



**RAPORT KOŃCOWY**  
**WYPADEK**

**zdarzenie nr: 1400/11**

**statek powietrzny: Boeing 767-300ER, SP-LPC**

**1 listopada 2011 r.**

**Lotnisko Chopina w Warszawie (EPWA), RWY 33**

*Niniejszy Raport jest dokumentem prezentującym stanowisko Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych dotyczące okoliczności zdarzenia lotniczego, jego przyczyn i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa, który został sporządzony na podstawie informacji znanych w dniu jego sporządzenia.*

*Proces badania zdarzenia lotniczego nie może być traktowany jako ostatecznie zakończony. Badanie może zostać wznowione w razie ujawnienia nowych informacji lub zastosowania nowych technik badawczych, które mogą mieć wpływ na zmianę sformułowań dotyczących przyczyn, okoliczności i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa zawartych w Raporcie.*

*Badanie zdarzeń lotniczych prowadzone jest jedynie w celach profilaktycznych w oparciu o obowiązujące przepisy prawa międzynarodowego, Unii Europejskiej i krajowego. Badanie zostało przeprowadzone bez konieczności stosowania prawnej procedury dowodowej, obowiązującej w postępowaniach innych organów zobowiązanych do podejmowania działań w związku z zaistnieniem zdarzenia lotniczego.*

*Komisja nie orzeka co do winy i odpowiedzialności.*

*Zgodnie z art. 5 ust. 5 rozporządzenia Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) nr 996/2010 w sprawie badania wypadków i incydentów w lotnictwie cywilnym oraz zapobiegania im [...] oraz art. 134 Ustawy Prawo Lotnicze, sformułowania zawarte w Raporcie nie mogą być traktowane jako wskazanie winnych lub odpowiedzialnych za zaistniałe zdarzenie. W związku z powyższym wykorzystanie Raportu do celów innych niż zapobieganie wypadkom i incydentom lotniczym, może prowadzić do błędnych wniosków i interpretacji.*

*Raport został sporządzony w języku polskim. Inne wersje językowe mogą być przygotowywane jedynie w celach informacyjnych.*

**Warszawa 2017**

## SPIS TREŚCI

SKRÓTY .....	4
INFORMACJE OGÓLNE.....	7
STRESZCZENIE .....	8
1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE .....	10
1.1. Historia lotu.....	10
1.2. Obrażenia osób.....	12
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego.....	12
1.3.1. Uszkodzenia silników.....	12
1.3.2. Uszkodzenia płatowca.....	12
1.3.3. Uszkodzenia gondol silnikowych.....	13
1.3.4. Uszkodzenia systemów pokładowych.....	14
1.4. Inne uszkodzenia.....	14
1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze).....	15
1.6. Informacje o statku powietrznym.....	17
1.6.1. Informacje ogólne.....	17
1.6.2. Instalacje hydrauliczne samolotu – działanie i sygnalizacja.....	18
1.6.3. Instalacje sterowania i sygnalizacji podwozia.....	19
1.6.4. Bezpieczniki elektryczne.....	21
1.6.5. ETOPS.....	24
1.7. Informacje meteorologiczne.....	24
1.8. Pomoce nawigacyjne.....	24
1.9. Łączność.....	24
1.10. Informacje o lotnisku.....	25
1.11. Rejestratory pokładowe.....	27
1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu.....	33
1.13. Informacje medyczne i patologiczne.....	33
1.14. Pożar.....	33
1.15. Czynniki przeżycia.....	34
1.15.1. Działania załogi pokładowej (personelu pokładowego).....	34
1.15.2. Akcja ratowniczo-gaśnicza.....	38
1.15.3. Usunięcie unieruchomionego samolotu.....	40
1.16. Badania i ekspertyzy.....	41
1.16.1. Dokumentacja samolotu.....	41
1.16.2. Zagadnienia techniczne.....	42
1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej.....	50
1.17.1. Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych.....	50
1.17.2. Instytucje zagraniczne.....	50

1.17.3.	Centrum Operacyjne Operatora i MCC. ....	50
1.18.	Informacje uzupełniające.....	51
1.18.1.	Charakterystyka załogi.....	52
1.18.2.	Przebieg zdarzeń w czasie lotu LO 16.....	52
1.19.	Użyteczne lub efektywne metody badań.....	53
2.	ANALIZA.....	53
2.1.	Hipotezy.....	54
2.2.	Analiza obwodów zasilanych z bezpiecznika C829 – czynniki techniczne.....	55
2.2.1.	Obwód 1 – CHILLER SHUTDOWN CONT.....	55
2.2.2.	Obwody 2, 3, 4. – L, R, APU GENERATOR CONTROL UNIT.....	56
2.2.3.	Obwody 5, 6 – L/R DRIVE DISC.....	56
2.2.4.	Obwód 7 – BUS POWER CONT UNIT (BPCU).....	57
2.2.5.	Obwód 8 – STBY PWR CONT.....	58
2.2.6.	Obwód 9 – DC BUS TIE CONT.....	58
2.2.7.	Obwód 10 – HYD GEN CONT PWR.....	59
2.2.8.	Obwód 11 – RAM AIR TURB-AUTO.....	59
2.2.9.	Obwód 12 - BAT CUR MONITOR PWR.....	60
2.2.10.	Obwód 13 – LANDING GEAR-ALT EXT MOTOR.....	61
2.3.	Analiza działania załogi – czynnik ludzki.....	62
2.3.1.	Próba ustalenia chwili, w której nastąpiło wyłączenie bezpiecznika.....	62
2.3.2.	Analiza podejścia do lądowania.....	66
2.4.	Podsumowanie analizy lotu LO 16 - czynniki techniczne i ludzkie.....	70
2.5.	Analiza ewakuacji samolotu SP-LPC.....	71
2.6.	Analiza działania Centrum Operacyjnego Operatora.....	72
2.7.	Analiza ETOPS.....	72
3.	WNIOSKI KOŃCOWE.....	73
3.1.	Ustalenia Komisji.....	73
3.2.	Przyczyny wypadku.....	79
4.	ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA.....	80
4.1.	Proponowane tymczasowe zalecenia i odpowiedzi adresatów.....	80
4.1.1.	Propozycje zaleceń i odpowiedź firmy Boeing:.....	80
4.1.2.	Propozycje zaleceń i odpowiedź Polskich Linii Lotniczych LOT.....	83
4.1.3.	Propozycje zaleceń dla Przedsiębiorstwa Państwowe Porty Lotnicze.....	85
5.	ZAŁĄCZNIKI.....	87

### SKRÓTY I AKRONIMY

3D	3-Dimensional	Trójwymiarowy
ABP (AP)	Able Bodied Passenger (Assistant Passenger)	Pasażer wspomagający załogę kabinową podczas ewakuacji
AC	Alternating Current	Prąd zmienny
ACARS	Aircraft Communication Addressing and Reporting System	System komunikacji ze statkami powietrznymi w oparciu o wiadomości i potwierdzenia odbioru
ACC	Area Control Centre	Centrum Kontroli Obszaru
AFB/LSP	Airport Fire Brigade	Lotniskowa Straż Pożarna
AFM	Airplane Flight Manual	Instrukcja użytkownika samolotu w locie
AIP	Aeronautical Information Publication	Zbiór Informacji Lotniczych
AIPC	Aircraft Illustrated Parts Catalogue	Ilustrowany katalog części statku powietrznego
ALT FLAPS	Alternate Flaps	Alternatywne wypuszczanie klap
ALTN	Alternate	Alternatywny, zapasowy, awaryjny
APP	Approach Control Service	Organ/służba kontroli zbliżania
APU	Auxiliary Power Unit	Pomocnicze źródło zasilania
ARC	Airworthiness Review Certificate	Poświadczenie przeglądu zdatności do lotu
ARM	Airplane Recovery Manual	Instrukcja przemieszczania unieruchomionego samolotu
ASPH	Asphalt	Asfalt
ATC	Air Traffic Control	Kontrola ruchu lotniczego
ATPL(A)	Airline Transport Pilot Licence - Aeroplane	Licencja pilota liniowego samolotowego
ATS	Air Traffic Service	Służba ruchu lotniczego
AUTO	Automatic	Automatyczny
BFU	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung	Niemiecka Komisja Badania Wypadków Lotniczych
BPCU	Bus Power Control Unit	Blok sterujący zasilaniem szyny
BPS	Boeing Part Specification	Wykaz części Boeinga
CAA/ULC	Civil Aviation Authority	Urząd Lotnictwa Cywilnego
CAT	Category	Kategoria
CC	Cabin Crew	Członek załogi pokładowej (kabinowej)
CC1	Cabin Crew#1	Członek załogi pokładowej nr 1
CCTV	Closed circuit television	Sieć telewizyjna zamknięta
COFA	Certificate of Airworthiness	Świadectwo zdatności do lotu
CONC	Concrete	Beton
CPT	Captain	Kapitan
CSN	Cycles Since New	Cykle od początku eksploatacji
CVR	Cockpit Voice Recorder	Rejestrator dźwięków w kokpicie
CZK	Emergency Management Centre	Centrum Zarządzania Kryzysowego
DC	Direct Current	Prąd stały
DK/TWY	Taxiway	Droga kołowania
DN	Down	W dół
DOP	Airport Duty Officer	Dyżurny Operacyjny Portu
EAP	Emergency Action Plan	Plan działania w sytuacji zagrożenia
EASA	European Aviation Safety Agency	Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego
EICAS	Engine Indications and Crew Alerting System	System wskazywania stanu silników i ostrzegania załogi
EPWA (ICAO) WAW (IATA)	Warsaw Chopin Airport	Lotnisko Chopina w Warszawie
ETOPS	Extended Range Operations with Two-Engine Airplanes	Rozszerzony zasięg operacji samolotów dwusilnikowych
EU	European Union	Unia Europejska



*Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych*  
*Boeing 767-300ER, SP-LPC, 1 listopad 2011r., Warszawa (EPWA)*

EVAC	Evacuation	Ewakuacja
FAA	Federal Aviation Administration	Federalna Administracja Lotnictwa
FIR	Flight Information Region	Rejon Informacji Powietrznej
FL	Flight Level	Poziom lotu
FMS	Flight Management System	System zarządzania lotem
FO	First Officer	Pierwszy oficer, drugi pilot
GCU	Generator Control Unit	Blok sterujący prądnicą
GSPEED	Ground Speed	Prędkość względem ziemi
GW	Gross Weight	Ciężar całkowity
HMG	Hydro Motor-Generator	Prądnica napędzana hydraulicznie
HYD	Hydraulic	Hydrauliczny
HYDPRC	Hydraulic Pressure C	Ciśnienie w instalacji hydraulicznej C
HYDQTC	Hydraulic Quantity C	Ilość płynu w instalacji hydraulicznej C
ICAO	International Civil Aviation Organization	Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego
IDG	Integrated Drive Generator	Prądnica napędzana sinikiem samolotu
ILS	Instrument Landing System	System lądowania wg przyrządów
INOP	Inoperative	Niesprawny
IR	Instrument Rating	Uprawnienie do lotów według przyrządów
Izn	Rated Current	Prąd znamionowy
KDR	Rescue Operations Manager	Kierujący Działaniami Ratowniczymi
KEWR (ICAO) EWR (IATA)	Newark Liberty International Airport	Międzynarodowy port lotniczy w Newark (USA)
KGP	National Police Headquarters	Komenda Główna Policji
KOSZ	Health Service Coordinator	Koordinator Służby Zdrowia
KPPL	Airport Police Station	Komisariat Policji Portu Lotniczego
KSP	Capital Police Headquarters	Komenda Stołeczna Policji
kt	Knot	węzeł (1,852 km/godz.)
KZ-DOP	Shift Manager of Airport Duty Officers	Kierownik Zmiany Dyżurnych Operacyjnych Portu
LC	Line Check	Sprawdzenie w linii
LMT	Local Mean Time	Średni czas lokalny
LPR	Air Medical Rescue	Lotnicze Pogotowie Ratunkowe
LSP	Airport Fire Brigade	Lotniskowa Straż Pożarna
MCC	Maintenance Coordination Centre	Centrum Koordynacyjne Obsługi Technicznej
METAR	Meteorological Aerodrome Report	Lotniskowy raport meteorologiczny
MLG	Main Landing Gear	Podwozie główne
MLW	Maximum Landing Weight	Maksymalny ciężar do lądowania
MTOW	Maximum Take Off Weight	Maksymalny ciężar startowy
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Maksymalny ciężar bez paliwa
N1ACTL	N1 Actual Left	Obroty N1 lewy
N1ACTR	N1 Actual Right	Obroty N1 prawy
NLG	Nose Landing Gear	Podwozie przednie
NNC	Non-Normal Checklists	Listy kontrolne dotyczące sytuacji nienormalnych
NTSB	National Transportation Safety Board	Narodowa Rada Bezpieczeństwa Transportu
OFF	Disconnected	Wyłączony
ON	Connected	Włączony
OPC	Operator Proficiency Check	Kontrola techniki pilotowania
OSG	Border Guard Unit	Oddział Straży Granicznej
P/N	Part Number	Numer części
PA LSP	Alarm Point of the Airport Fire Brigade	Punkt Alarmowy Lotniskowej Straży Pożarnej
PA System	Passenger Address System	System komunikacji z pasażerami
PANSA/PAŻP	Polish Air Navigation Services Agency	Polska Agencja Żeglugi Powietrznej
PCN	Pavement Classification Number	Liczba klasyfikacyjna nawierzchni DS

*Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych  
Boeing 767-300ER, SP-LPC, 1 listopad 2011r., Warszawa (EPWA)*

PDC	Pre-Departure Check	Sprawdzenie przedlotowe
PDT	Aircraft Technical Log	Pokładowy dziennik techniczny
PF	Pilot Flying	Pilot lejący
PKBWL/SCAAI	State Commission on Aircraft Accidents Investigation	Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych
PLL LOT	LOT Polish Airlines	Polskie Linie Lotnicze LOT
PM	Pilot Monitoring	Pilot monitorujący
PP PL	"Polish Airports" State Enterprise	Przedsiębiorstwo Państwowe "Porty Lotnicze"
PRALT	Pressure Altitude	Wysokość barometryczna
PRESS	Pressure	Ciśnienie
PSG	Border Guard Sation	Placówka Straży Granicznej
PSP	State Fire Service	Państwowa Straż Pożarna
QAR	Quick Access Recorder	Rejestrator Szybkiego Dostępu
QRH	Quick Reference Handbook	Instrukcja/podręcznik szybkiego dostępu
QTY	Quantity	Ilość
RALT	Radio Altitude	Wysokość radiowa
RAT	Ram Air Turbine	Turbina napędzana napływającym powietrzem
RCB	Government Centre for Security	Rządowe Centrum Bezpieczeństwa
RF	Refill	Uzupełnić
RK	Concentration Area	Rejon Koncentracji
RWY/DS	Runway	Droga startowa
S/N	Serial Number	Numer seryjny
SD COP	Command Post of the Air Operations Centre	Stanowisko Dowodzenia Centrum Operacji Powietrznych
SEM	Scanning Electron Microscopy	Skaningowy mikroskop elektronowy
SRL	Air Traffic Service	Służba Ruchu Lotniczego
SSFDR	Solid State Flight Data Recorder	Rejestrator parametrów lotu z pamięcią półprzewodnikową
SWY	Stopway	Wydłużenie RWY w celu zabezpieczenia przerwane go startu
SYS	System	Układ, instalacja
TR	Type Rating	Uprawnienie na typ
TRU	Transformer Rectifier Unit	Zespół transformatorowo-prostownikowy
TSN	Time Since New	Czas pracy od początku eksploatacji
TWR	Tower	Wieża
UP	Up	Do góry, górny
UTC	Coordinated Universal Time	Uniwersalny czas skoordynowany
VACC	Vertical Acceleration	Przyśpieszenie pionowe
VHF	Very High Frequency	Bardzo wysoka częstotliwość
VIP	Very Important Person	Bardzo ważna osoba
WCZK	Crisis Management Provincial Centre	Wojewódzkie Centrum Zarządzania Kryzysowego
WSKR PSP	State Fire Service Provincial Post of Rescue Coordination	Wojewódzkie Stanowisko Koordynacji Ratownictwa Państwowej Straży Pożarnej
WSPR	Provincial Station of Ambulance Service	Wojewódzka Stacja Pogotowia Ratunkowego
ZMR LC	Chopin Airport Medical Rescue Team	Zespół Medycyny Ratunkowej Lotniska Chopina
ZRM	Medical Rescue Team	Zespół Ratownictwa Medycznego

## INFORMACJE OGÓLNE

Numer ewidencyjny zdarzenia:	<b>1400/11</b>			
Rodzaj zdarzenia:	<b>WYPADEK</b>			
Data zdarzenia:	<b>1 listopad 2011r.</b>			
Miejsce zdarzenia:	<b>Lotnisko im. F. Chopina w Warszawie (EPWA)</b>			
Rodzaj, typ statku powietrznego:	<b>Samolot Boeing 767-300ER</b>			
Znaki rozpoznawcze SP:	<b>SP-LPC</b>			
Użytkownik/Operator SP:	<b>PLL LOT S.A.</b>			
Dowódca SP:	<b>Pilot liniowy samolotowy ATPL(A)</b>			
Liczba ofiar/rodzaj obrażeń:	<b>Śmiertelne</b>	<b>Poważne</b>	<b>Lekkie</b>	<b>Bez obrażeń</b>
	<b>-</b>	<b>-</b>	<b>-</b>	<b>231</b>
Kierujący badaniem:	<b>Waldemar Targalski - do 30.04.2013r. Piotr Lipiec - do 10.11.2016r. Bogusław Trela - od 27.02.2017r.<sup>1</sup></b>			
Podmiot badający:	<b>Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych (PKBWL)</b>			
Skład zespołu badawczego:	<b>Jak poniżej</b>			
Dokument zawierający wyniki:	<b>RAPORT KOŃCOWY PKBWL</b>			
Zalecenia:	<b>Tak (Oświadczenie tymczasowe)</b>			
Adresat zaleceń:	<b>PLL LOT S.A., P.P. Porty Lotnicze, Boeing Commercial Aircraft</b>			
Data zakończenia badania:	<b>5 maja 2017 r.</b>			

---

<sup>1</sup> W wyniku zmian organizacyjnych w PKBWL od 27 lutego 2017r. redagowanie Projektu Raportu Końcowego przejął ekspert/członek PKBWL Bogusław Trela.

## STRESZCZENIE

W dniu 1 listopada 2011 r. o godz. 04.19 (UTC<sup>2</sup>) samolot B767-300ER o znakach rozpoznawczych SP-LPC wystartował z lotniska Newark (KEWR) do planowego lotu LO 16 do Warszawy (EPWA). Załogę samolotu stanowiło dwóch pilotów oraz 8 osób personelu pokładowego. Na pokładzie było 221 pasażerów.

Po starcie, w trakcie chowania podwozia i klap nastąpiła awaria centralnej instalacji hydraulicznej. Awaria ta uniemożliwiała wypuszczenie podwozia za pomocą instalacji podstawowej (hydraulicznej). Po konsultacji z MCC Operatora załoga podjęła decyzję o kontynuowaniu lotu do Warszawy.

W trakcie podejścia do lądowania w Warszawie nie powiodło się wypuszczenie podwozia przy użyciu instalacji alternatywnej. W związku z powyższym załoga zdecydowała się wykonać awaryjne lądowanie na drodze startowej RWY33 ze schowanym podwoziem. Lądowanie nastąpiło o godzinie 13:39. Po lądowaniu załoga przeprowadziła ewakuację pasażerów, w trakcie której nikt nie odniósł obrażeń.

Badanie zdarzenia przeprowadził Zespół Badawczy Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych (PKBWL) w następującym składzie:

mgr inż. pil. Waldemar Targalski	- kierujący zespołem do 30.04.2013r.;
mgr inż. Piotr Lipiec	- kierujący zespołem do 10.11.2016r.;
Bogusław Trela	- kierujący zespołem od 27.02.2017r.
<u>dr inż. Stanisław Żurkowski</u>	- członek zespołu;
mgr inż. Bogdan Fydrych	- członek zespołu do 10 listopada 2016r.;
inż. Tomasz Makowski	- członek zespołu;
<u>mgr inż. Stanisław Kaczmarczyk</u>	- ekspert PKBWL;
mgr Elżbieta Stolarek	- ekspert PKBWL.

W trakcie badania Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych ustaliła następujące przyczyny wypadku:

1. Uszkodzenie giętkiego przewodu hydraulicznego łączącego instalację hydrauliczną na prawej goleni podwozia z instalacją hydrauliczną „C”, które zapoczątkowało zdarzenie.
2. Otwarty bezpiecznik C829 BAT BUS DISTR w obwodzie zasilania instalacji awaryjnego wypuszczania podwozia w warunkach niesprawności centralnej instalacji hydraulicznej.

---

<sup>2</sup> Jeśli nie wskazano inaczej, wszystkie czasy w Raporcie podawane są w czasie LMT (czas LMT = czas UTC+1 godzina).

3. Niewykrycie przez załogę lotniczą otwartego bezpiecznika C829 podczas podejścia do lądowania, po stwierdzeniu że nie można wypuścić podwozia z użyciem instalacji alternatywnej.

Czynniki sprzyjające zaistnieniu zdarzenia były następujące:

1. Brak osłon zabezpieczających bezpieczniki na panelu P6-1 przed przypadkowym mechanicznym wyłączeniem; od linii produkcyjnej 863 osłony te są montowane fabrycznie (samolot SP-LPC pochodził z linii produkcyjnej 659).
2. Pozycja bezpiecznika C829 na panelu P6-1 (skrajne dolne położenie), utrudniająca obserwację jego stanu i sprzyjająca jego niezamierzonemu, mechanicznemu wyłączeniu.
3. Brak skutecznych procedur w Centrum Operacyjnym Operatora, co utrudniło udzielenie załodze specjalistycznej pomocy.
4. Niewykonanie przez Operatora Biuletynu SB-767-32-0162.

W trakcie badania wypadku PKBWL sformułowała 9 propozycji wstępnych zaleceń dotyczących bezpieczeństwa. Po zakończeniu badania PKBWL nie sformułowała dodatkowych zaleceń dotyczących bezpieczeństwa.

## **1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE**

### **1.1. Historia lotu**

Na dzień 1 listopada 2011 roku został zaplanowany lot pasażerski nr LO 16 samolotu B767-300ER (B767), znaki rozpoznawcze SP-LPC, z lotniska KEWR do lotniska EPWA.

Kontrola samolotu przed lotem została przeprowadzona przez mechanika obsługi naziemnej z zakontraktowanej organizacji obsługowej zgodnie z wymaganiami określonymi przez Operatora. Do obowiązków mechanika należało wykonanie PRE-DEPARTURE CHECK oraz ETOPS CHECK. Wymienione sprawdzenia nie obejmowały sprawdzenia kokpitu. Mechanik obsługi naziemnej nie stwierdził żadnych usterek ani nieprawidłowości i nie zauważył niczego, co odbiegałoby od normy.

Załoga lotnicza przybyła do Portu Lotniczego Newark Liberty w czasie ustalonym przez Operatora i zgodnie z jego przepisami operacyjnymi. W chwili podjęcia czynności lotniczych obaj członkowie załogi lotniczej byli wypoczęci, wyspani i w dobrej kondycji psychofizycznej. Nie zgłaszali przeciążenia pracą w powietrzu w ostatnim czasie.

Po przybyciu do samolotu każdy z członków załogi zrealizował swoje czynności ustalone w procedurach operacyjnych linii lotniczej. Kapitan przeprowadził przegląd zewnętrzny samolotu, natomiast FO przeprowadził sprawdzenie kokpitu. Ocenił on stan urządzeń pokładowych i przygotowanie kokpitu do lotu. Zgodnie z oświadczeniem załogi nie stwierdzono żadnych usterek ani nieprawidłowości. Załoga uznała, że samolot był w pełni sprawny do lotu do Warszawy.

Mechanik obsługi naziemnej z organizacji obsługowej nie był obecny w kokpicie podczas przygotowań załogi lotniczej.

W locie do Warszawy pilotem lejącym (PF) był kapitan (CPT), a pilotem monitorującym (PM) był FO.

O godzinie 03:58:11 załoga uruchomiła silniki. Start nastąpił o godzinie 04:19:08. Po starcie, podczas chowania podwozia i klap nastąpił wyciek płynu hydraulicznego z centralnej instalacji hydraulicznej (instalacja „C”), co doprowadziło do spadku ciśnienia w tej instalacji. Spadek ciśnienia został zasygnalizowany na panelu hydraulicznym - SYS PRESS i na wskaźniku EICAS - C HYD SYS PRESS oraz zarejestrowany przez rejestratory pokładowe.

