygnału „pożar w przedziale silnika rozruchowego”. Widoczne na zapisie parametrów dyskretnych informacje o niesprawności silników nr 1, 2, 3 przed ich uruchomieniem oraz sygnał „spadek ciśnienia oleju w silnikach” są poprawne i zgodnie z zasadą pracy silników i urządzenia rejestrującego.

Wg zapisu rejestratorów od momentu uruchomienia silników do wejścia samolotu na pułap przelotowy oraz podczas zniżania i podejścia do lądowania włączona była instalacja przeciwooblodzeniowa silników. Było to uzasadnione temperaturą otoczenia poniżej +5°C i możliwością napotkania widocznej wilgotności. Jednakże w trakcie całego lotu na zapisie z rejestratorów nie pojawił się sygnał (sygnalizator SO-121WM) świadczący o wystąpieniu oblodzenia.

Ostatnia faza lotu samolotu - od obniżenia i wyrównania lotu, na zapisanej przez rejestrator pokładowy wysokości 688 m (wysokość barometryczna - od godz. 06:34:23,5 UTC), odbywała się z włączonym automatem ciągu (automat ciągu AT-6 systemu ABSU), pomocnym przy utrzymywaniu ustalonej przez pilota prędkości przyrządowej samolotu. Gdy prędkość ta spada poniżej wartości ustawionej na automacie ciągu, system zwiększa moc silników.

Między godziną 06:40:46,5 a 06:40:47 UTC, podczas kontynuowania zniżania, samolot przeciął wysokość 200 m wg wysokościomierza barometrycznego. Obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 wynosiły wtedy odpowiednio: 31,9%, 31,4%, 32,9% tj. dla wszystkich silników odpowiadały zakresowi „małego gazu”. Na podstawie „*Тy-154М. Руководство по летной эксплуатации*” w tym przedziale czasu obroty pędni wysokiego ciśnienia silników z pewnością spadły poniżej 75%. W Instrukcji użytkownika w locie („*Тy-154М. Руководство по летной эксплуатации*”, pkt 4.6.2.2.(2)) jest ostrzeżenie, dotyczące lądowania w warunkach uskoku wiatru, informujące, że jeśli na wysokości 200 m silniki pracują na zakresie powyżej nominalnego lub poniżej 75% (według obrotów sprężarki wysokiego ciśnienia) to należy odejść na drugi krąg.



O godzinie 06:40:58,5 UTC gdy obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 wynosiły odpowiednio 41,9%, 38,6%, 45,2% (co odpowiada w przybliżeniu zakresowi nieznacznie powyżej „małego gazu”) nastąpiło ręczne, w czasie 1 sekundy, przestawienie wszystkich DSS w położenie 69° tj. na zakres „startowy” - co wiązało się z jednoczesnym odłączeniem automatu ciągu. Temperatury gazów za turbiną i obroty pędni niskiego ciśnienia wszystkich silników wzrastały płynnie, bez zarzutów i zawisania. Gdy o godzinie 06:41:02,4 UTC samolot zderzył się końcówką lewego skrzydła z dużą brzozą, obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 zdążyły wzrosnąć do wartości odpowiednio 68,1%, 61,9%, 68,6%.

O godzinie 06:41:05,9 UTC obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 osiągnęły wartości odpowiednio 83,8%, 84,0%, 83,3%, co odpowiada w przybliżeniu zakresowi „nominalnemu”. Silniki nie zdążyły więc osiągnąć zakresu „startowego”. Obroty pędni niskiego ciśnienia wzrosły od wartości w przybliżeniu „małego gazu” do wartości w przybliżeniu odpowiadającej zakresowi nominalnemu w czasie 7,4 s. Czas i sposób przyspieszania silników świadczy o ich dobrym stanie technicznym i właściwej regulacji.

O godz. 06:41:06,5 UTC na zapisie parametrów pracy silników widoczny jest gwałtowny, znaczący wzrost drgań silnika nr 1 do wartości 44,8% przy drganiach silników nr 2 i 3 odpowiednio 21,15% i 13,73%, co związane było prawdopodobnie ze zderzeniem samolotu z przeszkodami. W tabeli 3 i tabeli 4 poniżej przedstawiono parametry pracy silników w wybranych punktach czasowych ostatniej fazy lotu.

Tabela 3

Czas [gg:mm:ss]	Położenie DSS [°]			Obroty SWC [%]			Temp. gazów wylotowych [°C]		
	Silnik nr 1	Silnik nr 2	Silnik nr 3	Silnik nr 1	Silnik nr 2	Silnik nr 3	Silnik nr 1	Silnik nr 2	Silnik nr 3
06:40:58	3	8	7	42,4	38,6	45,7	424	414	414
06:41:01	68	68	69	54,2	49,0	56,0	443	438	438
06:41:04	52	51	47	84,3	79,8	82,9	490	467	490
06:41:05	46	47	33	84,8	83,5	83,8	510	486	500

UWAGA: Czas w tabeli 3 jest to czas uniwersalny UTC (tzn. czas rejestratora ATM-QAR + 3 s – 2 godz.)

Tabela 4

Czas [gg:mm:ss]	Drgania Silnik nr 1 [%]			Drgania Silnik nr 2 [%]			Drgania Silnik nr 3 [%]		
	WIBRS1	W1N1	W1N2	WIBRS2	W2N1	W2N2	WIBRS3	W3N1	W3N2
06:40:58	5,10	1,57	2,35	5,49	2,75	2,35	4,71	1,96	3,14
06:41:01	5,88	1,57	3,14	7,06	2,35	2,75	6,27	2,35	3,92
06:41:04	11,76	18,83	4,31	10,59	6,67	8,24	10,98	9,81	7,06
06:41:05	13,33	bd	bd	12,56	bd	bd	12,16	bd	bd

UWAGA: Czas w tabeli 4 jest to czas uniwersalny UTC (tzn. czas rejestratora ATM-QAR + 3 s – 2 godz.)

Brak wartości drgań silników nr 1, 2, 3 mierzonych układem AVM-219 od godziny 06:41:05 UTC wynika z zakończenia zapisu rejestratora ATM-QAR.

Analizy powyższych danych oraz ich zobrazowania na wykresach z ostatniej fazy lotu samolotu wykazały, że wszystkie rejestrowane parametry pracy silników do chwili zderzenia

z przeszkodami przyjmowały wartości zgodne z określonymi w dokumentacji eksploatacyjnej dla danych zakresów pracy. Wykresy zmienności tych parametrów dla silników nr 1, 2 i 3 są prawie identyczne – silniki pracowały zgodnie.

### Wnioski z analizy innych źródeł informacji

Dla potwierdzenia powyższych ustaleń dokonano analizy innych źródeł informacji: zeznań polskich kontrolerów lotu, zapisów z CVR (Cockpit Voice Recorder typu MARS) oraz zeznań świadków.

Wg oświadczeń polskich kontrolerów start samolotu przebiegł normalnie; do czasu opuszczenia polskiej przestrzeni powietrznej piloci nie zgłaszali jakichkolwiek problemów.

Na podstawie stenogramu z rozmów załogi sporządzonych przez Centralne Laboratorium Kryminalistyczne z zapisu CVR (wersja z dnia 17.01.2011 r.) stwierdzono, iż podczas ostatnich 30 min. lotu członkowie załogi nie wymieniali między sobą ani nie zgłaszali kontrolerom naziemnym uwag do stanu technicznego samolotu, w szczególności do pracy zespołu napędowego.

W trakcie zniżania załoga wymieniała się informacjami dotyczącymi zakresów pracy silników - wyrażonymi wartością obrotów pędni wysokiego ciśnienia (N2). Dowódca wydawał polecenia co do ustawień parametrów pracy silników a członkowie załogi potwierdzali ich wykonanie. Przedstawia to tabela 5.

Tabela 5

Czas	Osoba	Rozmowa	Znaczenie rozmowy	Odczyt z ATM-QAR/KBN
06:20:40,5	Dowódca	Siedem-sześć.	Ustawić N2 = 76%	N1 = 46,7%, 42,4%, 45,2%
06:20:42,0	Inżynier	Siedem-sześć.	Ustawiono DSS dla N2 = 76%	DSS = 1°, 4°, 4°
.....				
06:20:49,0	Dowódca	A nawet	Ustawić N2 = 78%	N1 = 48,1%, 52,4%, 49,5%
06:20:49,5		siedem-osiem.		
06:20:51,0	Inżynier	Siedem-osiem.	Ustawiono DSS dla N2 = 78%	DSS = 18°, 15°, 15°
.....				
06:21:00,0	Inżynier ?	Jest siedem-osiem.	Silniki osiągnęły N2 = 78%	N1 = 55,6%, 56,2%, 54,2%
.....				
06:22:42,5	Dowódca	Mały gaz.	Ustawić N2 na zakres małego gazu.	N1 = 58,4%, 56,7%, 57,9%
06:22:43,5	Inżynier	Mały gaz.	Ustawiono DSS dla N2 małego gazu.	DSS = 11°, 11°, 9°
.....				
06:24:01,0	Dowódca	Siedem-osiem.	Ustawić N2 = 78%	N1 = 45,2%, 41,0%, 43,3%
06:24:02,0	Inżynier	Siedem-osiem.	Ustawiono DSS dla N2 = 78%	DSS = 0°, 2°, 3°
.....				
06:24:14,0	Inżynier	Jest siedem-	Silniki osiągnęły N2 = 78%	N1 = 53,3%, 56,7%, 55,1%
06:24:14,5		-osiem.		
06:24:15,0	Dowódca	Osiem-	Ustawić N2 = 80%	N1 = 54,7%, 56,7%, 55,1%
06:24:15,5		-zero.		
06:24:16,0	Inżynier	Osiem-zero.	Ustawiono DSS dla N2 = 80%	DSS = 16°, 12°, 12°
.....				
06:24:24,0	Inżynier	Jest osiem zero.	Silniki osiągnęły N2 = 80%	N1 = 60,2%, 58,6%, 59,8%
.....				

Czas	Osoba	Rozmowa	Znaczenie rozmowy	Odczyt z ATM-QAR/KBN
06:25:39,0	Dowódca	Mały gaz.	Ustawić N2 na zakres małego gazu.	N1= 60,7%, 58,6%, 60,2%
06:25:39,5	Inżynier	Mały	Ustawiono DSS dla N2 małego gazu.	DSS= 12°, 13°, 11°
06:25:40,0		gaz.		
06:25:50,0				N1= 45,7%, 41,9%, 44,8%
06:30:08,0	Dowódca	Siedem-	Ustawić N2 = 78%	DSS = 0°, 0°, 0° N1 = 38,1%, 34,8%, 37,1%
06:30:08,5		-osiem.		
06:30:09,0				
06:30:09,5	Inżynier?	Siedem-osiem.	Potwierdzenie komendy N2 = 78%	
06:30:13,0	Nawigator?	Piątka,	Przygotowanie autopilota.	
06:30:13,5		szóstka -	Przygotowanie do włączenia automatu ciągu.	
06:30:14,0		- automat		
06:30:14,5		ciągu.		
06:30:23,5	Inżynier	Jest siedem-	Silniki osiągnęły N2 = 78%	DSS = 11°, 15°, 11° N1 = 53,3%, 52,9%, 51,9%
06:30:24,0		-osiem.		
06:33:59,5	?	(gazu ?) .....	Pytanie o obroty silników.	
06:34:00,0		(trochę ?).		
06:34:01,5	II Pilot?	Ile mamy ...?		
.....				
06:34:09,0	Dowódca	Siedem-	Ustawić N2 na 70%	N1 = 49,0%, 47,6%, 48,1%
06:34:09,5		-zero!		
06:34:10,0				
06:34:10,5	Inżynier	Siedem-zero.	Potwierdzenie komendy N2 = 70%	
.....				
06:34:19,0	Dowódca	(Odblokuj lub: Blokuj ?)	Zdjąć blokady z DSS inżyniera.	
06:34:19,5		gazy!		
06:34:20,5	Inżynier	Siedem-	Ustawiono DSS dla N2 = 70%	DSS = 5°, 7°, 9° N1 = 39,0%, 39,0%, 39,0%
06:34:21,0		-zero		
06:34:21,5		ustawione,		
06:34:22,0				
06:34:22,5		gazy odblokowane.	Potwierdzenie komendy odblokowania DSS	
06:34:23,0	Dowódca	Automat.	Włączyć automat ciągu.	
06:34:24,0	Inżynier	I	Potwierdzenie włączenia automatu ciągu.	DSS = 4°, 7°, 5° N1 = 39,0%, 39,0%, 40,0%
06:34:24,5		automat włączony.		

Po godzinie 06:34:24,5 UTC (08:34:24,5 wg czasu CVR), po potwierdzeniu przez Inżyniera włączenia automatu ciągu, załoga nie rozmawia już więcej na temat pracy silników.

Godziny podane w kolumnie „Czas” tabeli 5 pochodzą z rejestratora rozmów typu MARS i zostały przeliczone na czas uniwersalny UTC. Czas rejestratora MARS różni się od czasu uniwersalnego UTC o wartość +2 godziny. Parametry związane z pracą silników przytoczone w ostatniej kolumnie pochodzą z rejestratora ATM-QAR. Porównanie informacji zawartych w tych stenogramach z zapisami parametrów pracy zespołu napędowego w rejestratorze ATM-QAR wykazuje, że:

- silniki pracowały zgodnie z oczekiwaniem Dowódcy statku powietrznego i były zgodne z ich WT;
- od chwili włączenia automatu ciągu do końca lotu załoga nie rozmawiała już na temat silników.

Na podstawie analizy zeznań świadków ustalono, że na podejściu do lądowania silniki samolotu pracowały „normalnie”, wydając charakterystyczny odgłos („gwizdzące brzmienie”

typowe dla zmniejszonych obrotów) przy zniżaniu samolotu na ustalonym zakresie pracy. Po chwili nastąpił gwałtowny wzrost ich obrotów do wysokich zakresów, a następnie po ok. 2 s nastąpił „łoskot”. Zeznania świadków są zgodne między sobą i potwierdzają wnioski wynikające z analizy zapisów rejestratora ATM-QAR.

#### Wnioski z oględzin silników w miejscu katastrofy i analizy zebranego materiału fotograficznego

W dniach 11-13 kwietnia 2010 r., dobę po katastrofie, umożliwiono polskim ekspertom dokonanie oględzin miejsca zdarzenia oraz wykonanie zdjęć. Zgromadzony materiał fotograficzny nie był udokumentowaniem stanu wraku samolotu bezpośrednio po zaistniałej katastrofie (co uczyniła zapewne komisja rosyjska), gdyż wiele elementów samolotu zostało przemieszczonych w trakcie prowadzonej akcji ratowniczej lub zmieniło swoje położenie w wyniku prowadzonych przez komisję rosyjską badań. Miało to miejsce w przypadku silników, którym zdemontowano część osłon w celu ich zbadania i pobrania próbek cieczy roboczych do badań laboratoryjnych. Z oględzin silników przeprowadzonych w miejscu katastrofy oraz na płaszczyźnie składowania wraku sporządzono dwie notatki (stanowiące załączniki do niniejszej ekspertyzy). Na podstawie przeprowadzonych oględzin silników oraz analizy zebranego materiału fotograficznego można stwierdzić:

- na wszystkich trzech silnikach brak jest uszkodzeń korpusów charakterystycznych dla rozpadu elementów wirujących silnika (tarcze, łopatki);
- kinematyka sterowania poszczególnymi silnikami została zachowana w całości (na silnikach)
  - w części mocowanej do kadłuba została powyginana (silnik nr 2) lub pozrywana (silniki nr 1 i 3). Wskazania noniuszy na wszystkich trzech pompach NR-30KU-4 uznano za niewiarygodne. Oceniono, że ich wskazania są następstwem przemieszczenia cięgieł układu sterowania silnikiem w trakcie niszczenia konstrukcji samolotu;
- układ cięgieł (na silnikach) sterowania rewersami silników nr 1 i 3 i samych rewersów świadczy, że znajdowały się one w położeniu zamkniętym;
- brak jest na silnikach i ich osłonach śladów świadczących o ich pożarze – co potwierdzają także zapisy z rejestratorów parametrów lotu;
- kontrola korków magnetycznych silników nr 1 i 2 zabudowanych na pompach odsysających MNO-30K, wykonana przez przedstawicieli komisji rosyjskiej w obecności polskich specjalistów, nie wykazały opiłków, których obecność mogłaby świadczyć o nadmiernym zużyciu się lub uszkodzeniu wymagających smarowania współpracujących ze sobą elementów silnika;
- łopatki pierwszego stopnia SNC silnika nr 2 są powyginane w kierunku przeciwnym do kierunku obrotów wirnika zarówno na krawędziach natarcia jak i na wierzchołkach.

Bezpośrednio przed pierwszym stopniem łopatek aparatu kierującego, w zagniecionym wlocie płatowcowym do silnika zalegają fragmenty drzew (największe o średnicy ok. 15 cm) oraz zdeformowane fragmenty konstrukcji płatowca. Charakter uszkodzeń łopatek pierwszego stopnia SNC, błoto na całej powierzchni kanału dolotowego i łopatek oraz w dyszy wylotowej świadczy o tym, iż silnik pracował w momencie katastrofy;

- trzy pióra łopatek pierwszego stopnia wentylatora silnika nr 3 zostały wyłamane a pozostałe powyginane w kierunku przeciwnym do kierunku obrotów wirnika w następstwie deformacji korpusu SNC po zderzenia silnika z ziemią. Biorąc powyższe pod uwagę oraz stwierdzony w trakcie oględzin fakt zalegania błota na całej powierzchni dyszy wylotowej należy stwierdzić, iż silnik pracował w momencie katastrofy;
- charakter uszkodzeń łopatek roboczych jak i aparatu kierującego SNC silnika nr 1, będącego w najgorszy stanie technicznym w porównaniu z pozostałymi dwoma silnikami, ze względu na wybudowanie i rozcłonkowanie poszczególnych elementów SNC, fakt zalegania błota na łopatkach SWC i na całej powierzchni dyszy wylotowej świadczy o tym, iż silnik pracował w momencie katastrofy;
- na powierzchni łopatek ostatniego stopnia turbiny wszystkich trzech silników nie stwierdzono uszkodzeń oraz innych śladów (metaliczne napylenia, przebarwienia powierzchni) mogących świadczyć o awarii silnika spowodowanej inną przyczyną niż zderzenie z ziemią.

#### Wnioski i propozycje wynikające z przeprowadzonej ekspertyzy

Nie znaleziono związku przyczynowo-skutkowego pomiędzy stanem technicznym i pracą zespołu napędowego, a zaistniałą katastrofą samolotu Tu-154M „101” w dniu 10 kwietnia 2010 r. Analiza zapisanych przez rejestratory – eksploatacyjny KBN i eksploatacyjny ATM-QAR - parametrów związanych z oceną pracy silników oraz analiza materiałów zebranych w miejscu oględzin silników dostarczyły wystarczających informacji do oceny i wnioskowania o stanie zespołu napędowego i jego ewentualnym związku z zaistnieniem katastrofy.

W związku z powyższym nie ma potrzeby wykonywania dodatkowych, szczegółowych badań silników.

#### Wykaz załączników:

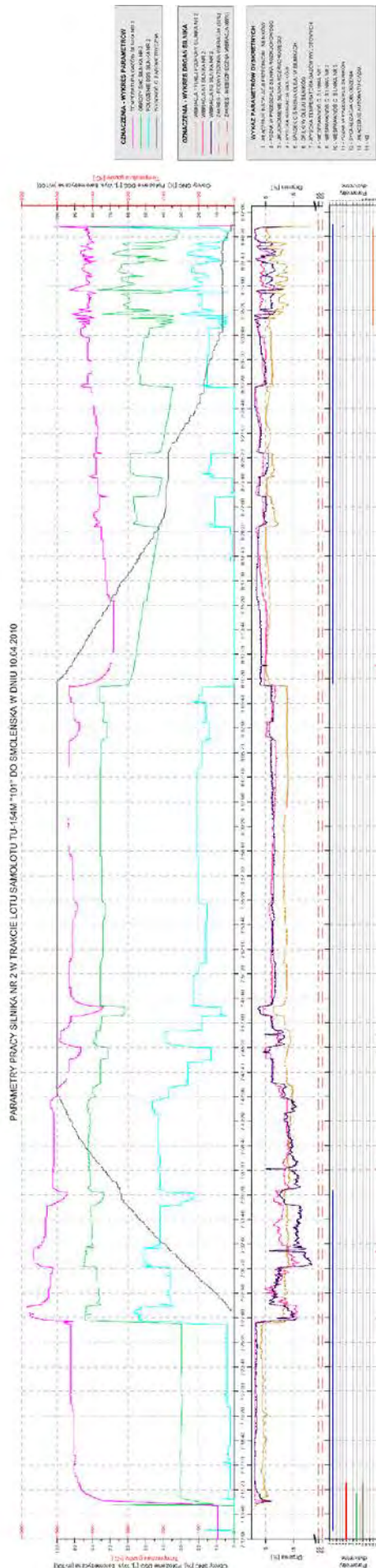
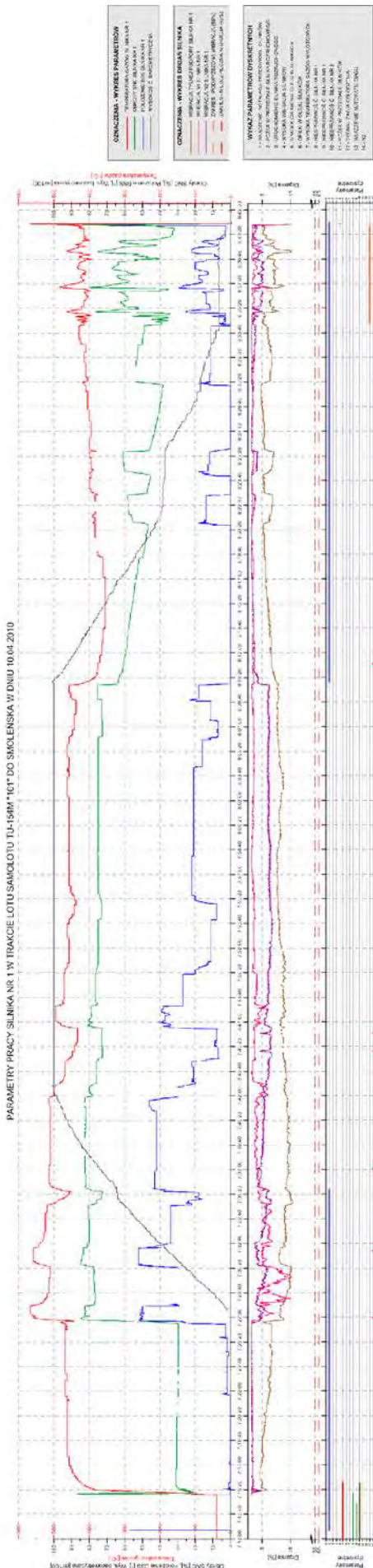
Załącznik nr 4.10.2.1 na 4 str. Wykresy

Załącznik nr 4.10.2.2 na 12 str. Notatka z wykonanych w dniach 11-13.04.2010 na miejscu katastrofy oględzin zespołu napędowego samolotu Tu-154M „101”

Załącznik nr 4.10.2.3 na 2 str. Notatka z oględzin silnika nr 59249012426 (silnik nr 2, środkowy) z samolotu Tu-154M „101” - na płaszczyźnie składowania wraku