Po zrealizowaniu procedury HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only) zawartej w QRH i po konsultacji z MCC Operatora załoga podjęła decyzję o kontynuowaniu lotu do Warszawy. Lot przebiegał bez istotnych zakłóceń.

Łądowanie w Warszawie miało się odbyć z użyciem awaryjnego systemu wypuszczania podwozia. Była to sytuacja znana pilotom z wielokrotnych ćwiczeń odbywanych na symulatorze lotów.

Korzystając z czasu, który był do dyspozycji, CPT i FO przygotowali plan lądowania zgodnie z procedurą zawartą w QRH i omówili sekwencję przewidywanych zdarzeń.

O godzinie 12:17, w trakcie podejścia do lądowania na lotnisku EPWA załoga wykonała procedurę wypuszczenia podwozia za pomocą instalacji alternatywnej, jednakże po upływie przewidywanego czasu podwozie nie zostało wypuszczone. Załoga sprawdziła poprawność wykonania procedury według QRH i wykonała drugą próbę wypuszczenia podwozia. Po niepowodzeniu drugiej próby załoga przerwała podejście do lądowania. O godzinie 12:22 załoga zgłosiła kontrolerowi ruchu lotniczego brak możliwości wypuszczenia podwozia i poprosiła o pomoc MCC Operatora.

Około godziny 12:25 załoga zadeklarowała sytuację EMERGENCY. Samolot został skierowany do strefy oczekiwania. Centrum Operacyjne Operatora umożliwiło załodze kontakt z ekspertami. FO, realizując zalecenia udzielane przez eksperta, sprawdzał przełącznik awaryjnego wypuszczania podwozia, bezpieczniki na panelu P-11 oraz bezpieczniki na panelu P6-1. Po sprawdzeniu FO zameldował Centrum Operacyjnemu oraz kapitanowi, że bezpieczniki są sprawdzone. FO resetował również wskazany przez eksperta bezpiecznik ALT EXT MOTOR, jednak podwozie nie zostało wypuszczone.

W międzyczasie piloci dwóch samolotów F-16 z Sił Powietrznych dokonali oględzin samolotu SP-LPC z powietrza i przekazali załodze informację, że podwozie jest w pozycji schowanej, a płoza ogonowa jest wypuszczona. Po otrzymaniu tej informacji załoga przeprowadziła próbę wypuszczenia podwozia sposobem grawitacyjnym, która również zakończyła się niepowodzeniem.

Po serii nieskutecznych prób wypuszczenia podwozia, z powodu małej ilości paliwa, załoga podjęła decyzję o wykonaniu awaryjnego lądowania ze schowanym podwoziem. CC1 otrzymał od kapitana polecenie przygotowania kabiny i pasażerów do lądowania awaryjnego. W trakcie przygotowania pasażerowie byli spokojni, wykonywali polecenia załogi, nie było paniki.

Przed lądowaniem straż pożarna rozłożyła pianę na drodze startowej na odcinku około 3000 m. Na lotnisko przybyły służby zewnętrzne (PSP i karetki pogotowia ratunkowego).

Samolot przyziemił na RWY 33 lotniska EPWA (Ilustracja 7) o godzinie 13:39. W chwili przyziemienia w zbiornikach samolotu było ok. 1600 kg paliwa (1939 litrów przy gęstości 0,825 kg/l). W chwili przyziemienia silniki samolotu pracowały, a ich zarejestrowane obroty wynosiły N1ACTL=57%, N1ACTR=38%. Samolot przemieszczał się po RWY 33 wzdłuż jej osi i zatrzymał się 42 m za skrzyżowaniem z RWY 29. Podczas przemieszczania się samolotu po drodze startowej z prawego silnika wydobywały się iskry tłumione przez rozłożoną pianę; potem silnik zapalił się.

Po zatrzymaniu samolotu załoga przeprowadziła ewakuację pasażerów, a LSP ugasiła pożar. W trakcie ewakuacji nikt z pasażerów oraz załogi nie odniósł obrażeń. W trakcie lądowania samolot doznał poważnych uszkodzeń, co spowodowało wycofanie go z eksploatacji.

## 1.2. Obrażenia osób

Obrażenia ciała	Załoga	Pasażerowie	Inne osoby
Śmiertelne	-	-	-
Poważne	-	-	-
Nie było	10	221	-
RAZEM	10	221	-

## 1.3. Uszkodzenia statku powietrznego

W wyniku lądowania ze schowanym podwoziem następujące elementy samolotu zostały uszkodzone:

- oba silniki;
- płatewiec (głównie dolna tylna część kadłuba);
- gondole obu silników;
- elementy systemów pokładowych w ww. obszarach.

### 1.3.1. Uszkodzenia silników

Z powodu znacznych uszkodzeń oba silniki zakwalifikowano do przeglądu specjalnego w celu podjęcia decyzji o dalszym ich wykorzystaniu.

### 1.3.2. Uszkodzenia płatowca

- Kadłub – lokalne zniekształcenie uniemożliwiające otwarcie tylnego prawego luku bagażowego, uszkodzenia poszycia, elementów wręg i podłużnic w rejonie sekcji 46, uszkodzenia pokrywy luku obsługowego zbiornika wody, zniszczony maszt drenażowy (Ilustracja 1).
- Skrzydło lewe – zerwana końcówka owiewki wspornika kłap, popękane krawędzie pokrywy luku amortyzatora podwozia, uszkodzone wsporniki pokrywy luku, uszkodzone pokrycia kłapy wewnętrznej w rejonie krawędzi spływu.
- Skrzydło prawe – zerwana końcówka owiewki wspornika kłap, odcięte osłony węzłów podporowych.
- Podwozie główne lewe – uszkodzony zastrzał pokrywy luku podwozia głównego (uszkodzone połączenia elementów - Ilustracja 2).
- Podwozie główne prawe – uszkodzony zastrzał pokrywy luku podwozia głównego (zgięty - Ilustracja 2).





Ilustracja 1. Uszkodzenia dolnej części kadłuba w rejonie sekcji 46 – widok od przodu i zbliżenie.  
(Źródło – Boeing).



Ilustracja 2. Uszkodzone zastrzały pokryw luków podwozia głównego (lewy i prawy).  
(Źródło – Boeing).

### 1.3.3. Uszkodzenia gondol silnikowych

- Gondola lewa – osłona wentylatora zniekształcona i uszkodzona od wewnątrz wskutek kontaktu z łopatkami obracającego się wentylatora i na zewnątrz wskutek tarcia o podłoże, uszkodzony odwracacz ciągu (elementy częściowo starte o podłoże, częściowo oderwane, pozginane mocowania elementów), niektóre elementy poodpadały od samolotu (Ilustracja 3).
- Gondola prawa – osłona wentylatora zniekształcona i uszkodzona od wewnątrz wskutek kontaktu z obracającymi się łopatkami i na zewnątrz wskutek tarcia o podłoże, uszkodzony odwracacz ciągu (elementy częściowo starte o podłoże, częściowo oderwane, pozginane mocowania elementów) (Ilustracja 4).



Ilustracja 3. Uszkodzenia lewej gondoli silnika – od lewej wewnątrz wlotu wentylatora, dół i odwracacz ciągu. (Źródło –Boeing).



Ilustracja 4. Uszkodzenia prawej gondoli silnika – od lewej wewnątrz wlotu wentylatora, dół i odwracacz ciągu. (Źródło –Boeing).

#### 1.3.4. Uszkodzenia systemów pokładowych

- Instalacja elektryczna – uszkodzona izolacja przewodów na prawym podwoziu głównym.
- Instalacja antenowa – zniszczona dolna antena VHF.
- Instalacja hydrauliczna – uszkodzone i poobrywane niektóre elementy mocowania przewodów i agregatów instalacji w strefie największych uszkodzeń płatowca.

Powyższy opis uszkodzeń opracowano na podstawie dokumentu “*AIRCRAFT SURVEY REPORT, LOT POLISH AIRLINES WARSAW, POLAND, 767-300EREM, SP-LPC, VN293/V2316/V8126/LN659, February 17, 2012, Rev. B*” opracowanego przez firmę Boeing na zlecenie PLL LOT.

W wyniku opisanych wyżej uszkodzeń Operator samolotu zrezygnował z jego dalszej eksploatacji.

#### 1.4. Inne uszkodzenia

W wyniku awaryjnego lądowania samolotu pięć lamp nawigacyjnych osi drogi startowej zostało uszkodzonych.

## 1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze)

### **Kapitan (CPT)**

Mężczyzna lat 57, pilot liniowy samolotowy<sup>3</sup> - licencja ATPL(A), wydana przez Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego, ważna do 12 lutego 2013 roku.

#### **Uprawnienia:**

- TR B757/767 – ważne do 30 czerwca 2012 roku;
- do prowadzenia korespondencji radiotelefonicznej z pokładu statku powietrznego w języku polskim i angielskim;
- do wykonywania podejść CAT II/III – wydane w dniu 9 kwietnia 2010 roku.

Kontrola techniki pilotowania (OPC) - ważna do 31 maja 2012 roku.

Sprawdzenie w locie liniowym (LC) - ważne do 31 maja 2012 roku.

Orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 1 - ważne do 27 stycznia 2012 roku.

**Nalot ogólny: .....15 980 godzin 36 minut;**

Nalot dowódcy: ..... 14 007 godzin 36 minut;

Nalot na B-767:..... 13 307 godzin 8 minut;

Nalot dowódcy na B-767 ..... 12 432 godziny 51 minut;

Nalot za ostatnie 90 dni .....213 godzin 48 minut;

Nalot za ostatnie 28 dni .....78 godzin 31 minut;

Nalot w ostatnich 24 godzinach...9 godzin 46 minut.

Ostatni rejs poprzedzający dzień zdarzenia wykonał w dniu 30 października 2011 r.

### **Drugi pilot (FO)**

Mężczyzna lat 51, pilot liniowy samolotowy - licencja ATPL(A) wydana przez Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego, ważna do 21 kwietnia 2014 roku.

#### **Uprawnienia:**

- TR B757/767 – ważne do 30 listopada 2011 roku.
- do prowadzenia korespondencji radiotelefonicznej z pokładu statku powietrznego w języku polskim i angielskim.
- do wykonywania podejść CAT II – wydane w dniu 4 marca 2009 roku.

Kontrola techniki pilotowania (OPC) ważna do 30 listopada 2011 roku.

Sprawdzenie w locie liniowym (LC) – ważne do 30 listopada 2011 roku.

Orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 1 ważne do 20 kwietnia 2012 roku.

---

<sup>3</sup> Od września 2013 roku ATPL(A) w języku polskim jest określana jako licencja „pilota samolotowego liniowego”.

**Nalot ogólny: .....9 431 godzin 16 minut;**

Nalot dowódcy: .....835 godzin45 minut;

Nalot na B-767:.....1981 godzin 9 minut;

Nalot dowódcy na B-767 .....nie posiadał;

Nalot za ostatnie 90 dni .....224 godziny7 minut;

Nalot za ostatnie 28 dni .....42 godziny15 minut;

Nalot w ostatnich 24 godzinach...9 godzin 46 minut.

Ostatni lot poprzedzający dzień zdarzenia wykonał w dniu 30 października 2011 r.

### **Załoga pokładowa (CC)**

Dane załogi kabinowej przedstawiono w tabeli poniżej.

<b>Funkcja</b>	<b>M/K</b>	<b>Wiek</b>	<b>Kwalifikacje</b>	<b>Doświadczenie</b>
<b>CC1</b>	M	61	Starszy steward /instruktor	39 lat
<b>CC2</b>	K	53	Starsza stewardesa	30 lat
<b>CC3</b>	K	49	Starsza stewardesa	22 lata
<b>CC4</b>	M	46	Steward	18 lat
<b>CC5</b>	M	49	Steward	20 lat
<b>CC6</b>	K	26	Stewardesa	3 lata
<b>CC7</b>	K	33	Stewardesa	10 lat
<b>CC8</b>	K	37	Stewardesa	16 lat

Wszyscy członkowie załogi pokładowej posiadali uprawnienia do pełnienia swoich funkcji na pokładzie samolotu B-767-300 wydane przez PLL LOT S.A. oraz ważne orzeczenia lotniczo-lekarskie.

## 1.6. Informacje o statku powietrznym

### 1.6.1. Informacje ogólne

#### Płatowiec:

Rok produkcji	Producent	Nr fabr. płatowca	Znaki rozpozn.	Nr rej. ULC	Data rej. ULC
1997	Boeing Commercial Aircraft, USA	28656	SP-LPC	3352	15 maj 1997

Silniki: General Electric CF6-80CB6, maksymalny ciąg 270,5 kN.

Silnik	Rok produkcji	Nr fabryczny	Całkowity czas pracy	Liczba cykli
Lewy	1995	695665	67 265	8239
Prawy	1995	695344	65 997	8436

#### Ciężary samolotu:

- ciężar samolotu pustego (bez paliwa):	86 315 kg
- ciężar paliwa do lotu LO 16:	47 320 kg
- ciężar samolotu gotowego do lotu (wg. FMS):	163 729 kg
- ciężar ładunku płatnego:	30 094 kg
- dopuszczalny ciężar startowy (MTOW):	185 065 kg
- ciężar startowy (wg. FMS):	163 085 kg
- dopuszczalny ciężar do lądowania:	145 149 kg
- ciężar przed lądowaniem (wg. FMS):	118 152 kg

Świadectwo Zdatości do Lotu (CofA)	- ważne do 15 maja 2012 roku
Poświadczenie Przeglądu Zdatości do Lotu (ARC)	- ważne do 15 maja 2012 roku
Nalot płatowca od początku eksploatacji	- 85 429 godz. 36 min.
Liczba cykli od początku eksploatacji	- 8002
Ostatni przegląd A	- 27 września 2011 roku

## **1.6.2. Instalacje hydrauliczne samolotu – działanie i sygnalizacja**

### **Wstęp**

Samolot B-767-300ER posiada trzy niezależne instalacje hydrauliczne: lewą („L”), prawą („R”) i centralną („C”). Są one źródłem ciśnienia dla następujących systemów:

- sterowania samolotem (kierunek, pochylenie, przechylenie);
- wypuszczania i chowania slotów;
- wypuszczania i chowania klap zaskrzydłowych;
- **wypuszczania i chowania podwozia;**
- instalacji hamulcowej kół podwozia;
- sterowania przednim podwoziem;
- sterowania elementami wykonawczymi autopilota;
- wypuszczania i chowania płozy ogonowej.

Poniżej została opisana centralna instalacja hydrauliczna, gdyż to jej element uległ awarii w czasie badanego zdarzenia.

### **Centralna instalacja hydrauliczna**

Instalacja składa się ze zbiornika, dwóch pomp elektrycznych pracujących ciągle podczas lotu, pompy uzupełniającej napędzanej powietrzem z silnika, która może pracować ciągle (w trybie ON) lub chwilowo (w trybie AUTO) gdy zapotrzebowanie instalacji jest większe niż wydajność pomp elektrycznych. System posiada również awaryjną pompę z turbiną napędzaną napływającym powietrzem (RAT). Pompa ta wysuwa się podczas lotu automatycznie kiedy żaden z silników nie pracuje.

### **Uzupełnianie płynu hydraulicznego**

Płyn hydrauliczny jest dostarczany do każdej pompy hydraulicznej ze zbiornika. System pomiaru ilości płynu przesyła informacje do wskaźnika stanu EICAS.

Gdy zbiornik wymaga uzupełniania przed wylotem, na wskaźniku stanu EICAS wyświetla się komunikat RF.

Jeśli ilość płynu w zbiorniku jest zbyt mała, świeci się lampka QTY, a na wskaźniku EICAS wyświetla się komunikat doradczy C HYD QTY.

### **Wskazania ciśnienia w instalacji**

Jeśli ciśnienie w instalacji jest zbyt niskie, świeci się lampka SYS PRESS, a na wskaźniku EICAS wyświetla się komunikat ostrzegawczy C HYD SYS PRESS.

Wartość ciśnienia w instalacji hydraulicznej wyświetlana jest na wskaźniku stanu EICAS.

Tylko system sterowania samolotem jest zasilany niezależnie z każdej instalacji hydraulicznej, co zapewnia jego pracę nawet przy awarii dwóch instalacji.

**System wypuszczania i chowania podwozia zasilany jest tylko z centralnej instalacji hydraulicznej i w przypadku jej awarii konieczne jest użycie systemu alternatywnego.** System alternatywny umożliwia tylko wypuszczenie podwozia. Jest to system elektryczno-mechaniczny.

### **1.6.3. Instalacje sterowania i sygnalizacji podwozia**

#### **Wstęp**

Samolot B767-300 ma podwozie główne i przednie. Podczas wypuszczania i chowania podwozie główne i przednie oraz pokrywy luków podwozia przemieszczane są za pomocą siłowników hydraulicznych zasilanych z centralnej instalacji hydraulicznej (C). W przypadku awarii centralnej instalacji hydraulicznej możliwe jest tylko wypuszczenie podwozia. Odbywa się to za pomocą instalacji alternatywnej (elektryczno-mechanicznej).

#### **Chowanie podwozia**

W warunkach normalnych podwozie jest wypuszczane i chowane za pomocą dźwigni sterowania.

Po starcie, gdy dźwignia sterowania zostanie przestawiona w pozycję UP (górną), płyn z centralnej instalacji hydraulicznej pod wysokim ciśnieniem jest dostarczany do odpowiednich siłowników układu podwozia i podwozie zaczyna się chować. Pokrywy luków podwozia otwierają się i podwozie przemieszcza się do pozycji górnej. Podczas chowania podwozia świecą lampki GEAR (podwozie) i DOORS (pokrywy).

Po schowaniu podwozie przednie jest utrzymywane w pozycji górnej przez zamki, a główne przez konstrukcję luku. Lampki GEAR i DOORS gasną. Dźwignia sterowania przestawiana jest w pozycję OFF, aby zmniejszyć ciśnienie w instalacji sterowania podwoziem.

Jeśli po przewidzianym czasie którakolwiek goleń podwozia nie znajdzie się w pozycji górnej zablokowanej, nadal świeci lampka GEAR, a na EICAS wyświetlany jest komunikat ostrzegawczy GEAR DISAGREE (niezgodność podwozia). Jeśli którakolwiek goleń podwozia pozostała w pozycji wypuszczonej i zablokowanej, świeci odpowiadająca jej lampka GEAR DOWN (podwozie wypuszczone). Jeśli po przewidzianym czasie którakolwiek pokrywa luku podwozia głównego napędzana hydraulicznie nie zostanie zamknięta, to świeci lampka DOORS, a na EICAS wyświetlany jest komunikat doradczy GEAR DOORS (pokrywy podwozia).



### **Wypuszczanie podwozia**

Gdy dźwignia sterowania podwoziem zostanie przestawiona w pozycję DN (dolną), pokrywy luków podwozia otwierają się, podwozie zostaje odblokowane, a lampki GEAR i DOORS zapalają się. Podwozie jest hydraulicznie przemieszczane do pozycji wypuszczonej i zablokowanej. Zamki utrzymujące podwozie w pozycji wypuszczonej blokują się, a wszystkie pokrywy luków podwozia napędzane hydraulicznie zamykają się. Kiedy podwozie znajdzie się w pozycji wypuszczonej i zablokowanej, zapalają się lampki GEAR DOWN (podwozie wypuszczone), a lampki GEAR i DOORS gasną.

Jeśli po przewidzianym czasie którakolwiek goleń podwozia nie znajdzie się w pozycji dolnej zablokowanej, nadal świeci lampka GEAR, a na EICAS wyświetlany jest komunikat ostrzegawczy GEAR DISAGREE (niezgodność podwozia). Jeśli którakolwiek goleń podwozia nie jest w pozycji wypuszczonej i zablokowanej, to nie świeci odpowiadająca jej lampka GEAR DOWN (podwozie wypuszczone). Jeśli po przewidzianym czasie którakolwiek pokrywa luku podwozia głównego napędzana hydraulicznie nie zostanie zamknięta, to świeci lampka DOORS, a na EICAS wyświetlany jest komunikat doradczy GEAR DOORS (pokrywy podwozia).

### **Alternatywna instalacja wypuszczania podwozia**

W przypadku awarii centralnej instalacji hydraulicznej niemożliwe jest wypuszczenie podwozia za pomocą instalacji zasadniczej i dlatego wykorzystywana jest alternatywna instalacja elektryczno-mechaniczna, która pozwala wypuścić podwozie. Do uruchomienia instalacji alternatywnej służy przełącznik ALTN GEAR EXTEND.

Po przestawieniu tego przełącznika w pozycję DN zasilany jest silnik elektryczny (siłownik) alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia. Siłownik ten przemieszcza mechanizmy blokujące i zwalnia wszystkie zamki podwozia i pokrywy luków podwozia. Podwozie wysuwa się (spada) pod własnym ciężarem do pozycji wypuszczonej i zablokowanej.

Kiedy podwozie znajdzie się w pozycji wypuszczonej i zablokowanej, zapalają się lampki GEAR DOWN (podwozie wypuszczone), a lampka GEAR gaśnie.

Po wypuszczeniu podwozia za pomocą instalacji alternatywnej lampka DOORS nie gaśnie, a na EICAS wyświetlany jest komunikat doradczy GEAR DOORS, ponieważ wszystkie pokrywy luków podwozia napędzane hydraulicznie pozostają otwarte.

### **Ograniczniki przeciążeń**

Ograniczniki przeciążeń umieszczone są w alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia głównego i przedniego (Ilustracje 19, 20 i 21). Bezpieczniki te są niszczone w przypadku gdy dana część instalacji jest zakleszczona lub uszkodzona i w związku z tym przy wypuszczaniu podwozia występują nadmierne siły. Zniszczenie ogranicznika zapobiega uszkodzeniu innych głównych elementów instalacji i pozwala na odblokowanie i wypuszczenie tych goleni podwozia, które nie są zakleszczone.



## Możliwa sygnalizacja i inne objawy

Układ zasilania alternatywnego systemu wypuszczenia podwozia nie jest związany z żadnym układem sygnalizacji i pozbawienie go zasilania w wyniku otwarcia bezpiecznika C4248 (F6) lub C829 (A1) w żaden sposób nie jest sygnalizowane. Otwarcie jednego z tych bezpieczników uniemożliwia alternatywne wypuszczenie podwozia.

### 1.6.4. Bezpieczniki elektryczne

Bezpiecznik (Ilustracja 5) jest przeznaczony do ochrony obwodu elektrycznego przed uszkodzeniem spowodowanym nadmiernym prądem, zazwyczaj wynikającym z przeciążenia lub zwarcia. Jego działanie polega na przerwaniu przepływu prądu w obwodzie elektrycznym (otwarciu się, a tym samym otwarciu obwodu) w przypadku gdy płynie przez niego nadmierny prąd, przekraczający wartość znamionową, czyli wartość na którą bezpiecznik został zaprojektowany. Im większy prąd płynie przez bezpiecznik, tym szybciej on się otwiera. Ta cecha bezpiecznika jest obrazowana przez charakterystykę czasowo-prądową, czyli zależność czasu wyłączenia bezpiecznika od płynącego przez niego prądu.

Po zadziałaniu bezpiecznika (otwarciu się) jego główka (Ilustracja 5) wysuwa się i widoczny jest biały trzon (Ilustracja 25). Po usunięciu uszkodzenia, które było przyczyną otwarcia się bezpiecznika należy wcisnąć jego główkę i wtedy bezpiecznik zamyka obwód, przez który znowu może płynąć prąd.

Bezpiecznik jest jednocześnie wyłącznikiem. Wyciągnięcie główki powoduje jego otwarcie, a wciśnięcie główki jego zamknięcie.



Ilustracja 5. Bezpiecznik C829 wybudowany z samolotu SP-LPC. Bezpiecznik w stanie włączonym/wciśniętym. Czerwona strzałka wskazuje główkę bezpiecznika (Źródło –Boeing).



Na panelu znajduje się 56 bezpieczników ułożonych w 7 pionowych kolumnach (oznaczonych cyframi 1-7) po 8 bezpieczników w każdej kolumnie (oznaczonych literami od „A” do „H”).