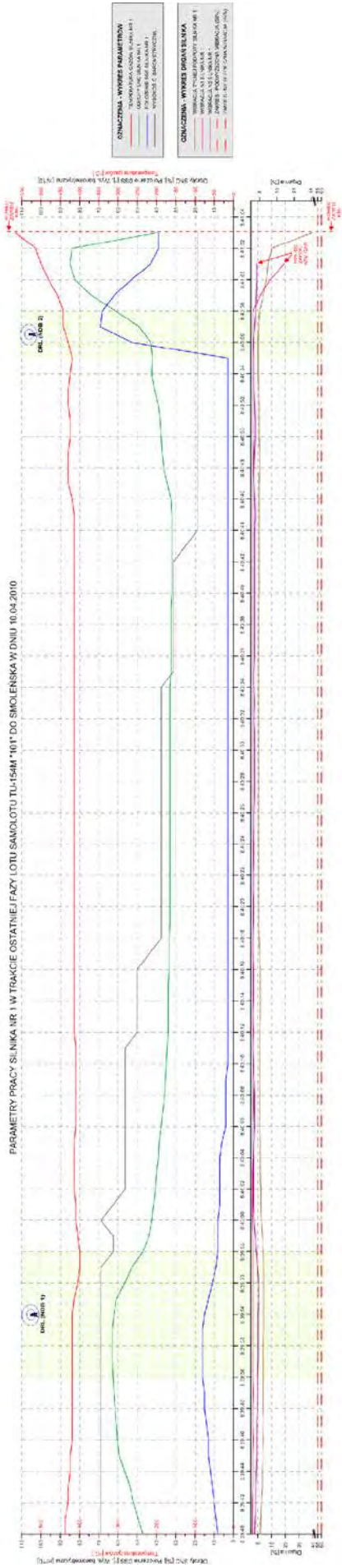
Wykresy



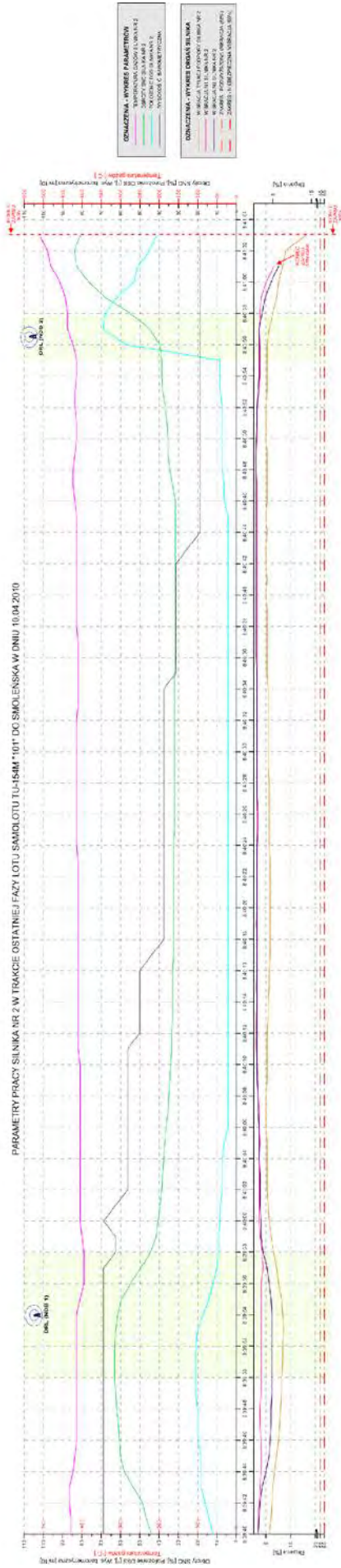




PARAMETRY PRACY SILNIKA NR 1 W TRAKCIE OSTATNIEJ FAZY LOTU SAMOLOTU TU-154M \*101\* DO SMOLENSKA W DNIU 10.04.2010



PARAMETRY PRACY SILNIKA NR 2 W TRAKCIE OSTATNIEJ FAZY LOTU SAMOLOTU TU-154M \*101\* DO SMOLENSKA W DNIU 10.04.2010





## Notatka

### z wykonanych w dniach 11-13.04.2010 na miejscu katastrofy ogłędzin zespołu napędowego samolotu Tu-154M „101”

#### -Silnik nr 59319012423 (silnik nr 1, lewy)

Silnik nr 1 został wyrwany z węzłów mocowania do kadłuba i znajdował się podobnie jak fragment końcowej części kadłuba w położeniu odwróconym „na plecy”, skierowany wlotem w kierunku przeciwnym do kierunku lotu samolotu. Silnik pozbawiony części osłon znajdował się w bezpośrednim sąsiedztwie zachowanej tylnej części kadłuba samolotu (patrz zdj. 1÷4). Zespół sprężarki niskiego ciśnienia (SNC) oddzielił się od kadłuba silnika (zdj. 5÷6). Tarcze I, II i III stopnia SNC wraz z łopatkami znajdowały się w pobliżu silnika (zdj. 3, 8÷10, 23, 27). Uszkodzenia łopatek wirnikowych wszystkich stopni SNC świadczą o tym, że silnik pracował w momencie zderzenia z ziemią. Widoczny (zdj. 7) pierścień rozdzielający ze wspornikami korpusu rozdzielczego - popękany na całym obwodzie. Łopatki aparatu kierującego (AK) sprężarki wysokiego ciśnienia (SWC) uszkodzone w wyniku zassania ciał obcych (ziemi) do silnika. Zewnętrzny korpus SWC zdeformowany w wyniku zderzenia z ziemią (zdj. 11÷12). Kinematyka sterowania silnikiem zachowana w całości do miejsca mocowania w gondoli silnikowej – dalej zerwana (zdj. 11÷13). Wskazówka noniusza na pompie NR-30KU-4 ustawiona na  $-32^\circ$  (zdj. 19÷20). Oceniono, iż takie jej położenie może być następstwem przemieszczenia cięgieł układu sterowania silnikiem w trakcie niszczenia konstrukcji samolotu. Układ cięgieł sterowania rewersem znajduje się w położeniu zamkniętego rewersu (zdj. 14÷17).

W trakcie wykonywanych oględzin silnika obserwowano kontrolę czystości korka magnetycznego zabudowanego na pompie odsysający MNO-30K (zdj. 17, 18) oraz proces pobierania przez przedstawicieli komisji rosyjskiej paliwa i oleju z instalacji silnika do badań oraz kontrolę czystości filtrów paliwa (zdj. 21, 22) i oleju. Kontrola stanu łopatek ostatniego stopnia turbiny niskiego ciśnienia (TNC), mieszalnika gazów oraz dyszy silnika (zdj. 23, 24) nie wykazała widocznych uszkodzeń. Obecność błota na całej powierzchni kanału dolotowego oraz w dyszy wylotowej świadczy również o tym, iż silnik pracował w momencie katastrofy. Nie stwierdzono uszkodzeń korpusu silnika charakterystycznych dla rozpadu elementów wirujących silnika. Nie stwierdzono śladów pożaru silnika. Stan elementów silnika nr 59319012423 oraz położenie korpusu silnika względem jego



oddzielonych elementów, a także względem elementów zniszczonego płatowca przedstawiono na zdjęciach 1÷28.



Zdj. 1. Widok silnika z jego lewej strony



Zdj. 2. Widok silnika od strony dyszy z jego tarczą wirnika I st. sprężarki niskiego ciśnienia



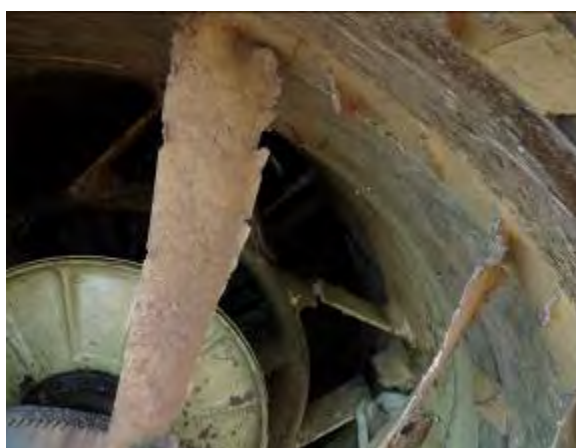
Zdj. 3. Widok silnika z jego prawej strony oraz tarcz z łopatkami SNC



Zdj. 4. Widok silnika od strony wlotu



Zdj. 5. Widok stanu sprężarki niskiego ciśnienia



Zdj. 6. Widok stanu sprężarki niskiego ciśnienia





Zdj. 7. Korpus rozdzielczy - widok łopatek SWC



Zdj. 8. Tarcza z łopatkami roboczymi i łopatki aparatu kierującego SNC



Zdj. 9. Widok silnika z jego prawej strony oraz tarczy z łopatkami SNC



Zdj. 10. Tarcza z łopatkami SNC



Zdj. 11. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem po zdjęciu osłon



Zdj. 12. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem po zdjęciu osłon





Zdj. 13. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem po zdjęciu osłon



Zdj. 14. Widok stanu rewersu silnika



Zdj. 15. Widok stanu elementów sterowania rewerserem



Zdj. 16. Widok stanu elementów sterowania rewerserem – wskaźnik położenia



Zdj. 17. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem po zdjęciu osłon



Zdj. 18. Korek magnetyczny zabudowany na pompie odsysającej MNO-30K



Zdj. 19. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem – noniusz na pompie NR-30KU-4



Zdj. 20. Noniusz na pompie NR-30KU-4



Zdj. 21. Widok filtra na chłodnicy paliwowo-olejowej



Zdj. 22. Widok filtra paliwowego



Zdj. 23. Widok dyszy wylotowej silnika oraz tarczy z łopatkami wirnika I st. SNC



Zdj. 24. Widok ostatniego stopnia wirnika turbiny niskiego ciśnienia i mieszalnika





Zdj. 25. Widok rewersu silnika (z jego prawej strony)



Zdj. 26. Widok prawej strony silnika i węzłów mocowanie do pylonu



Zdj. 27. Widok tarcz z łopatkami SNC oraz łopatki AK silnika



Zdj. 28. Noniusz ustawienia łopatek wlotowych AK SWC

### **-Silnik nr 59249012426 ( silnik nr 2, środkowy)**

Silnik środkowy znajdował się w oderwanej części ogonowej samolotu, w położeniu „na plecach” (zdj. 29, 30), co uniemożliwiło na miejscu zdarzenia ocenę stanu SNC. Dysza silnika została zdeformowana od statecznika pionowego (zdj. 30) co świadczyć może, iż w momencie niszczenia konstrukcji samolot znajdował się w położeniu odwróconym. Kontrola stanu łopatek ostatniego stopnia TNC oraz mieszalnika gazów nie wykazała widocznych uszkodzeń. W stożku gazów wylotowych stwierdzono obecność oleju (zdj. 31, 32). Kinematyka sterowania silnikiem zachowana w całości - w części mocowanej do kadłuba powyginana. (zdj. 33÷38). Wskazówka noniusza na pompie NR-30KU-4 ustawiona na  $-10^{\circ}$  (zdj. 33÷34). Oceniono, iż położenie to jest niewiarygodne i jest następstwem przemieszczenia ciężarów układu sterowania silnikiem w trakcie niszczenia konstrukcji samolotu. W trakcie wykonywanych oględzin silnika obserwowano kontrolę czystości korka magnetycznego zabudowanego na pompie odsysający MNO-30K (zdj. 39, 40) wykonywanej przez specjalistów komisji rosyjskiej. Nie stwierdzono widocznych uszkodzeń zewnętrznych korpusu silnika. Nie stwierdzono także



uszkodzeń korpusu silnika charakterystycznych dla rozpadu jego elementów wirujących oraz wystąpienia pożaru. Po obróceniu części ogonowej, w której zabudowano silnik stwierdzono, iż deformacja (zagniecenie) płatowcowego wlotu do silnika uniemożliwia kontrolę SNC (zdj. 41, 42).