Bezpiecznik C829 BAT BUS DISTR, **który po wypadku, w trakcie oględzin samolotu był pozycji wyłączony/wyciągnięty**, znajduje się na panelu P6-1 na pozycji A1, czyli w lewym dolnym rogu tuż nad podłogą, w skrajnie peryferyjnej części pola uwagi FO, blisko prawej strony jego fotela (Ilustracja 6). Bezpiecznik ten, jako nadrzędny zabezpiecza obwody następujących bezpieczników:

1. C749 2,5A (B7) CHILLER SHUTDOWN CONT
2. C804 7,5A (B1) L GEN CONT UNIT
3. C805 7,5A (B2) R GEN CONT UNIT
4. C806 7,5A (B3) APU CONT UNIT
5. C807 7,5A (B5) L GEN DRIVE DISC
6. C808 7,5A (B6) R GEN DRIVE DISC
7. C809 7,5A (B4) BUS PWR CONT UNIT
8. C828 2,5A (A5) STBY PWR CONT
9. C879 2,5A (A6) DC BUS TIE CONT
10. C906 5A (A7) HYD GEN CONT PWR
11. C1100 2,5A (C2) RAM AIR TURB-AUTO
12. C4097 2,5A (A4) BAT CUR MON PWR
- 13. C4248 7,5A (F6) LANDING GEAR-ALTN EXT MOTOR**

Trzydzieści wyżej wymienionych obwodów jest zabezpieczanych przez bezpiecznik C829 o nominalnym prądzie 25A, ale każdy z nich ma też swój niezależny bezpiecznik o wartości nominalnej prądu od 2,5A do 7,5A, a więc dużo mniejszej niż 25A. W przypadku niesprawności w jednym z 13 wymienionych obwodów w pierwszej kolejności zadziała (rozłączy się) indywidualny/niezależny bezpiecznik tego niesprawnego obwodu.

Wyłączenie bezpiecznika C829 (A1) (na skutek przekroczenia prądu znamionowego lub ręczne poprzez wyciągnięcie) nie jest sygnalizowane w kokpicie i nie jest zapisywane przez SSFDR lub QAR, ale wyłączenie to uniemożliwia alternatywne wypuszczenie podwozia.

Bezpiecznik C4248 ALTN EXT MOTOR znajduje się na panelu P6-1 na pozycji F6. Bezpiecznik ten zabezpiecza silnik elektryczny (siłownik) alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia. Podczas wypuszczania podwozia sposobem alternatywnym siłownik ten zwalnia zamki podwozia, które wypada pod własnym ciężarem i blokuje się w pozycji wypuszczonej.

### **1.6.5. ETOPS**

Przed rozpoczęciem lotu w dniu 31 października 2011 r. samolot został poddany przeglądowi technicznemu przez uprawnionego mechanika obsługi naziemnej zgodnie z wymaganymi przepisami, co zostało potwierdzone odpowiednim wpisem w PDT. Samolot został dopuszczony do wykonania lotu zgodnie z przepisami ETOPS bez ograniczeń tj. z maksymalnym czasem dolotu do trasowego lotniska zapasowego wynoszącym 180 min.

Przed lotem załoga otrzymała komputerowy plan lotu zawierający wszystkie niezbędne informacje, z których wynikało, że zaplanowana trasa przelotu w najbardziej oddalonym punkcie znajduje się o 122 minuty lotu od trasowego lotniska zapasowego.

### **1.7. Informacje meteorologiczne**

Warunki atmosferyczne na lotnisku EPWA w dniu zdarzenia w godzinach od 12.30 do 13.30, podawane przez Lotniskową Stację Meteorologiczną Warszawa w formie METAR przedstawiono poniżej:

METAR EPWA 011230Z 14004KT 100V180 9999 SCT015 BKN043 13/10 Q1022 NOSIG

METAR EPWA 011300Z 14005KT 100V170 9999 SCT015 BKN043 13/10 Q1022 NOSIG

METAR EPWA 011330Z 13004KT 090V160 9999 SCT016 BKN043 12/10 Q1022 NOSIG

Ostatnia informacja przekazana załodze przez kontrolera TWR EPWA, dotycząca warunków do lądowania, to wiatr wiejący z kierunku 120° z prędkością 5 węzłów. Lądowanie odbyło się w warunkach dziennych.

### **1.8. Pomoce nawigacyjne**

Pomoce nawigacyjne wyszczególnione na karcie podejścia EPWA były sprawne oraz dostępne w czasie zaistnienia wypadku. Samolot był obserwowany na wskaźnikach radarów. Podejście do lądowania było wykonane pod kontrolą radarową organu kontroli zbliżania APP EPWA.

### **1.9. Łączność**

W trakcie całego lotu w FIR Warszawa (EPWA) załoga utrzymywała dwustronną łączność radiową z kontrolerami ruchu lotniczego, Centrum Operacyjnym Operatora, MCC oraz pilotami F-16 z Sił Powietrznych.

### 1.10. Informacje o lotnisku

Podstawowe dane lotniska EPWA:

- elewacja 110 m;
- dwie krzyżujące się drogi startowe: RWY 15/33 o wymiarach 3690x60m i RWY 11/29 o wymiarach 2800x50 m;
- fizyczne charakterystyki dróg startowych: PCN 57, R/B/W/T, CONC/ASPH;
- współrzędne skrzyżowania osi dróg startowych - 52°09'57"N 020°58'02"E;

Lądowanie odbyło się na RWY 33 wyposażonej w system lądowania ILS CAT II (Ilustracja 7).

Wyposażenie ratownicze i przeciwpożarowe lotniska EPWA w dniu wypadku przedstawiono w tabeli poniżej.

EPWA AD 2.6	SŁUŻBA RATOWNICZA I PRZECIWOŻAROWA	RESCUE AND FIRE FIGHTING SERVICES
1.	Kategoria lotniska w zakresie ochrony przeciwpożarowej CAT 9 ICAO	Aerodrome category for fire fighting CAT 9 ICAO
2.	<b>Wyposażenie ratownicze</b> - pojazdy ratowniczo-gaśnicze - 7, - pojazd ratownictwa technicznego - 1, - pojazd dowodzenia i łączności - 1, - ambulanse - 2, - ruchomy magazyn leków i sprzętu medycznego.	<b>Rescue equipment</b> - fire and rescue vehicles - 7, - technical rescue vehicle - 1, - management and communication vehicle - 1, - ambulances - 2, - mobile warehouse of medicines and medical equipment.
3.	<b>Możliwości usuwania uszkodzonych statków powietrznych</b> - przyczepa niskopodwoziowa z holownikiem, - dyszle do samolotu, Sprzęt do usuwania unieruchomionych statków powietrznych - kategoria I; max B737: - lotnicze poduszki podnośnikowe (4 zestawy), - system uprząży do podnoszenia samolotu, - maty ziemne do budowy dróg awaryjnych. <sup>1)</sup>	<b>Capability for removal of disabled aircraft</b> - low chassis trailer with a tug, - aeroplane tow bars, Equipment for removal of disabled aircraft: category I, max B737: - aeronautical lifting cushions (4 kits), - harness system for aircraft lifting, - ground mats for construction of emergency roads. <sup>1)</sup>
4.	<b>Uwagi</b> <sup>1)</sup> Kierownik Zmiany Dyżurnych Portu, tel. patrz punkt 2.2.8.	<b>Remarks</b> <sup>1)</sup> Airport Duty Officers Supervisor, phone see point 2.2.8.

Tabela: Wyposażenie ratownicze i przeciwpożarowe lotniska EPWA w dniu 1 listopada 2011 r.

Źródło: AIP-Polska





Ilustracja 7. Lotnisko EPWA. Czerwoną strzałką wskazano miejsce zatrzymania samolotu SP-LPC.

Ze względu na układ dróg startowych lotniska EPWA oraz miejsce zatrzymania się samolotu, lotnisko zostało zamknięte do czasu usunięcia samolotu z RWY 33.

### 1.11. Rejestratory pokładowe

Na miejscu wypadku Zespół Badawczy PKBWL zabezpieczył pokładowy rejestrator parametrów lotu (SSFDR) i rejestrator dźwięku w kokpicie (CVR) (Ilustracja 8) oraz kasetę pamięci z rejestratora szybkiego dostępu (QAR) (Ilustracja 9).



Ilustracja 8. Rejestratory SSFDR i CVR z samolotu SP-LPC. (Źródło: PKBWL)



Ilustracja 9. Rejestrator QAR wraz z kasetą pamięci z samolotu SP-LPC.  
(Źródło: PKBWL)

**1.11.1. Rejestrator SSFDR** firmy Honeywell P/N 980-4700-042, S/N 6467 został wymontowany z tylnej części kadłuba samolotu SP-LPC. Nie miał żadnych zewnętrznych śladów uszkodzeń. Odczyt danych z pamięci półprzewodnikowej rejestratora został wykonany w dniu 4 listopada 2011 roku w Pracowni Awioniki firmy LOT AMS pod nadzorem przedstawiciela Zespołu badawczego PKBWL. Uzyskano zapis parametrów lotu samolotu SP-LPC z okresu ostatnich ok. 105 godzin lotu. W pamięci rejestratora zapisanych było 145 parametrów analogowych i 309 parametrów dyskretnych. Pozyskany zapis został wykorzystany do przeprowadzania analizy działania pokładowych systemów samolotu oraz do odtworzenia sekwencji zdarzeń w czasie lotu LO 16 na trasie KEWR-EPWA.

**1.11.2. Rejestrator dźwięków w kokpicie CVR** model A100A firmy Fairchild P/N 93-A100-80, S/N 62909 został wymontowany z miejsca zabudowy. Nie miał żadnych zewnętrznych śladów uszkodzeń. W dniu 8 listopada 2011 roku taśma magnetyczna rejestratora została odczytana w laboratorium niemieckiej Komisji Badania Wypadków Lotniczych BFU (Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung) pod nadzorem przedstawiciela Zespołu Badawczego PKBWL. Uzyskano zapis dźwiękowy dobrej jakości ze wszystkich czterech ścieżek audio z ostatnich 31 minut i 34 sekund lotu LO 16. Materiał dźwiękowy z rozmów załogi, odgłosów w kabinie i korespondencji radiowej został przeanalizowany przez Zespół Badawczy PKBWL.

**1.11.3. Rejestrator szybkiego dostępu QAR** model ATM-QR4 firmy ATM Awionika PP Sp. z o.o. z kasetą pamięci ATM-MC5/70 P/N 254-700-0040521, S/N 0492/02 zapisał w pamięci półprzewodnikowej w sposób równoległy dane przesyłane do SSFDR. Podczas oględzin samolotu kaseeta pamięci rejestratora QAR została wyjęta i zabezpieczona przez Zespół Badawczy PKBWL. Zawartość kasety pamięci została odczytana w dniu 1 listopada 2011 roku w Dziale Analiz Parametrów Lotów firmy PLL LOT SA. Dane z QAR są tożsame z danymi SSFDR. Czas zapisu QAR obejmuje tylko loty LO 15 i LO 16, czyli trasy EPWA-KEWR-EPWA.

**1.11.4. Inne źródła informacji** dostępne dla Zespołu Badawczego PKBWL:

- zapisy zobrazowania z systemu radarowego ruchu lotniczego otrzymane z PAŻP. Zapisy obejmują przebieg lotu samolotu SP-LPC od wlotu w FIR Warszawa do lądowania na lotnisku EPWA;
- zapisy dźwiękowe korespondencji radiowej kontrolerów ruchu lotniczego z załogą samolotu SP-LPC;
- zapisy dźwiękowe rozmów telefonicznych na stanowisku operacyjnym SRL;
- zapisy z kamer CCTV monitoringu lotniskowego;
- zapisy dźwiękowe rozmów radiowych i telefonicznych Centrum Operacyjnego Operatora.