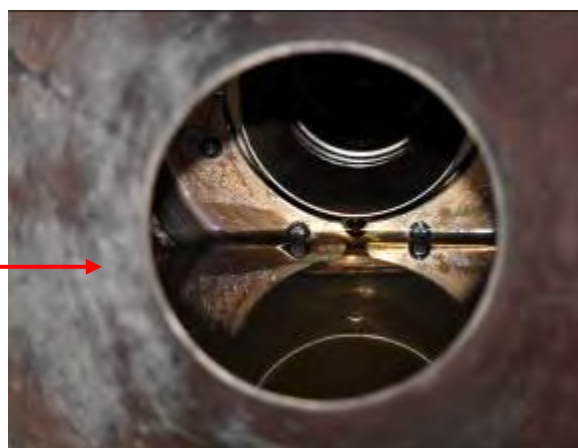
Zdj. 29. Widok kadłuba z zabudowanym silnikiem nr 2 (środkowy)



Zdj. 30. Widok dyszy wylotowej silnika nr 2



Zdj. 31. Widok ostatniego stopnia turbiny niskiego ciśnienia i mieszalnika



Zdj. 32. Wyciek z instalacji olejenia łożyska



Zdj. 33. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem – noniusz na pompie NR-30KU-4



Zdj. 34. Noniusz na pompie NR-30KU-4



Zdj. 35. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem



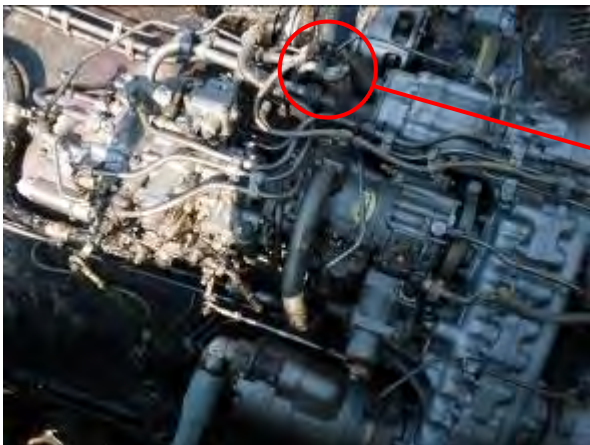
Zdj. 36. Widok elementów sterowania silnikiem



Zdj. 37. Widok elementów sterowania silnikiem



Zdj. 38. Widok elementów sterowania silnikiem



Zdj. 39. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem



Zdj. 40. Korek magnetyczny zabudowany na pompie odsysającej MNO-30K





Zdj. 41. Widok kadłuba samolotu po obróceniu



Zdj. 42. Widok kadłuba – miejsce zabudowy statecznika i wlotu do silnika nr 2

### **–Silnik nr 59219012414 (silnik nr 3, prawy)**

Silnik nr 3 został wyrwany z węzłów mocowania do kadłuba i znajdował się w położeniu odwróconym „na plecy” w odległości ok. 30 m od zachowanego fragmentu końcowej części kadłuba (zdj. 43, 44). Wlot silnika - podobnie jak cały silnik z zamontowanymi na nim agregatami - mocno zanieczyszczony ziemią (błotem), brak kołpaka sprężarki, 3 łopatki I st SNC wyłamane u podstawy, pozostałe silnie zdeformowane w wyniku zderzenia silnika z ziemią i deformacji jego kadłuba. Uszkodzenia łopatek wirnikowych I stopnia SNC świadczą o tym, że silnik pracował w momencie zderzenia z ziemią.

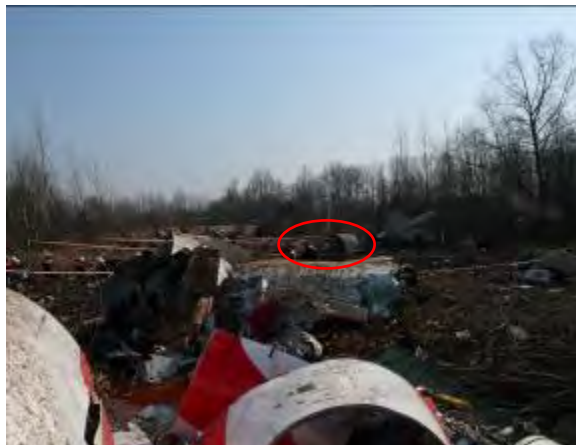
Zewnętrzny korpus SWC zdeformowany w wyniku zderzenia z ziemią (zdj. 46, 50, 51, 54). Kinematyka sterowania silnikiem powyginana, zachowana w całości do miejsca mocowania w gondoli silnikowej – dalej zerwana (zdj. 49, 54÷56). Wskazówka noniusza na pompie NR-30KU-4 ustawiona na 16° (zdj. 55). Oceniono, iż podobnie jak na pozostałych dwóch silnikach wskazanie to jest niewiarygodne i jest następstwem deformacji oraz przemieszczenia cięgieł układu sterowania silnikiem w trakcie niszczenia konstrukcji samolotu. Układ cięgieł sterowania rewersem znajduje się w położeniu zamkniętego rewersu (zdj. 56).

W trakcie wykonywanych oględzin silnika obserwowano wykonywaną przez przedstawicieli komisji rosyjskiej kontrolę czystości filtra oleju MFS-30 (zdj. 52, 53) oraz korka magnetycznego zabudowanego na pompie odsysającej MNO-30K. Ze względu na uszkodzenie/ułamanie korka kontrola ta nie była możliwa w tym czasie i miejscu. Kontrola stanu łopatek ostatniego stopnia turbiny niskiego ciśnienia (TNC), mieszalnika gazów oraz dyszy silnika (zdj. 45, 48) nie wykazała widocznych uszkodzeń.

Obecność błota w dyszy wylotowej (zdj. 48) świadczy również o tym, iż silnik pracował w momencie katastrofy. Nie stwierdzono uszkodzeń korpusu silnika charakterystycznych dla rozpadu jego elementów wirujących. Stan elementów silnika oraz położenie korpusu silnika względem elementów zniszczonego płatowca przedstawiono na zdjęciach 43÷56.



Zdj. 43. Widok kadłuba w miejscu mocowania silnika nr 3 do pylonu



Zdj. 44. Widok położenia silnika nr 3 z miejsca gdzie znajdował się fragment kadłuba do którego był on zabudowany



Zdj. 45. Widok lewej strony silnika



Zdj. 46. Widok łopatek wlotowego AK SNC



Zdj. 47. Widok prawej strony silnika



Zdj. 48. Widok ostatniego stopnia TNC i mieszalnika





Zdj. 49. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem (strona lewa silnika)



Zdj. 50. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem po zdjęciu osłon (strona lewa silnika)



Zdj. 51. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem (strona prawa silnika)



Zdj. 52. Demontaż i sprawdzenie filtra oleju MFS-30



Zdj. 53. Widok filtra oleju MFS-30



Zdj. 54. Widok elementów sterowania silnikiem





Zdj. 55. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem – noniusz na pompie NR-30KU-4



Zdj. 56. Widok stanu elementów sterowania rewerserem – wskaźnik położenia

## Notatka

### z oględzin silnika nr 59249012426 (silnik nr 2, środkowy) z samolotu Tu-154M „101” - na płaszczyźnie składowania wraku

W związku z brakiem możliwości wykonania w miejscu katastrofy oględzin stanu łopatek pierwszego stopnia sprężarki niskiego ciśnienia (SNC) oraz kanału dolotowego do silnika z powodu jego zakopania w podłożu (pozycja odwrócona zachowanego kadłuba samolotu, w którym zabudowano silnik środkowy) w dniu 16.04.2010 wykonano ww. oględziny w miejscu składowania wraku samolotu. Oględziny wnętrza traktu gazowego silnika w rejonie łopatek pierwszego stopnia SNC wykonano poprzez szczelinę powstałą w wyniku deformacji materiału kołnierza w miejscu połączenia korpusu wlotowego silnika z płatowcem (zdj. 1, 2). W polu widzenia stwierdzono:

- zaleganie w kanale dolotowym fragmentów drzew (największe o średnicy ok.15 cm) oraz zdeformowanych fragmentów konstrukcji płatowca samolotu –patrz zdj. 3, 4;
- zaleganie znacznych ilości błota oraz drobnych fragmentów organicznych (trawa, gałęzie) na elementach korpusu wlotowego silnika i łopatkach aparatu kierującego (AK) pierwszego stopnia SNC – patrz zdj. 5, 6;
- uszkodzenia na krawędziach natarcia łopatek wirnika pierwszego stopnia SNC spowodowane zassaniem ciał obcych oraz fragmentów konstrukcji samolotu do silnika – patrz zdj. 7, 8;

Postać uszkodzeń łopatek wirnika sprężarki, obecność błota i drobnych fragmentów organicznych (trawa, gałęzie) a także ich rozłożenie na elementach sprężarki świadczą o tym, że silnik pracował w momencie zderzenia z ziemią.



Zdj. 1. Widok silnika nr 2 (środkowy) z lewej strony



Zdj. 2. Deformacja kołnierza na połączeniu korpusu wlotowego silnika z elementami płatowca



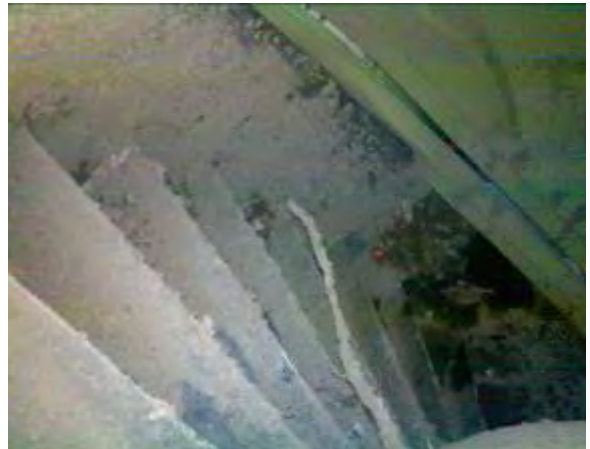
Zdj. 3. Widok fragmentu drzewa zalegającego we wlocie bezpośrednio przed AK I st. SNC



Zdj. 4. Widok zdeformowanego kanału wlotowego do silnika nr 2



Zdj. 5. Widok zanieczyszczonego wnętrza korpusu wlotowego silnika i łopatek AK I st. SNC



Zdj. 6. Widok zanieczyszczonego wnętrza korpusu wlotowego silnika i łopatek AK I st. SNC



Zdj. 7. Widok uszkodzeń na krawędziach natarcia łopatek I st. SNC



Zdj. 8. Widok uszkodzeń na krawędziach natarcia łopatek I st. SNC

### ANALIZA PRACY INSTALACJI PALIWOWEJ

1. Tankowania samolotu Tu-154M nr 101 w okresie od 26 marca do 10 kwietnia 2010 r.

Paliwo do samolotów 36 splt tankowane było z cystern samochodowych.

22.03. Z PETROLOT-u do 36 splt przyjechała cysterna UJ 00204 z paliwem Jet A-1; dostarczono certyfikat analizy paliwa – paliwo spełniało wymagania.

24.03. Z PETROLOT-u do 36 splt przyjechała cysterna UJ 00396 z paliwem Jet A-1; dostarczono certyfikat analizy paliwa – paliwo spełniało wymagania.

26.03. Z PETROLOT-u do 36 splt przyjechała cysterna UJ 00494 z paliwem Jet A-1; dostarczono certyfikat analizy paliwa – paliwo spełniało wymagania.

26.03. Zatankowano 12 332 l paliwa Jet A-1 z cysterny UJ 00204; orzeczenie laboratoryjne 36 splt nr 153 – zezwolono tankować.

29.03. Zatankowano 9323 l paliwa z cysterny UJ 00396; orzeczenie laboratoryjne 36 splt nr 159 – zezwolono tankować.

29.03. Zatankowano 13 445 l paliwa Jet A-1 w Prisztinie; certyfikat dostawy No 36714 wystawiony przez AIR BP.

30.03. Z PETROLOT-u do 36 splt przyjechała cysterna UJ 00493 z paliwem Jet A-1; dostarczono certyfikat analizy paliwa – paliwo spełniało wymagania.

31.03. Zatankowano 8180 l paliwa z cysterny UJ 00494; orzeczenie laboratoryjne 36 splt nr 162 – zezwolono tankować.

1.04. Zatankowano 19 670 l paliwa TS-1 w Tbilisi; certyfikat dostawy Nr 009192 wystawiony przez GEORGIAN PETROLEUM.

2.04. Zatankowano 11 910 l paliwa Jet A-1 z cysterny UJ 00494; orzeczenie laboratoryjne 36 splt nr 166 – zezwolono tankować.

6.04. Zatankowano 4563 l paliwa Jet A-1 z cysterny UJ 00204; orzeczenie laboratoryjne 36 splt nr 171 – zezwolono tankować.

7.04. Zatankowano 7000 l paliwa TS-1 na lotnisku SMOLEŃSK PÓŁNOCNY; nie otrzymano dokumentu tankowania (co potwierdzono wpisem w „Książce obsługi statku powietrznego Nr 101”), ale wg oświadczenia polskiej załogi tym samym paliwem tankowano samolot premiera Putina.

**Uwaga:** W dniu 6.04.2010 trzyosobowa komisja w JW 06755 w ramach przygotowań do przyjęcia, odlotu i obsługi technicznej rejsów specjalnych z oficjalną delegacją Rzeczypospolitej Polskiej dokonała kontroli stanu technicznego samochodu specjalnego do tankowania paliwem samolotów wykonujących loty specjalne i stwierdziła m.in., że jakość paliwa jest zgodna z normą GOST 10227-86.