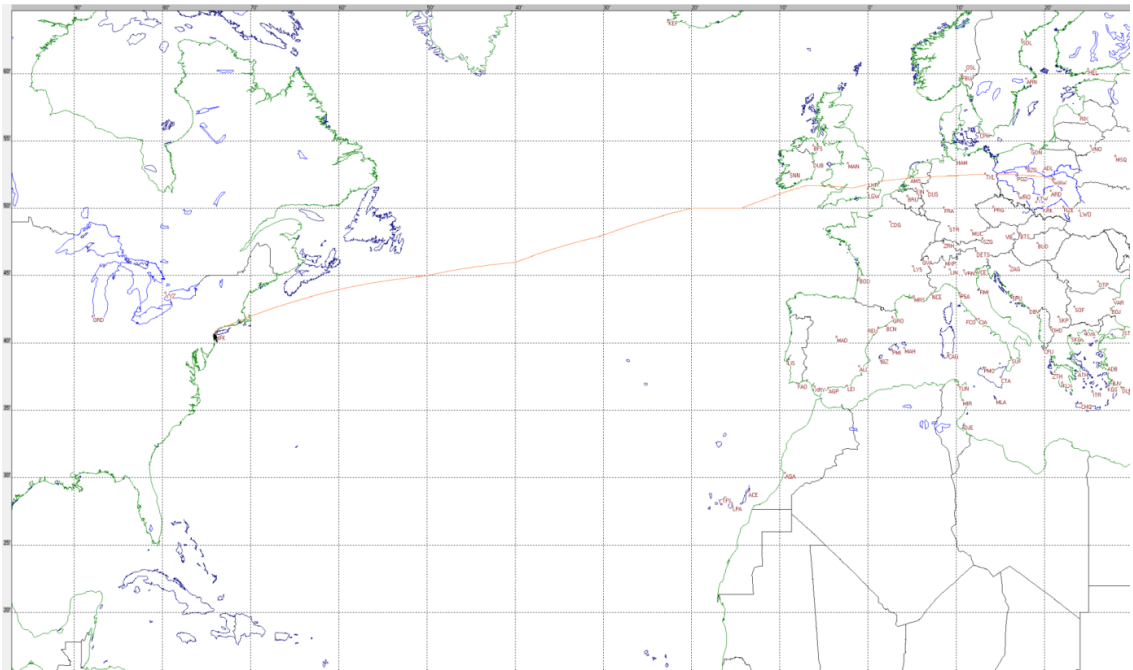
Wszystkie ww. materiały zostały przeanalizowane przez Zespół Badawczy PKBWL.



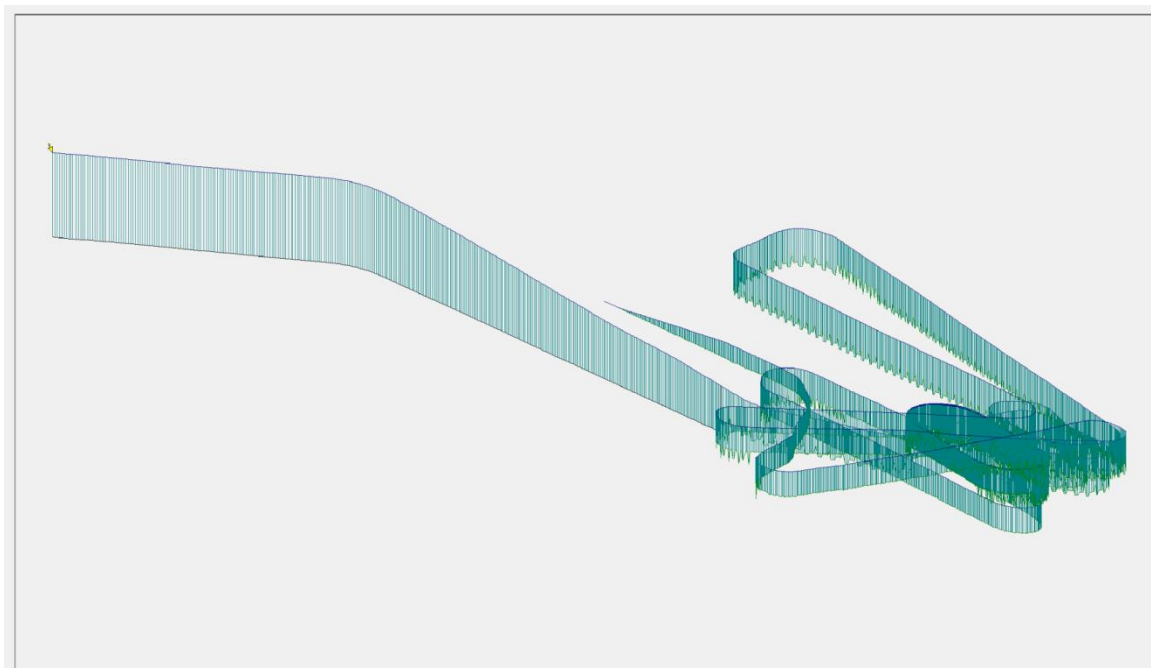
### **1.11.5. Przebieg zdarzeń na podstawie zapisu z pokładowego rejestratora lotu (SSFDR)**

- Czas: 03:58:11 – uruchomienie silników do lotu LO 16;
- Czas: 04:11:03 – rozpoczęcie kołowania;
- Czas: 04:19:08 – zajęcie drogi startowej 04L i rozpoczęcie startu;
- Czas: 04:19:51 – oderwanie samolotu i rozpoczęcie wznoszenia;
- Czas: 04:19:55 – rozpoczęcie chowania podwozia, RALT=39[ft];
- Czas: 04:20:08 – zakończenie chowania podwozia RALT=480[ft], ciśnienie w instalacji hydraulicznej centralnej HYDPRC=2600[psi], ilość płynu hydraulicznego w instalacji centralnej HYDQTC=105.1[%];
- Czas: 04:21:07 – początek procesu chowania klap (klapy z pozycji 5 do 1);
- Czas: 04:21:11 – klapy w pozycji 1;
- Czas: 04:21:47 – kontynuacja procesu chowania klap (klapy z pozycji 1 do 0);
- Czas: 04:21:51 – klapy w pozycji 0;
- Czas: 04:22:11 – sygnalizacja niskiego ciśnienia w instalacji hydraulicznej centralnej, wysokość barometryczna PRALT=3852[ft], ciężar całkowity samolotu GW=162.57[t], współrzędne geograficzne N40°48'42", W74° 5'17";
- Czas: 04:22:14 – spadek ilości płynu hydraulicznego w instalacji centralnej: HYD QTC=10.6[%] (parametr rejestrowany co minutę);
- Czas: 04:36:28 – zajęcie poziomu przelotowego FL310;
- Czas: 05:08:01 – zajęcie poziomu przelotowego FL330;
- Czas: 06:09:05 – zajęcie poziomu przelotowego FL340;
- Czas: 09:18:08 – zajęcie poziomu przelotowego FL370;
- Czas: 11:32:19 – zajęcie poziomu przelotowego FL350;
- Czas: 11:44:17 – rozpoczęcie zniżania do lądowania na lotnisku w EPWA;
- Czas: 12:05:26 – przestawienie przełącznika ALT FLAPS, PRALT=7712[ft];
- Czas: 12:10:48 – ustawienie klap w pozycję FLAPS=20, PRALT=2756[ft];
- Czas: 12:18:03 – przerwanie podejścia do lądowania w EPWA i lot do strefy oczekiwania;
- Czas: 12:41:47 – przestawienie dźwigni podwozia w położenie DOWN;
- Czas: 12:43:39 – przestawienie dźwigni podwozia w położenie UP;
- Czas: 12:52:48 – przestawienie dźwigni podwozia w położenie DOWN;
- Czas: 12:53:16 – przestawienie dźwigni podwozia w położenie UP;

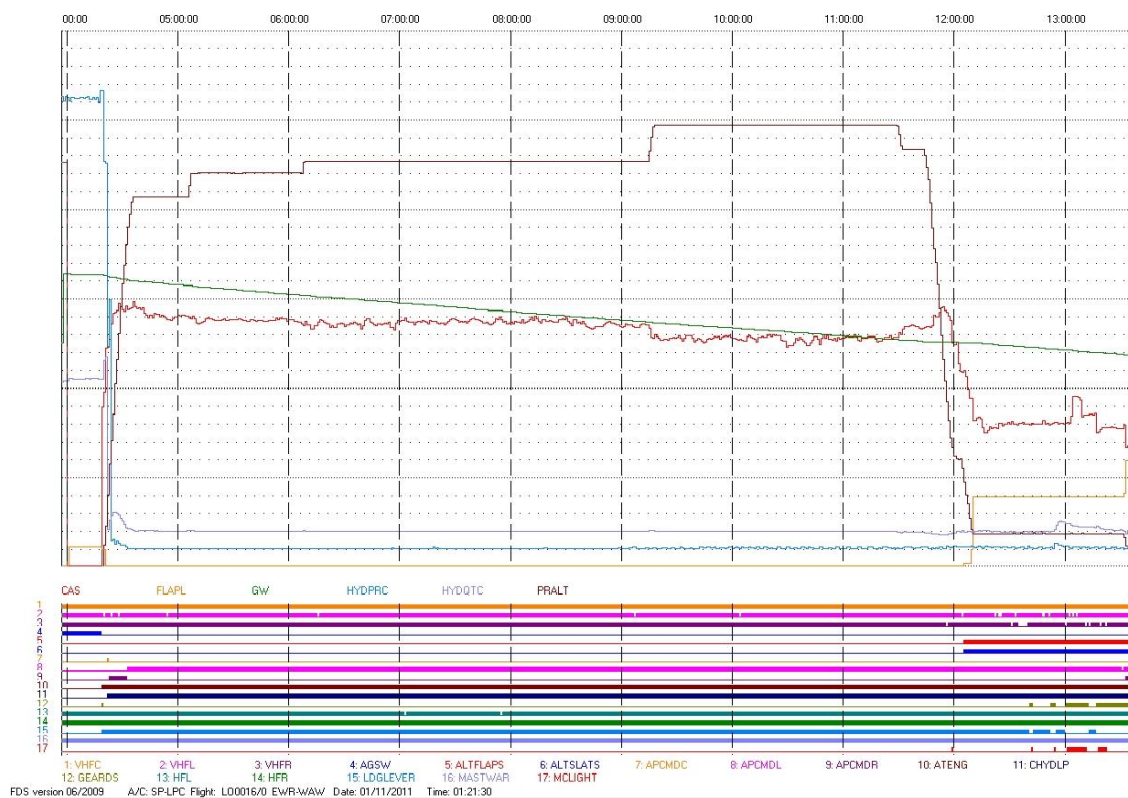
- Czas: 12:53:48 – przestawienie dźwigni podwozia w położenie DOWN;
- Czas: 12:55:39 – przestawienie dźwigni podwozia w położenie UP;
- Czas: 13:00:56 – przestawienie dźwigni podwozia w położenie DOWN;
- Czas: 13:13:40 – przestawienie dźwigni podwozia w położenie UP;
- Czas: 13:17:45 – przestawienie dźwigni podwozia w położenie DOWN;
- Czas: 13:30:20 – zakończenie oczekiwania i rozpoczęcie podejścia końcowego;
- Czas: 13:32:30 – przyrost przeciążenia pionowego  $VACC=1,896[g]$  (próba grawitacyjnego wypuszczenia podwozia);
- Czas: 13:33:35 – ustawienie klap w pozycję  $FLAPS=30$ ,  $PRALT=1902[ft]$ ,
- Czas: 13:38:23 – przyziemienie -  $GSPEED=127[kts]$ ,  $PITCH=5,3[deg]$ ,  
 $VACC = 1,207[g]$ ;
- Czas: 13:38:38 – sygnalizacja pożaru silnika #2;
- Czas: 13:38:41 – wyłączenie silników;
- Czas: 13:38:43 – koniec zapisu SSFDR,  $GSPEED=91[kts]$ .



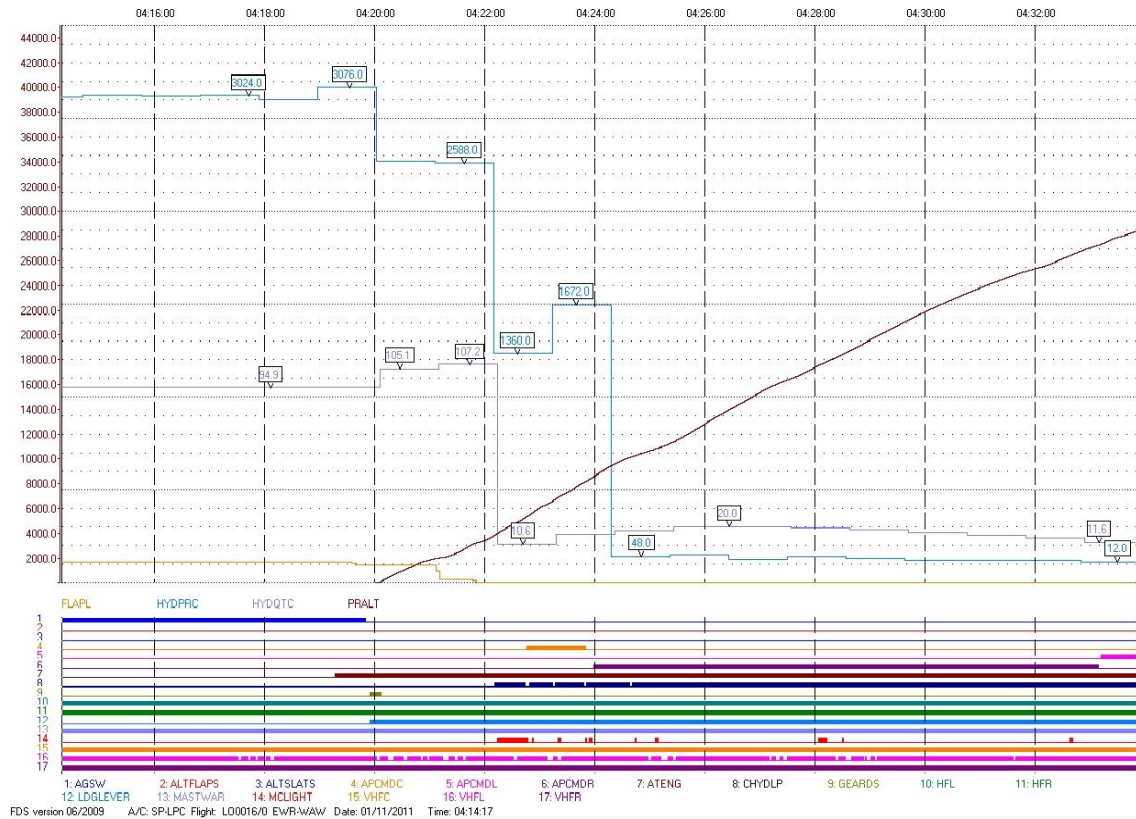
Ilustracja 10. Trasa lotu samolotu SP-LPC na podstawie SSFDR.



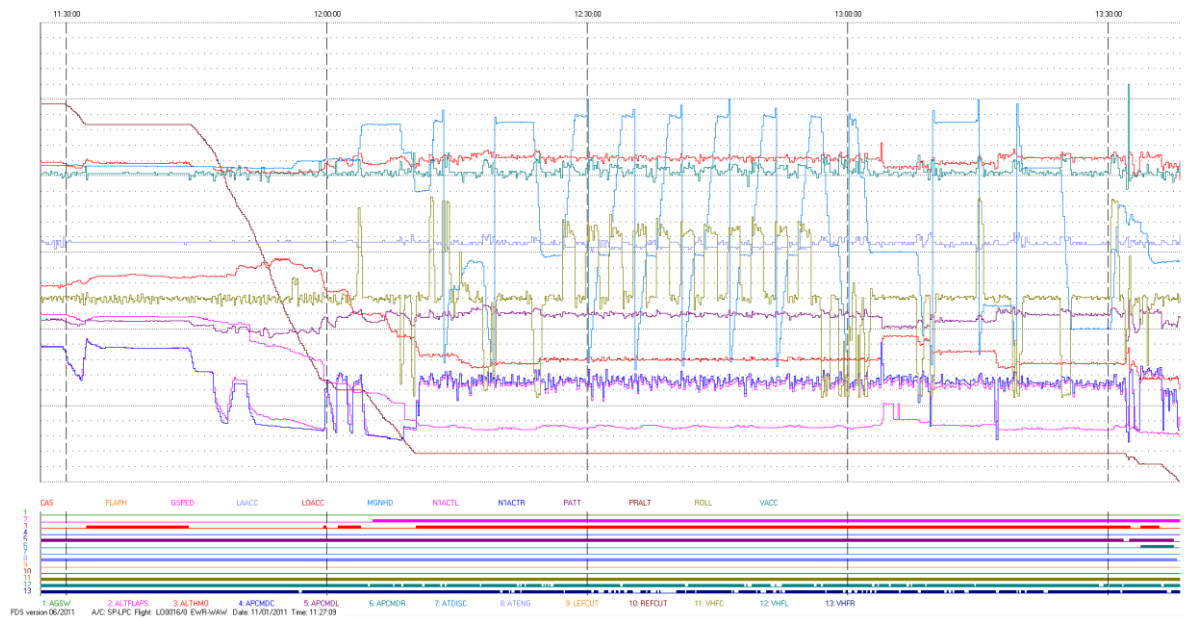
Ilustracja 11. Widok 3D lotu LO 16 podczas oczekiwania w rejonie lotniska EPWA.



Ilustracja 12. Lot LO 16 - zapis SSFDR samolotu SP-LPC.



Ilustracja 13. Spadek ciśnienia w centralnej instalacji hydraulicznej po starcie - zapis SSFDR samolotu SP-LPC.



Ilustracja 14. Podejście do lądowania samolotu SP-LPC – zapis SSFDR.

### **1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu**

O godzinie 13:38:23 samolot przyziemił na RWY 33 z prędkością względem ziemi 127 kt, kątem pochylenia 5,3° i przyśpieszeniem pionowym 1,207 g. W chwili przyziemienia w zbiornikach samolotu było ok. 1600 kg paliwa, silniki pracowały, a ich zarejestrowane obroty wynosiły N1ACTL=57%, N1ACTR=38%. Po 15 sekundach od momentu przyziemienia wystąpiła sygnalizacja pożaru silnika #2, a po kolejnych trzech sekundach silniki zostały wyłączone przez załogę.

W wyniku lądowania ze schowanym podwoziem uszkodzone zostały:

- oba silniki;
- płatowiec (głównie dolna tylna część kadłuba);
- gondole obu silników;
- elementy systemów pokładowych w rejonie ww. elementów.

Szczegółowy opis uszkodzeń samolotu zawarty jest w Rozdziale 1.3.

### **1.13. Informacje medyczne i patologiczne**

Nikt z pasażerów i nikt z członków załogi nie odniósł obrażeń ani w trakcie lądowania awaryjnego, ani podczas ewakuacji.

Działania podjęte przez załogę samolotu SP-LPC przed ewakuacją i podczas ewakuacji opisano w Rozdziale 1.15 i Załączniku 6.

Działania ratowniczo-gaśnicze podjęte na ziemi po wylądowaniu samolotu opisano w Rozdziale 1.15 i Załączniku 7.

W dniu zdarzenia Zarządzający Portem Lotniczym Chopina w Warszawie zapewnił pasażerom oraz ich bliskim/rodzinom wsparcie psychologiczne. Wsparcie psychologiczne dla załogi zapewnił Operator.

### **1.14. Pożar**

Przed lądowaniem samolotu RWY 33 został pokryty warstwą piany gaśniczej.

W trakcie lądowania doszło do pożaru prawego silnika samolotu. Przyczyną pożaru było tarcie dolnej części gondoli silnikowej o powierzchnię drogi startowej, co doprowadziło do intensywnego iskrzenia i zapalenia silnika od dołu. Iskrzenie zostało stłumione przez pianę, ale pożar przeniósł się do wnętrza gondoli. Po zniszczeniu dolnej części gondoli zniszczone zostały agregaty znajdujące się w dolnej części silnika.

Pożar miał charakter lokalny i po zatrzymaniu się samolotu został ugaszony przez jednostki Lotniskowej Straży Pożarnej (LSP). Pożar był gaszony pianą gaśniczą podawaną na prawe skrzydło samolotu i gondolę silnika nr 2 z monitora (działka) oraz wodą podawaną prądem kroplistym do wnętrza gondoli silnika nr 2. Do gaszenia użyto środka pianotwórczego STHAMEX®-AFFF 6% F-25.

## **1.15. Czynniki przeżycia**

### **1.15.1. Działania załogi pokładowej (personelu pokładowego)**

#### **1.15.1.1. Przed startem**

Po przyjeździe do samolotu załoga pokładowa wykonała czynności przedstartowe zgodnie z obowiązkami zawartymi w Cabin Crew Manual. W trakcie kontroli wyposażenia awaryjnego CC5 stwierdził, że słuchawka przy stanowisku CC2 (jumpseat 3R) była niesprawna i oznakowana naklejką INOP.

#### **1.15.1.2. Po starcie**

Start samolotu przebiegł bez zakłóceń. Po starcie CC pracujące w przednim i środkowym bufecie zauważyły problemy z zasilaniem bufetów, co zostało zgłoszone załodze lotniczej. Załoga lotnicza przywróciła zasilanie bufetów.

Po pewnym czasie CC1 został wezwany do kokpitu i poinformowany o usterce systemu hydraulicznego. CC1 na tym etapie lotu nie poinformował o tym pozostałych członków personelu pokładowego.

Dalsza część lotu, aż do próby wypuszczenia podwozia sposobem alternatywnym, przebiegała bez zakłóceń.

#### **1.15.1.3. Przed lądowaniem**

Przygotowanie kabiny i pasażerów do lądowania w Warszawie przebiegało standardowo. Na około 20 min. przed planowanym lądowaniem CC1 został wezwany do kokpitu i poinformowany, że występują problemy z wypuszczeniem podwozia.

Po pewnym czasie CC1 otrzymał od kapitana polecenie przygotowania kabiny i pasażerów do lądowania awaryjnego bez podwozia. CC1 poprzez przycisk ALERT chciał wywołać szefowe poszczególnych sekcji w celu przekazania szczegółów dotyczących awaryjnego lądowania. Okazało się jednak, że system ALERT nie działa. W związku z tym CC1 przekazał stosowne informacje CC4 oraz CC8, wyznaczył CC4 do czytania zapowiedzi awaryjnej, a CC8 zlecił przeszkolenie AP do drzwi 1L.

CC1 na polecenie kapitana większość czasu spędzał w kabinie pilotów, gdzie był na bieżąco informowany o rozwoju sytuacji i spodziewanym zachowaniu samolotu podczas lądowania bez podwozia, brał udział w ustaleniach dotyczących przebiegu ewakuacji, uczestniczył w sprawdzaniu stanu bezpieczników, a także usunął z kokpitu i zabezpieczył wszystkie luźne przedmioty. W związku z tym CC1 nie poinformował osobiście całej załogi pokładowej o zaistniałej sytuacji. Zrobiła to CC2, która uzyskiwała stosowne informacje od CC4, a następnie przekazała je CC3, CC6, CC5 i CC7. W tym samym czasie CC4 rozpoczął czytanie zapowiedzi awaryjnej.

W trakcie przygotowania kabiny do lądowania pasażerowie byli spokojni, wykonywali polecenia załogi, nie było paniki. Załoga pokładowa zademonstrowała pozycje awaryjne, zabezpieczono luźny bagaż podręczny, pokazano wyjścia awaryjne.

Na pomocników (AP) do wyjść zostali wybrani głównie pasażerowie polskojęzyczni, z wyjątkiem pomocników do wyjść przez okna awaryjne, gdzie połowę AP stanowili pasażerowie anglojęzyczni. Przeszkolono 16 AP do wszystkich wyjść w samolocie oraz do kierowania ruchem pasażerów.

Niektórzy członkowie personelu pokładowego mieli problemy z odszukaniem właściwych kartek w podręczniku „AP Briefing & Evacuation Commands Booklet”. Inni, widząc, że wybrani AP mają problemy z koncentracją uwagi i docierają do nich tylko proste komendy, zrezygnowali z posługiwania się tekstem zawartym w podręczniku i używali własnych, prostych słów.

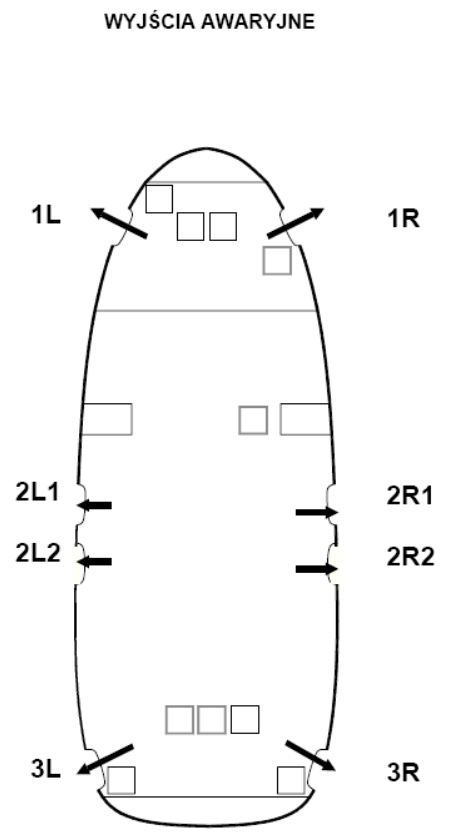
W międzyczasie miała miejsce dodatkowa próba wypuszczenia podwozia metodą grawitacyjną, ale również ona zakończyła się niepowodzeniem.