7.04. Zatankowano 22 568 l paliwa Jet A-1 z cysterny UJ 00493; orzeczenie laboratoryjne 36 splt nr 172 – zezwolono tankować.



9.04. Zatankowano 9518 l paliwa Jet A-1 z cysterny UJ 00204;  
orzeczenie laboratoryjne 36 splt nr 177 – zezwolono tankować.

10.04. Samolot nie był tankowany.

Po ostatnim tankowaniu samolot miał w zbiornikach łącznie 18 672 kg paliwa („Książka obsługi statku powietrznego Nr 101”, 90A837, RWD 343/14, str. 20/109), rozmieszczonego następująco:

zbiornik nr 1: 3300 kg;  
zbiorniki nr 2: 4000 kg;  
zbiorniki nr 3: 5372 kg;  
zbiornik nr 4: 6000 kg.

Paliwo tankowane do samolotu Tu-154M w okresie od 26 marca do 10 kwietnia 2010 r. było zgodne z wykazem paliw dopuszczonych przez producenta do stosowania na tym typie samolotu („Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации”, pkt 9.1.1., str. 9.1.1).

Dodatkowe badania laboratoryjne paliwa pobranego z cysterny UJ 00204, przeprowadzone po katastrofie, dały wyniki różniące się nieznacznie od wyników badań zawartych w certyfikatach dostarczonych przez PETROLOT, ale potwierdziły, że paliwo zatankowane w dniu 9 kwietnia 2010 r. do samolotu Tu-154M spełniało wymagania jakościowe (Raport Nr WK-2913-55-143-10).

Wyniki badań próbek paliwa pobranych z wraku samolotu na miejscu katastrofy, które przeprowadzono w Rosji (ЗАКЛЮЧЕНИЕ № 55-2010 / ЦС ГСМ-АП), potwierdziły dobrą jakość paliwa zatankowanego w Polsce. Zanieczyszczenia mechaniczne wykryte w próbkach paliwa dostały się do niego w trakcie wypadku lub w trakcie pobierania próbek.

Z dokumentów, jakimi dysponuje KBWL LP, wynika, że wojskowe magazyny MPS w Wojskowym Porcie Lotniczym Warszawa-Okęcie nie spełniały warunków określonych w przepisach bhp i ppoż. mówiących o sposobach magazynowania produktów łatwopalnych, jednak nie miało to wpływu na jakość paliwa tankowanego do samolotu Tu-154M.

**Wniosek: Paliwo tankowane do samolotu Tu-154M nr 101 w okresie od 26 marca do 10 kwietnia 2010 r. było zgodne z wykazem paliw dopuszczonych przez producenta samolotu do stosowania na tym typie samolotu i spełniało wymagania jakościowe.**



2. Czy uderzenie lewego skrzydła samolotu Tu-154M nr 101 w brzozę w trakcie lotu z WARSZAWY do SMOLEŃSKA w dniu 10.04.2010 r. spowodowało uszkodzenia zbiornika paliwa, które mogły doprowadzić do niebezpiecznego wycieku paliwa?

Według ustaleń członków KBWL LP pracujących na miejscu katastrofy w SMOLEŃSKU samolot Tu-154M nr 101 o godz. 06:41:02,8<sup>1</sup> UTC w odległości 853 m od progu drogi startowej (ok. 350 m od miejsca upadku) zderzył się lewym skrzydłem z brzozą o średnicy 30-40 cm. Uderzenie w drzewo nastąpiło na wysokości około 5,1 m. W wyniku tego uderzenia oderwana została końcowa część lewego skrzydła o długości 6,1 m. Oderwanie tego fragmentu skrzydła nastąpiło pomiędzy żebrami nr 27 i nr 28. Utrata fragmentu skrzydła spowodowała rozerwanie lewego zbiornika paliwa nr 3, który umieszczony jest pomiędzy żebrami nr 14 i nr 45 („Ty-154M. Руководство по технической эксплуатации”, rozdz. 028.10.00, str. 1, rys. 1, str. 2).

Zgodnie z „Książką obsługi statku powietrznego Nr 101”, 90A837, RWD 343/14, str. 20/109, przed startem samolot był zatankowany następująco:

Nr zbiornika	Ilość paliwa [kg]
1 (jeden zbiornik)	3 300
2 (dwa zbiorniki)	4 000
3 (dwa zbiorniki)	5 372
4 (jeden zbiornik)	6 000
Ogółem	18 672

Z paliwa, które w zbiorniku nr 4 pełniło rolę balastu, zabrania się korzystać podczas lotu („Ty-154M. Руководство по летной эксплуатации”, pkt 9.1.3.(2)(b)2, str. 9.1.2.2). Z informacji otrzymanych od byłego Szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt wynika, że paliwo w zbiorniku nr 4 najprawdopodobniej przynajmniej częściowo stanowiło nawigacyjny zapas paliwa, tzn. jego część mogła być planowana do zużycia w kolejności opróżniania zbiorników. Ponieważ nie zachował się nawigacyjny plan lotu ani arkusz załadowania na ten lot, nie można tej kwestii definitywnie rozstrzygnąć.

O godz. 05:59:00,5 UTC w zapisie rejestratorów parametrów lotu pojawił się sygnał świadczący o awarii lub ręcznym wyłączeniu systemu sterowania i pomiaru zużycia paliwa СУИТ4-1Т. Sygnał ten pojawił się w tym samym kanale (ODSCIEZKI), w którym pojawił się sygnał granicznego odejścia od ścieżki zniżania. Zgodnie z „Ty-154M. Руководство по летной эксплуатации”, pkt 8.3.2.(6)1, str. 8.3.5, technik pokładowy powinien niezwłocznie zameldować dowódcy statku powietrznego o wykrytych odchyleniach w funkcjonowaniu instalacji paliwowej. W zapisie CVR nie ma takiego meldunku, można więc domniemywać, że przełączenie systemu sterowania i pomiaru zużycia paliwa w tryb ręczny było zamierzone. Zapis w CVR zaczął się dopiero od godz. 6:02:53,5 UTC, więc ewentualny meldunek technika pokładowego mógł się nie zapisać. Z informacji otrzymanych od byłego Szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt wynika, że automatykę paliwową w Tu-154M wyłączano, kiedy zachodziła potrzeba takiego wypracowania paliwa, aby nie trzeba było trymerować samolotu na lotkach, co umożliwiałoby zmniejszenie zużycia paliwa. Rzeczywista przyczyna przełączenia systemu sterowania i pomiaru zużycia paliwa w tryb sterowania ręcznego w tym locie pozostaje jednak nieznaną.

<sup>1</sup> Czas uniwersalny UTC = CET – 2 godziny. W CVR stosowany jest warszawski czas lokalny (CET).  
Czas uniwersalny UTC = czas rejestratora KBN + 3 s – 2 godz.

O godz. 06:23:57,5 UTC załoga poinformowała „wieżę” na lotnisku SMOLEŃSK PÓLNOČNY, że w samolocie zostało 11 ton paliwa. Wg zapisów w rejestratorze MARS ilość paliwa w zbiornikach samolotu wynosiła wtedy 12 200 kg.

Z zapisu rejestratorów parametrów lotu wynika, że o godzinie 06:30:47 UTC system sterowania i pomiaru zużycia paliwa znowu działał w trybie automatycznym. Zmianie trybu funkcjonowania instalacji paliwowej nie towarzyszył żaden meldunek technika pokładowego złożony dowódcy statku powietrznego. Można domniemywać, że automatyka paliwowa została włączona dla odciążenia mechanika pokładowego w ostatnim etapie lotu. Rzeczywista przyczyna przełączenia systemu sterowania i pomiaru zużycia paliwa w tryb sterowania automatycznego pozostaje nieznana.

Na samolocie Tu-154M po przełączeniu systemu sterowania i pomiaru zużycia paliwa w tryb ręczny sterowanie pracą pomp paliwowych należy wykonywać zgodnie z programem (automatycznym) zużycia paliwa („Ту-154М. Руководство по технической эксплуатации”, rozdz. 028.13.00, pkt 3.1.7, str. 12). W niniejszym opracowaniu obliczenia ilości paliwa w zbiornikach nr 3 wykonano przy założeniu, że do czasu ponownego przejścia systemu sterowania i pomiaru zużycia paliwa w automatyczny tryb pracy program sterowania pompami paliwowymi był przez technika pokładowego wykonywany prawidłowo, czyli zachował kolejność opróżniania zbiorników i nie dopuścił do przekroczenia dopuszczalnej różnicy ilości paliwa w symetrycznych zbiornikach obu skrzydeł. Ewentualne niewielkie przekroczenia dopuszczalnej różnicy ilości paliwa w symetrycznych zbiornikach nr 3 obu skrzydeł w trakcie pracy w trybie ręcznym byłyby szybko skorygowane po podjęciu pracy przez automat wyrównawczy.

O godz. 06:33:25,5 UTC w CVR został zapisany meldunek technika pokładowego przekazany dowódcy statku powietrznego, że mają 12 ton paliwa. Według zapisów w rejestratorze MARS łączna ilość paliwa w zbiornikach samolotu rzeczywiście wynosiła wtedy 12 000 kg.

O godz. 06:40:56,9 UTC, gdy kąt przechylenia samolotu wynosił 0°, a kąt pochylenia 0°, zapisana w rejestratorze MARS łączna ilość paliwa w zbiornikach samolotu wynosiła 10 600 kg.

Przy założeniu, że przez cały czas lotu praca pomp paliwowych była sterowana zgodnie z programem (automatycznym) zużycia paliwa, można przyjąć, że paliwo było w samolocie rozmieszczone następująco:

- w zbiorniku nr 4 (balastowym) 6000 kg;
- w zbiorniku nr 1 (rozchodowym) w trakcie normalnej eksploatacji jest zawsze od 3150 kg do 3300 kg paliwa („Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации”, str. 8.3.1);
- uwzględniając powyższe, w zbiornikach nr 2 i 3 pozostało od 1450 kg do 1300 kg paliwa;
- zgodnie z wykresem nr 9.1.2 z „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации”, str. 9.1.9, automatyka instalacji paliwowej, która zapewnia kolejność przetłaczania paliwa do zbiornika rozchodowego spowodowała, że zbiorniki nr 2 były puste, a to w zbiornikach nr 3 pozostało od 1450 kg do 1300 kg paliwa;
- gdyby paliwo było symetrycznie rozmieszczone w zbiornikach nr 3, to w zbiorniku lewym byłoby od 725 kg do 650 kg paliwa. Rozkład paliwa w zbiornikach nr 3 nie musiał być jednak symetryczny.

System sterowania i pomiaru zużycia paliwa zawiera m.in. automat wyrównywania. Automat wyrównywania (działa tylko przy włączonym automacie zużycia paliwa) wyłącza pompy przetłaczające w tym z symetrycznych zbiorników, w którym jest mniej paliwa. Automat ten zaczyna działać, gdy pojawia się odpowiednio duża różnica ilości paliwa w symetrycznych zbiornikach obu skrzydeł. Dla zbiorników nr 3 różnica ta wynosi  $300 \pm 100$  kg („Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации”, pkt 8.3.4.5(1)(b), str. 8.3.18), tj. w skrajnym przypadku dopuszcza się różnicę ilości paliwa między zbiornikiem lewym a prawym wynoszącą 400 kg. Uwzględniając tę różnicę ilości paliwa w powyższych obliczeniach, w **chwili oderwania końcowej część lewego skrzydła w lewym zbiorniku nr 3 mogło być od 925 kg do 450 kg paliwa.**

Ponieważ po uderzeniu lewego skrzydła w brzozę i oderwaniu końcowej część skrzydła nastąpiło gwałtowne (z prędkością nie mniejszą niż  $18^\circ/\text{s}$ ) przechylenie się samolotu w lewą stronę, należy przyjąć, że **towarzyszył temu gwałtowny wypływ paliwa z rozerwanego lewego zbiornika nr 3.**

## ANALIZA NAPRAWY USZKODZONEJ OSŁONY RADARU SAMOLOTU TU-154M NR 101

### 1. Opis zdarzenia lotniczego

Zdarzenie miało miejsce 08 kwietnia 2010 roku, około godz. 23.35 LT podczas lotu dyspozycyjnego na trasie PRAGA – WARSZAWA. Cytat z karty incydentu lotniczego: „Po starcie z lotniska Praga na wysokości około 4000ft nastąpiło zderzenie z ptakiem. Po skontrolowaniu parametrów pracy silników i własności lotnych samolotu dowódca załogi zdecydował o kontynuowaniu lotu. Lądowanie na lotnisku bazowania bez następstw”.

### 2. Raportowanie o zdarzeniu lotniczym

- 1) 09 kwietnia 2010 roku Dowódca Jednostki Wojskowej Nr 2139 pismem nr 1224/10 przesłał meldunek o zdarzeniu lotniczym do Inspektoratu MON ds. Bezpieczeństwa Lotów oraz poinformował Szefa Bezpieczeństwa Lotów Sił Powietrznych (załącznik nr 1)
- 2) 22 kwietnia 2010 roku Dowódca Jednostki Wojskowej Nr 2139, pismem nr 1422/10 przesłał meldunek uzupełniający (w postaci karty incydentu lotniczego) do Inspektoratu MON ds. Bezpieczeństwa Lotów oraz w do Szefa Bezpieczeństwa Lotów Sił Powietrznych (załącznik nr 2).

Wyżej wymienione dokumenty zawierają informację o stwierdzonym – w ramach przeprowadzonej po lądowaniu inspekcji – uszkodzeniu „noska osłony radaru”. Z załącznika nr 2 wynika, że sporządzono dokumentację fotograficzną rejonu uszkodzenia, wykonano naprawę i malowanie uszkodzonego elementu oraz potwierdzono sprawność samolotu (jego zdolność do lotu).

Załączniki nr 3, 4 i 5 stanowią dokumentację fotograficzną.

UWAGA: Dokumentacja fotograficzna, udostępniona członkom Komisji przez personel SIL 36 splt, przedstawia uszkodzenie już po częściowym wykonaniu naprawy. Nie opracowano dokumentacji fotograficznej bezpośrednio po lądowaniu samolotu lub przed rozpoczęciem procesu naprawczego, obrazującej rzeczywisty stan i wymiary uszkodzenia poszycia kopuły radaru.

### 3. Wykonanie naprawy

#### 1. Stwierdzone uszkodzenia

Według ustnych informacji personelu 36 splt uszkodzone zostało **jedynie zewnętrzne** poszycie owiewki nosowej (kopuły radaru), która jest wykonana z materiału kompozytowego o strukturze przekładkowej (poszycie zewnętrzne i wewnętrzne z wypełniaczem komórkowym). Wykonawcy naprawy ocenili wymiary uszkodzenia na mniej więcej **70 x 100 mm** (brak jakiegokolwiek dokumentu potwierdzającego te dane).

Załączniki nr 3, 4 i 5 przedstawiają lokalizację uszkodzenia, natomiast rys. 1 poniżej jego zbliżenie już po częściowym wykonaniu naprawy.



Rys. 1

## 2. Dokumentacja naprawcza

Według informacji personelu 36 splt naprawę wykonano zgodnie z wytycznymi „**Instrukcji remontowej samolotu Tu-154**” („Tu-154 Rukowodstwo po kapitalnomu remontu”), rozdział 53.50.01 „Owiewka nosowa – naprawa uszkodzeń”; data wydania – **17 marca 1982 r. (!!!)**.

Szczegóły wytycznych „Instrukcji remontowej...” (**ewaluacja zakresu uszkodzeń**):

a) rodzaj uszkodzenia – **przebicie** („dziura”)

Maksymalne, dopuszczalne parametry uszkodzenia, przy których możliwe jest wykonanie naprawy:

- wymiary – nie więcej niż 50 x 50 mm;
- odstępy pomiędzy uszkodzonymi rejonami – nie mniej niż 0,5 m;
- powierzchnia uszkodzenia – nie więcej niż 0,5% całkowitej powierzchni owiewki;
- metoda oceny uszkodzeń - inspekcja wizualna;
- Przyrządy – linijka;
- Decyzja – wykonać naprawę / remontować;

b) rodzaj uszkodzenia – **przebicie** („dziura”)

Parametry uszkodzenia, przy których niemożliwe jest wykonanie naprawy:

- wymiary – więcej niż 50 x 50 mm;
- odstępy pomiędzy uszkodzonymi rejonami – mniej niż 0,5 m;



- powierzchnia uszkodzenia – więcej niż 0,5% całkowitej powierzchni owiewki;
- decyzja – wymienić owiewkę;

c) rodzaj uszkodzenia – **jednostronne uszkodzenie** wewnętrznego lub zewnętrznego **poszycia** wykonanego z włókna szklanego

Maksymalne, dopuszczalne parametry uszkodzenia, przy których możliwe jest wykonanie naprawy:

- wymiary – nie więcej niż 100 x 100 mm;
- odstęp między uszkodzonymi rejonami – nie mniej niż 0,5 m;
- powierzchnia uszkodzenia – nie więcej niż 1% całkowitej powierzchni owiewki;
- metoda oceny uszkodzeń – inspekcja wizualna;
- przyrządy – linijka;
- decyzja – wykonać naprawę / remontować

d) rodzaj uszkodzenia – **jednostronne uszkodzenie** wewnętrznego lub zewnętrznego **poszycia** wykonanego z włókna szklanego

Parametry uszkodzenia, przy których wykonanie naprawy jest niedopuszczalne:

- wymiary – więcej niż 100 x 100 mm;
- odstęp między uszkodzonymi rejonami – mniej niż 0,5 m;
- powierzchnia uszkodzenia – więcej niż 1% całkowitej powierzchni owiewki;
- decyzja – wymienić owiewkę;

e) rodzaj uszkodzenia – **odklejenie / delaminacja poszycia** wykonanego z włókna szklanego od wypełniacza komórkowego

Maksymalne, dopuszczalne parametry uszkodzenia, przy których możliwe jest wykonanie naprawy:

- wymiary – nie więcej niż 100 x 100 mm;
- odstęp między uszkodzonymi rejonami – nie mniej niż 0,5 m;
- powierzchnia uszkodzenia – nie więcej niż 0,5% całkowitej powierzchni owiewki;
- metoda oceny uszkodzeń – inspekcja wizualna;
- przyrządy – linijka;
- decyzja – wykonać naprawę / remontować;

f) rodzaj uszkodzenia – **odklejenie / delaminacja poszycia**, wykonanego z włókna szklanego, od wypełniacza komórkowego

Parametry uszkodzenia, przy których wykonanie naprawy jest niedopuszczalne:

- wymiary – więcej niż 100 x 100 mm;
- odstęp między uszkodzonymi rejonami – mniej niż 0,5 m;
- powierzchnia uszkodzenia – więcej niż 0,5% całkowitej powierzchni owiewki;
- decyzja – wymienić owiewkę;

g) rodzaj uszkodzenia – **popękanie, łuszczenie się pokrycia lakierniczego**

- metoda oceny uszkodzeń – inspekcja wizualna;
- decyzja – wykonać naprawę według pkt. 20.17.55;

### 3. Szczegóły wytycznych „Instrukcji remontowej...” (technologia wykonania naprawy):

#### a) naprawa owiewki uszkodzonej w rezultacie przebicia jej poszycia:

- papierem ściernym usunąć pokrycie lakiernicze w rejonie przebicia owiewki (do 30-40 mm wokół otworu). W przypadku przebicia „na wylot” operację należy wykonać po obydwu stronach poszycia. Wymagane narzędzia – linijka, papier ścierny;
- zacyścić przekroje poprzeczne otworu, nadając im kształt owalny. Zapewni to właściwe wypełnienie otworu podczas naprawy uszkodzenia. Wymagane narzędzia – pilnik półokrągły.
- zacyśczone miejsca przemyć benzyną, suszyć około 10-15 minut. Przemyć je acetonem i ponownie suszyć przez 10-15 minut. Wymagane materiały / narzędzia – benzyna BR-1 (BR-2), aceton, ścierki, zegar;
- przygotować (dla całkowitej głębokości uszkodzenia) element – wykonanego z włókna szklanego – wypełniacza komórkowego (tzw. „plaster miodu”) o wymiarach odpowiadających wymiarom uszkodzenia;

Naprawę uszkodzeń o małych wymiarach należy wykonać, stosując odpowiednio przygotowane włókno szklane (zwinęta w rulon taśma).

Wymagane materiały / narzędzia – wypełniacz komórkowy, włókno szklane, nożyczki;

- z niżej wymienionych składników przygotować niezbędną ilość kleju zgodnie z wymaganą normą określającą potrzeby na 300-350 g na 1 m<sup>2</sup> naprawianej powierzchni.

Składniki kleju:

- żywica epoksydowa ED-20 – 100 części wagowych;
- polietylenpoliamid – 10 części wagowych.

Klej powinien być użyty w czasie max. 30-40 minut.

Wymagane materiały / narzędzia – żywica epoksydowa ED-20, polietylenpoliamid, waga, pojemnik, mieszadło;

- przesmarować klejem boczne powierzchnie przygotowanego segmentu wypełniacza komórkowego. Jeżeli do naprawy używa się włókna szklanego, należy je nasączyć klejem i zwinąć w rulon. Wymagane materiały / narzędzia – klej, pędzel;
- wypełniacz komórkowy lub rulon włókna szklanego (dalej „wkład”) umieścić w otworze, wypełniając w całości objętość uszkodzenia. W przypadku naprawy przebicia „na wylot” należy – przed umieszczeniem „wkładu” w otworze – zaślepić przeciwległą powierzchnię owiewki, aby nie nastąpiło wysunięcie „wkładu” poza kontur naprawianego elementu. Zaślepka / ogranicznik powinna być izolowana celofanową folią samoprzylepną.

Wymagane materiały / narzędzia – zaślepka / ogranicznik, celofanowa folia samoprzylepna.

UWAGA – wszystkie następne operacje nakładania kolejnych warstw włókna szklanego należy wykonywać z zamontowaną zaślepką / ogranicznikiem;

- włókno szklane grubości 0,3 mm przyciąć zgodnie z wymiarami poszczególnych warstw naprawczych. Wymiary warstw muszą spełniać następujący warunek – pierwsza warstwa pokrywa rejon uszkodzenia, każda następna pokrywa poprzednią z nadmiarem 10-12 mm.

Wymagane narzędzia – nożyce krawieckie.

- na uszkodzony rejon owiewki nałożyć klej (tiret 5), przykleić warstwę włókna szklanego i wygładzić w celu likwidacji wszelkich zmarszczeń i pofałdowań włókna. Analogicznie przykleić pozostałe 4 warstwy (po 2 na powierzchni zewnętrznej i wewnętrznej).

Wymagane materiały/narzędzia – klej (tiret 5), pędzel;

- po ułożeniu wszystkich warstw włókna szklanego przechować owiewkę przez **20 godzin** w temperaturze 18-20°C.

Wymagane narzędzia – termometr, zegar;

- wykonać lakierowanie wyremontowanej części zgodnie z wytycznymi „Instrukcji remontowej...”, rozdz. 20.17.45 „Standaryzowane procesy technologiczne”;
- skontrolować jakość wykonanej naprawy.

#### **b) remont jednostronnego uszkodzenia poszycia owiewki nosowej:**

- papierem ściernym usunąć pokrycie lakiernicze wokół rejonu uszkodzenia owiewki (do 30-40 mm wokół uszkodzenia);  
Wymagane narzędzia/materiały – linijka, papier ścierny.
- uszkodzone warstwy poszycia podciąć i usunąć, krawędzie boczne (poprzeczne) warstwy poszycia ściąć na „yc” (zapis rosyjski, oznacza – „sfazować”, „ukosować”) i przeszlifować papierem ściernym;  
Wymagane narzędzia/materiały – nóż, papier ścierny.
- przeszlifowany rejon przemyć benzyną, następnie acetonem i suszyć przez 10-15 minut;  
Wymagane materiały/narzędzia – benzyna BR-1 (BR-2), aceton, zegar.
- wykonać zadania wymienione w tiretach 8-11 lit. a);
- skontrolować jakość wykonanej naprawy.

#### **c) remont odklejenia się (delaminacji) poszycia od wypełniacza komórkowego:**

- podciąć poszycie w rejonie jego odklejenia od wypełniacza komórkowego;  
Wymagane narzędzia/materiały – nóż.
- przez wykonane podcięcia wprowadzić klej przygotowany zgodnie z procedurą zawartą w tirecie 5 lit. a);
- wykonać zadania wymienione w tiretach 8-11 lit. a);
- skontrolować jakość wykonanej naprawy.

#### **4. Dokumentacja powykonawcza (powinna potwierdzać wykonanie naprawy zgodnie z danymi obsługowymi, tj. „Instrukcją remontową samolotu TU-154”, data wydania 17 marca 1982 roku)**

Dokumentację tę stanowi „Książka ewidencji wykonanych remontów sprzętu w grupie (dziale) – warsztat mechaniczny” oznaczona symbolem RWD nr 306/15. Rys. 2 przedstawia stronę tytułową tegoż dokumentu. Rys. 3 prezentuje stronę ww. publikacji, oznaczoną numerem 000225, na której dokonano wpisów dotyczących naprawy owiewki nosowej samolotu Tu-154M 101. Wpisy zawierają następujące dane (pisownia oryginalna):

- Liczba porządkowa zlecenia – 42;
- Data – 09.04.10;
- Zlecony remont – naprawić nosek na samolocie Tu-154M 101;
- Zleceniodawca – stopień, nazwisko i podpis;
- Pracochłonność – 3 rbh;
- Zużyte materiały – kleje różne (żywica epoksyd.), szpachla chemo utwardz, farba;
- Ilość (zużytych materiałów) – odpowiednio 0,2; 0,1; 0,2;
- Podpisy wykonawcy i odbierającego pracę.



№	Data	Wykazanie zleconego remontu	Zlecony pracownik	Praca czynna	Zużyte materiały	Dot.	Przebieg wykonania i odbioru
10	18.08.10	Pracownicy wst. zaszewki na pokrywie kabiny. Czyszczenie i lakierowanie. 5 ty. 100-100 gr. 015	Pr. S. Kowalski Pr. M. K.	2 rob.	nit	0,1	K.
11	18.08.10	Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015	Pr. S. Kowalski	3 rob.	lakier - 100 gr. (płynny) szpachla - 100 gr. (szorstka) farba	0,2 0,1 0,2	K.
12	18.08.10	Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015	Pr. S. Kowalski	2 rob.	nit	0,3	K.
13	18.08.10	Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015	Pr. S. Kowalski	V	nit	0,5	K.
14	18.08.10	Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015	Pr. S. Kowalski	V	nit	0,2	K.
15	18.08.10	Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015	Pr. S. Kowalski	V	nit	0,1	K.
16	18.08.10	Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015	Pr. S. Kowalski	V	nit	0,1	K.
17	18.08.10	Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015	Pr. S. Kowalski	V	nit	0,1	K.
18	18.08.10	Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015	Pr. S. Kowalski	V	nit	0,1	K.
19	18.08.10	Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015	Pr. S. Kowalski	V	nit	0,1	K.
20	18.08.10	Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015	Pr. S. Kowalski	V	nit	0,1	K.

Rys. 3

Pracownicy wst. na rozkładzie. 10.000 gr. 015



## 5. Wnioski

- 1) Brak jakiegokolwiek dokumentacji uszkodzenia owiewki nosowej (kopuły radaru), wykonanej bezpośrednio po lądowaniu samolotu lub przed rozpoczęciem procesu naprawczego, obrazującej rzeczywisty stan i wymiary uszkodzenia poszycia kopuły radaru. Jako absolutne minimum upoważniony personel techniczny powinien przygotować szkic i opis uszkodzeń kopuły z podaniem ich wymiarów (długość, szerokość, głębokość). Dostępna dokumentacja fotograficzna została wykonana już po częściowym wykonaniu naprawy, ale ona również nie pozwala na, choćby przybliżone, określenie wymiarów uszkodzeń. Wystarczyłoby przyłożenie linijki w rejonie uszkodzenia i wykonanie fotografii.
- 2) Ustny przekaz personelu 36 splt na temat wymiarów (mniej więcej 70 x 100 mm) i charakteru uszkodzenia (tylko fragment zewnętrznego poszycia kopuły) jest jedyną formą „udokumentowania” tych danych. Dokładna ocena uszkodzeń jest podstawą do określenia sposobu usprawnienia samolotu i przywrócenia jego zdolności do lotu – w zależności od charakteru i wymiarów uszkodzeń oraz procedur postępowania określonych w „Instrukcji remontowej...” personel techniczny podejmuje decyzję o wykonaniu naprawy lub wymianie uszkodzonego elementu.
- 3) „Instrukcja remontowa...”, przedstawiona jako obowiązująca w organizacji obsługi technicznej 36 splt, została wydana 17 marca 1982 roku. Fakt ten potwierdza przypuszczenie, że obowiązujący w 36 pułku system jakości (jeżeli w ogóle istnieje) nie wymaga stosowania aktualizowanej na bieżąco dokumentacji technicznej, co jest absolutnie niedopuszczalne w aspekcie zapewnienia bezpieczeństwa wykonywanych operacji lotniczych.
- 4) Zakładając, że charakter i przekazane ustnie wymiary uszkodzenia odpowiadają danym rzeczywistym, stwierdzono, że podjęto właściwą decyzję o wykonaniu naprawy (a nie wymianie kopuły), bazując na odpowiednich wytycznych dostępnej, lecz – niestety – nieaktualnej „Instrukcji remontowej samolotu...”. Uszkodzenie jest opisane w pkt. 2. lit. c). Natomiast sposób wykonania naprawy (zadania, wymagane materiały, narzędzia i procedury) opisano w pkt. 3 lit. b).
- 5) Dokumentacja potwierdzająca wykonanie naprawy (rys. 3) powinna jednoznacznie powoływać się na tzw. dane obsługowe czyli instrukcję, na podstawie której wykonano naprawę. Brak takiego potwierdzenia (choć faktem jest, że dokument ten nie wymaga takiego wpisu).
- 6) Na podstawie otrzymanych z 36 splt materiałów, przeprowadzonych rozmów oraz pisemnych oświadczeń osób zaangażowanych w proces naprawczy należy stwierdzić, że (przeciwnie do ustnych deklaracji) naprawa nie została wykonana zgodnie z wytycznymi „Instrukcji remontowej samolotu TU-154”.

Poniżej przedstawiono informacje zawarte w pisemnych oświadczeniach personelu zaangażowanego w wykonanie naprawy:

- st. kpr., wykonawca naprawy stwierdził „popękana” powłokę, wypełnienie „**wgniecenia**” żywicą **poliestrową**, nałożenie warstwy włókna szklanego, schnięcie, nałożenie pierwszej warstwy szpachli, schnięcie, nałożenie drugiej warstwy szpachli, szlifowanie, malowanie podkładem i następnie farbą poliuretanową;
- pracownik cywilny, spawacz (!!!), wykonawca stwierdził obrobienie „**wyrwanej**” powłoki, wypełnienie „**wgniecenia**” żywicą poliestrową, wypełnienie „**wyrwanych**” warstw włóknem szklanym. Po wyschnięciu i wyrównaniu żywicy położenie pierwszej warstwy szpachli uniwersalnej, szlifowanie, położenie drugiej warstwy szpachli, po wyschnięciu malowanie podkładem, następnie farbą poliuretanową;

- st. chor. przekazał wytyczne dotyczące procesu naprawy – w konsultacji z przełożonym określił sposób wykonania naprawy, sprawdził zakres uszkodzenia (brak podanych wymiarów), odwołał się do dokumentacji – karty technologicznej z 17.03.1982 r., str. 403, wyznaczył wykonawców i poinstruował wykonawców jak niżej:
  - o wyciąć „**uszkodzone skrawki**” elementu, odtłuścić nitro, zalać (wstrzyknąć) żywicę poliestrową,
  - o po wyschnięciu przeszlifować i nałożyć szpachlę chemoutwardzalną,
  - o po wyschnięciu przeszlifować i pomalować podkładem i farbą poliuretanową.

### **Wnioski, wątpliwości, sprzeczności sformułowane na podstawie treści oświadczeń:**

- Brak jednoznacznego określenia charakteru uszkodzenia – poszycie kopuły było „popękane, wgniecione, wyrwane, posiadało uszkodzone skrawki”;
- Zastosowano żywicę poliestrową zamiast wymaganej epoksydowej;
- Przekazano wykonawcom wytyczne technologiczne niezgodne z „Instrukcją remontową samolotu...” (m.in. brak zastosowania włókna szklanego, niewłaściwy rodzaj żywicy, brak informacji o wymaganym czasie i warunkach suszenia, powołanie się na nieodpowiednią stronę 403 zamiast 405 dokumentacji itd.);
- Wykonanie naprawy niezgodne z otrzymanymi wytycznymi;
- „Instrukcja remontowa...” wymaga zastosowania: papieru ściernego, benzyny, acetonu, żywicy, utwardzacza, włókna szklanego, lakieru, stosownych narzędzi oraz 20 godzin suszenia w temperaturze 18-20°C;
- Dokumentacja powykonawcza (rys. 3) wymienia – „kleje różne” (*co to oznacza?*), żywicę epoksydową, szpachlę chemoutwardzalną i farbę. Naprawę wykonano niezgodnie z obowiązującą technologią – zaszpachlowano uszkodzenie (?), nie zastosowano włókna szklanego do naprawy uszkodzenia (min. 3 warstwy), nie przygotowano rejonu uszkodzenia do wykonania naprawy itd.;
- Naprawę wykonywało 2 pracowników. Pierwszy z długoletnim stażem pracy w 36 splt, drugi z niespełna 2-letnim. Żaden **nie został przeszkolony** w zakresie metod i technik napraw elementów i zespołów lotniczych z materiałów kompozytowych.

## **6. Informacje dodatkowe**

Uszkodzenia wewnętrznej struktury elementów kompozytowych nie są zwykle widoczne gołym okiem, dlatego też aby określić rzeczywisty zakres uszkodzeń, należy przeprowadzić badanie rejonu uszkodzenia metodą / metodami badań nieniszczących, do których należą: inspekcja termograficzna, ultradźwiękowa, rentgenowska oraz najprostsza, tzw. *tap-test*. Metoda *tap-test* polega na opukiwaniu (zwykle monetą) rejonu uszkodzenia i słuchaniu powstającego dźwięku.

Miejsca uszkodzone wydają dźwięki „głuche”, przytłumione. Pozwala to określić z dużą dokładnością granicę pomiędzy kompozytem nienaruszonym i uszkodzonym oraz umożliwia zidentyfikowanie i zmapowanie obszaru wymagającego naprawy.

36 splt nie dysponuje urządzeniami do badań nieniszczących, ale personel techniczny mógłby z powodzeniem wykonać *tap-test*, gdyby zdobył taką wiedzę w trakcie szkoleń z zakresu wykonywania napraw struktur kompozytowych.

Po każdej naprawie powinna być przeprowadzona inspekcja jakościowa ze zwróceniem szczególnej uwagi na integrację struktury oryginalnej z obszarem naprawianym. Inspekcję należy wykonać przy użyciu urządzeń NDT (Non Destructive Test), zwykle testera ultradźwiękowego – z wiadomych względów takiego sprawdzenia nie wykonano.

Jeżeli część kompozytowa została uszkodzona w trakcie operacji lotniczej konieczne jest jej

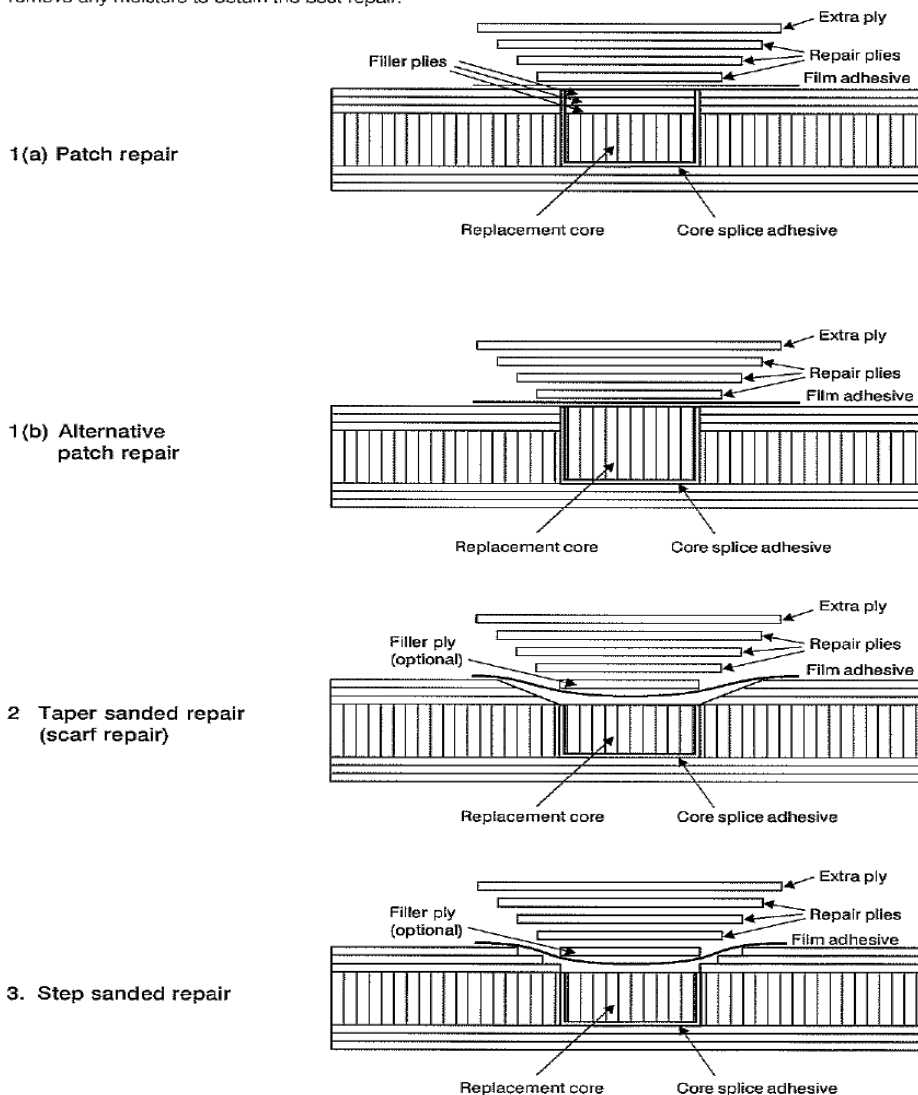
dokładne osuszenie (usunięcie wilgoci z rejonu uszkodzenia) przed rozpoczęciem procesu naprawy – brak informacji o osuszeniu uszkodzonego rejonu kopuły radaru.

Poniżej przedstawiono cztery warianty poprawnej, w tym przypadku, naprawy owiewki nosowej (kopuły radaru).

## COMPOSITE REPAIR

### TYPICAL SANDWICH PANEL REPAIRS

Note: If the component has been in service it must be dried to remove any moisture to obtain the best repair.



HEXCEL COMPOSITES

Warszawa dn. 09.04.2010 r.



JEDNOSTKA WOJSKOWA

NR 2139

Nr 22410

09 KWI. 2010

II 00 906 Warszawa 19 II

**INSPEKTORAT MON  
DS. BEZPIECZEŃSTWA LOTÓW  
60 - 967 POZNAŃ**

Fax 572-589

**Do wiadomości: SZEF BEZPIECZEŃSTWA LOTÓW  
SIŁ POWIETRZNYCH  
00 - 912 WARSZAWA**

Fax 826-753

*Dotyczy: zdarzenia lotniczego w 36 splt*

1. Miejsce, data i godzina zdarzenia:

Lot po trasie Praga - Warszawa; 08.04.2010 r.; godz. ok. 23.35 LT

2. Nazwa jednostki lotniczej i miejsce jej bazowania:

36 splt - Warszawa Okęcie

3. Imiona i nazwiska członków załogi:

kpt. - dowódca załogi

kpt. - drugi pilot

kpt. nawigator

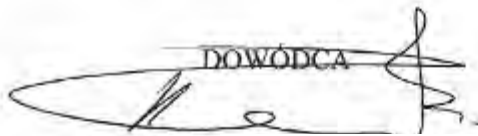
mjr J - technik pokładowy

4. Podstawowe okoliczności zdarzenia:

Lot dyspozycyjny po trasie Praga - Warszawa.

Po starcie z lotniska Praga Ruzyně na wysokości ok. 4000ft nastąpiło zderzenie z ptakiem w wyniku, którego został uszkodzony nosek osłony radaru. Lądowanie na lotnisku bazowania bez następstw.

5. TU-154 „101”

DOWÓDCA  
  
płk dypl. pil.

*Ze zgodności z raportem*

Wyk. A.B. tel. 821-601  
J.K.

*Asińska  
11.04.2010*



JEDNOSTKA WOJSKOWA

NR 2139

## KARTA INCYDENTU LOTNICZEGO

Egz. nr 1

Załącznik nr 2

Data: 08.04.2010 r. Godzina: 23:35 Rodzaj lotu: dyspozycyjny Numer ćwiczenia: Warunki meteo: BCH 10		Kwalifikacja: „Z”		
Z 3 KW. 2010 19 II 36 spl				
ZAŁOGA SP	PILOT 1	PILOT 2	NAWIGATOR	INŻ. POKŁ.
Stopień wojskowy	kapitan	kapitan	kapitan	major
Nazwisko i imię	PIETRUCZUK Grzegorz	NOWOSIELSKI Tomasz	SYPULA Adam	MICHALAK Jan
Data urodzenia	0	25.0	6.09	07.0
Stanowisko służbowe	d	Star	tarcz	ef S1
Funkcja na pokładzie SP	d	Dru	drugí pilot	Technik
Nalot ogólny/na typie	3280/1169	3396/2461	1170/450	3708/3708
Rok promocji/klasa	1997/1	1998/1	2002/2	1989/bk
Kolejny wylot	2	2	2	2
STATEK POWIETRZNY	PLATOWIEC	SIŁNIKI		
Typ	TU-154 M/101/	D-30KU (L.)	D-30KU (Ś)	D-30KU (P)
Numer fabryczny	90A837	59319012423	59249012426	59219012414
Data produkcji	14.04.1990	31.03.1990	24.11.1990	21.03.1990
Producent	ZSRR	ZSRR	ZSRR	ZSRR
Praca od początku eksploatacji	5143,23	4261,28	7066,07	3989,58
Liczba remontów	3	3	3	3
Praca po ostatnim remoncie	139,29	145,46	145,46	145,46
Ostatnia obsługa okresowa	remont	remont	remont	remont
Praca po ostatniej obsłudze okresowej	26,27	37,44	37,44	37,44
<b>OPIS ZDARZENIA, PRZYCZYNY I ZASTOSOWANA PROFILAKTYKA</b>				
Po starcie z lotniska Praga na wysokości ok. 4000ft nastąpiło zderzenie z ptakiem. Po skontrolowaniu parametrów pracy silników i własności lotnych samolotu dowódca załogi zdecydował o kontynuowaniu lotu. Lądowaniu na lotnisku bazowania bez następstw. Oględziny wykazały niewielkie uszkodzenie noska samolotu (osłony radaru). Sporządzono dokumentację fotograficzną. Wykonano naprawę i malowanie uszkodzonego elementu. Samolot sprawny.				
<b>WYKONAŁ</b>		<b>ZATWIERDZAM</b>		
Przewodniczący KB: mjr Andrzej BOROWY Data: 22.04.2010 r.		Dowódca: plk Ryszard RACZYŃSKI Data: 22.04.2010 r.		

Wykonano w 3 egz.  
 Egz. nr 1 - a/a  
 Egz. nr 2 - Inspektorat MON ds. BL - Poznań  
 Egz. nr 3 - Szef Bezp. Lotów SP - W-wa

Ze zgodności z dyspozycją  
 A. Smeto  
 19.04.2010





Załącznik nr 3



Załącznik nr 4



Załącznik nr 5

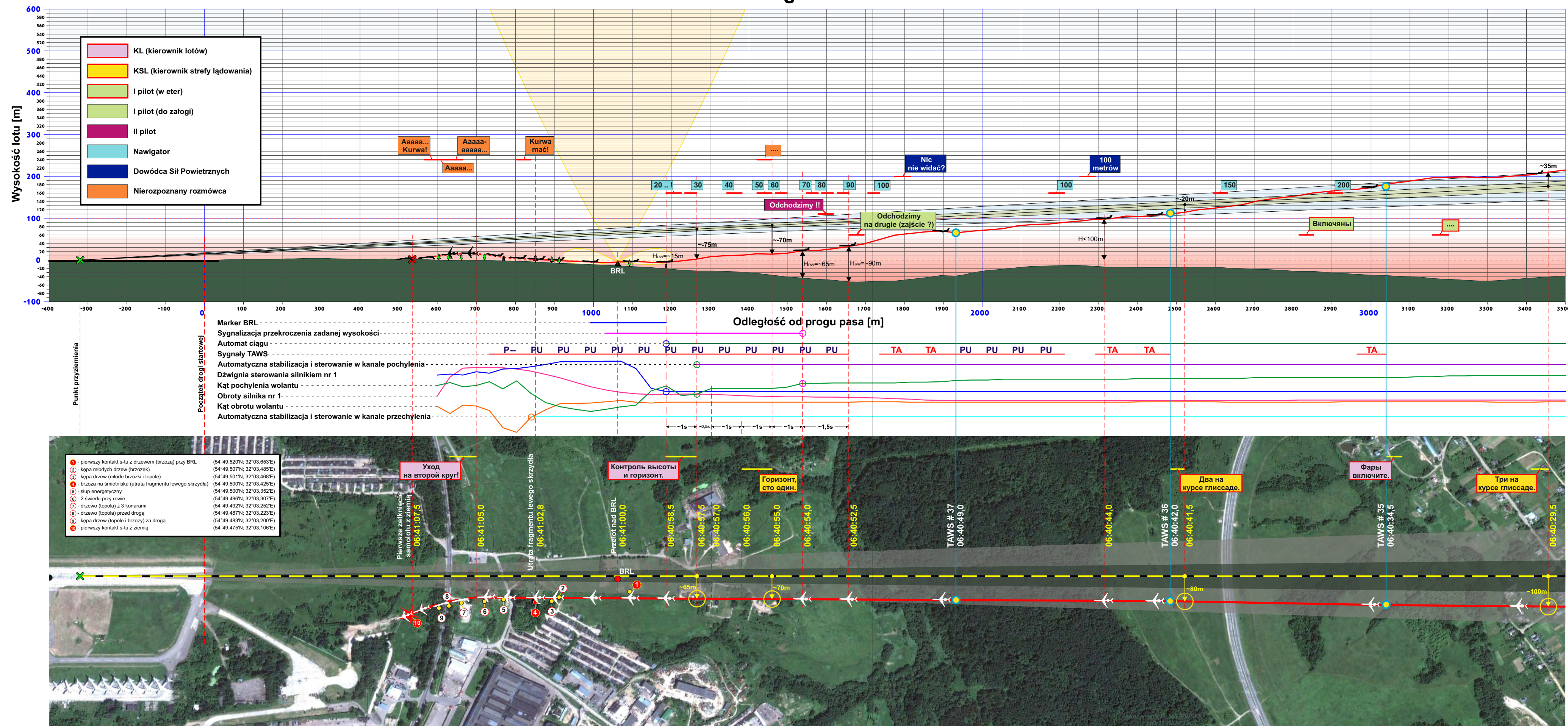
## **PROFIL PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA**

Załącznik nr 4.10.5.1 – Profil podejścia do lądowania samolotu Tu-154M nr 101 na lotnisko  
SMOLEŃSK PÓŁNOCNY w dniu 10.04.2010 r. (od 3500 m)

Załącznik nr 4.10.5.2 – Profil podejścia do lądowania samolotu Tu-154M nr 101 na lotnisko  
SMOLEŃSK PÓŁNOCNY w dniu 10.04.2010 r. (od 10500 m)



## Profil podejścia do lądowania samolotu Tu-154M nr 101 na lotnisko SMOLEŃSK PÓŁNOCNY w dniu 10.04.2010 r. (od 3500 m) według czasu UTC





### Profil podejścia do lądowania samolotu Tu-154M nr 101 na lotnisko SMOLEŃSK PÓŁNOCNY w dniu 10.04.2010 r. (od 10500 m) według czasu UTC