Zgodnie z ustaleniami, komendę do przyjęcia pozycji awaryjnej wydał CC1. Jednakże załoga tylnego bufetu zaczęła krzyczeć komendy „Pozycja awaryjna” wcześniej, więc CC1 podał tę komendę (przez PA) już po jej wydaniu przez załogę tylnego bufetu.

#### **1.15.1.4. Po lądowaniu**

Kapitan poinstruował CC1, że po zatrzymaniu się samolotu personel pokładowy ma natychmiast rozpocząć ewakuację pasażerów, nie czekając na hasło z kokpitu. CC1 przekazał tę instrukcję pozostałym członkom załogi kabinowej, jednakże po zatrzymaniu samolotu miał wątpliwości, czy ewakuacja jest konieczna. Wszedł więc do kokpitu aby uzyskać potwierdzenie konieczności ewakuacji i dopiero potem otworzył drzwi 1L (Ilustracja 15). CC4 otworzył drzwi 1R w tym samym czasie. W rezultacie, wyjścia tylne 3L i 3R zostały otwarte wcześniej (zaraz po zatrzymaniu samolotu), a wyjścia 1L i 1R w przedniej części samolotu zostały otwarte po upływie około 12 sekund od chwili otwarcia wyjść tylnych.





Wszystkie trapy napełniły się. Trapy tylne przy drzwiach 3L i 3R były ustawione względem ziemi pod niewielkim kątem, co spowalniało ewakuację pasażerów (Ilustracja 16).



Ilustracja 16. Ułożenie tylnych trapów samolotu SP-LPC po awaryjnym lądowaniu.

W początkowej fazie ewakuacji przy tylnym prawym trapie (3R) nie było nikogo, kto odbierałby pasażerów – pomocnicy uciekli. Dlatego w pewnym momencie CC2 musiała znacznie zwolnić tempo ewakuacji, aby kolejni pasażerowie nie uderzali tych, którzy siedzieli na trapie.

Wyjścia awaryjne przez okna z prawej strony samolotu 2R1, 2R2 nie zostały otwarte, ponieważ CC3 po dokonaniu oceny sytuacji na zewnątrz samolotu stwierdziła zagrożenie w postaci dymu z płonącego silnika. Okna 2L1 i 2L2 z lewej strony samolotu zostały

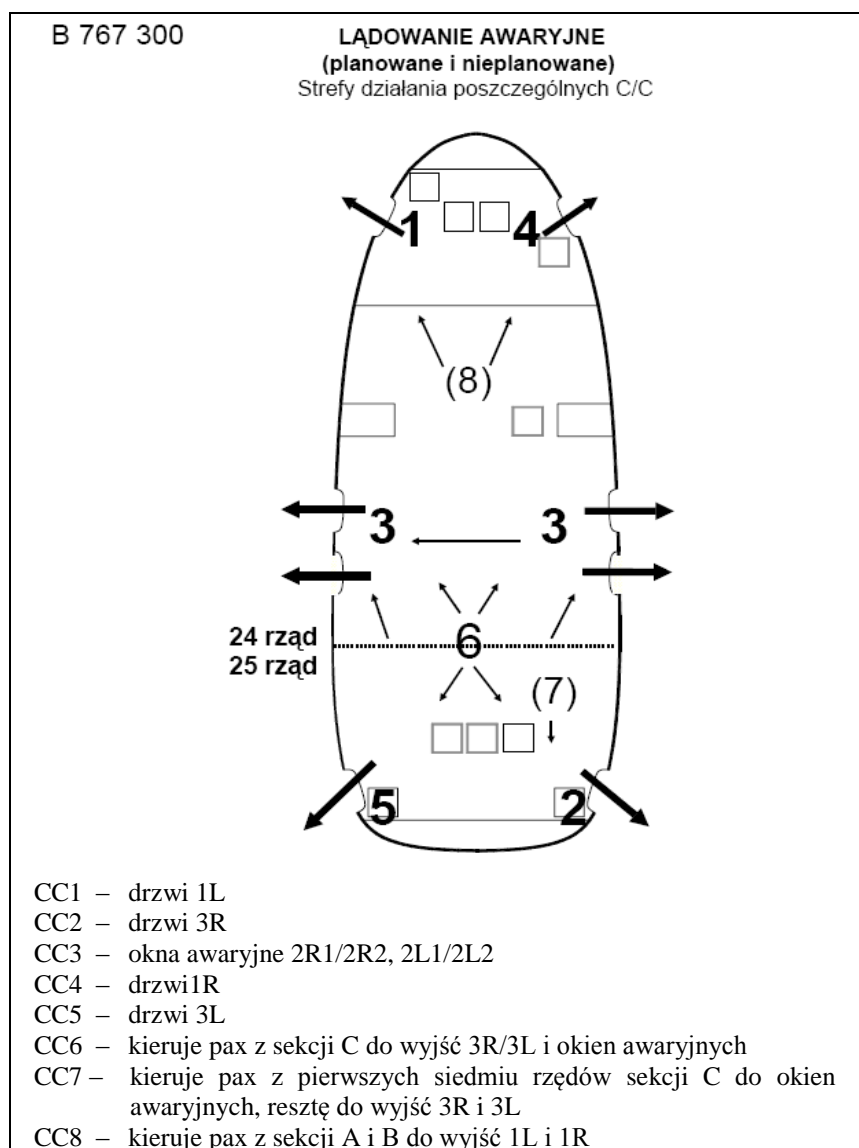


otwarte, ale nikt nie został przez nie ewakuowany. Wynikało to z faktu, że wszyscy pasażerowie bardzo szybko przemieścili się w kierunku tylnych wyjść, kierowani przez CC7 i CC6. Trap skrzydłowy napęłnił się, natomiast opuszczany stopień pod oknem 2L2 nie otworzył się.

Załoga pokładowa używała komend ewakuacyjnych adekwatnych do sytuacji. System EVAC został uruchomiony przy drzwiach 3L przez CC5, który pierwszy wcisnął przycisk.

Trzy osoby z załogi kierowały pasażerów do czynnych wyjść:

- CC8 do wyjść 1L i 1R;
- CC6 i CC7 do wyjść 3L i 3R;
- reszta załogi prowadziła ewakuację przy wyjściach: CC1 – 1L, CC4 – 1R, CC2 – 3R, CC5 – 3L (Ilustracja 17).



Ilustracja 17. Strefy działania personelu pokładowego podczas lądowania awaryjnego.

Kiedy wszyscy pasażerowie opuścili samolot, załoga sprawdziła kabinę, przekazała standardowe meldunki POKŁAD PUSTY, po czym zaczęła opuszczać samolot:

- CC4 i CC8 opuścili samolot wyjściem 1R;
- CC2, CC5, CC6, CC7, CC3, CC1, FO i CPT opuścili samolot wyjściem 3L.

Ostatni z samolotu wyszli CC1 i CPT, po kilkakrotnym sprawdzeniu, czy wszyscy opuścili pokład. W samolocie przebywali ponad 5 min. po ewakuacji.

Po około 12-15 min. od zakończenia ewakuacji na prośbę policji CC1 dwukrotnie wszedł do samolotu po trapie 3L. CC3 i CC7 również weszły do samolotu przez drzwi 3L aby zabrać swoje rzeczy osobiste.

Załoga samolotu przez około 15 min. czekała przy samolocie na kolejne decyzje. Brak właściwej koordynacji ze strony naziemnej służby ratowniczej spowodował rozdzielenie załogi: CC4 i CC8 zostali odwiezieni autobusem z pasażerami, reszta załogi czekała przy samolocie w autobusie ok. 1,5 godziny, nie mając informacji o losach CC4 i CC8.

## **1.15.2. Akcja ratowniczo-gaśnicza**

### **1.15.2.1. Chronologia**

**Godz. 07:00.** Służby dyżurne nie zgłosiły uwag do przebiegu dyżuru. Urządzenia i systemy lotniska sprawne. Warunki meteorologiczne:

- widzialność: 10 km;
- podstawa chmur: warstwa pierwsza - 500 m, warstwa druga -1300 m;
- temperatura: 12°C;
- wiatr: 3m/s, kierunek południowo-wschodni.

**Godz. 12:23.** Kontroler kontroli lotniska (TWR) informuje KZDOP, iż ogłasza stan niepewności dla rejsu LO 16. Załoga zgłosiła kłopoty techniczne z klapami, a następnie z podwoziem.

**Godz.12:24.** KZ-DOP informuje ZMR i LSP o ogłoszeniu stanu niepewności dla LO 16.

**Godz. 12:25.** Kontroler TWR przekazuje szczegółowe informacje o ilości osób na pokładzie (231), paliwa (7,7 t) oraz położeniu SP-LPC (holding w rejonie punktu nawigacyjnego „Linin”).

**Godz. 12:26.** Kontroler TWR przekazuje KZDOP informację, iż załoga rejsu LO 16 zadeklarowała sytuację EMERGENCY (lądowanie bez klap i podwozia). KZDOP ogłasza alarm dla służb Portu Lotniczego.

**Godz. 12:27.** Kontroler TWR ogłasza alarm dla LSP, DOP i ZMR. Pojazdy bojowe LSP zajmują ustalone pozycje wzdłuż DS 33. KZDOP informuje dyspozytora WSPR o ogłoszeniu alarmu dla samolotu z 231 osobami na pokładzie.

- Godz.12:28.** Pojazdy służb lotniskowych przybywają do rejonu koncentracji nr 1.
- Godz.12:55.** Strażak 1, dowodzący Akcją Ratowniczą podejmuje decyzję o rozłożeniu piany na nawierzchni DS 33 po obu stronach osi na odcinku: 100 m od progu 33 do DK D (około 3000 m).
- Godz.12:59.** Przybycie sił zewnętrznych (PSP, karetki WSPR) do RK nr 2.
- Godz.13:05.** Strażak 1 przekazuje informację do wszystkich służb, że samolot będzie lądował bez podwozia.
- Godz.13:15.** Zakończono ustawianie kolumn PSP i służb medycznych przybyłych z miasta w RK nr 2.
- Godz.13:16.** Samolot w odległości 12 mil od drogi startowej. Służby ratownicze w pełnej gotowości.
- Godz.13:32.** Samolot rozpoczyna końcowe podejście.
- Godz.13:37.** Samolot w zasięgu wzroku służb lotniskowych. Potwierdzony brak podwozia.
- Godz.13:38.** Przyziemienie samolotu. Samolot przemieszcza się po nawierzchni drogi startowej utrzymując się w osi centralnej. Iskrzenie z prawego silnika tłumione jest przez rozłożoną pianę.
- Godz. 13:39.** Samolot zatrzymuje się na DS 33 około 42 m za osią DS 29. Widać pożar prawego silnika. Załoga uruchamia trapy ratunkowe. Rozpoczyna się ewakuacja pasażerów.
- Przybywają jednostki LSP. Rozpoczyna się gaszenie prawego silnika oraz zabezpieczanie konstrukcji samolotu przed wybuchem pożaru.
- Zamknięcie lotniska dla ruchu lotniczego.
- Godz.13:41.** Zakończenie ewakuacji pasażerów z samolotu. Trwa schładzanie silników.
- Godz. 13:47.** Przewiezienie pasażerów do salonu VIP w terminalu. Otoczenie pasażerów opieką.
- Godz.13:53.** Zakończono przeszukiwanie pokładu samolotu. Samolot bez pasażerów. Nikt nie odniósł obrażeń.
- Godz. 13:56.** Karetki pogotowia ratunkowego z miasta opuszczają teren lotniska.
- Godz. 14:06.** Zakończenie działań ratowniczo - gaśniczych.
- Godz. 14:16.** Jednostki PSP opuszczają lotnisko.
- Godz. 14:48.** Odwołanie alarmu dla służb lotniskowych. Wysłanie meldunku do PKBWL.

#### **1.15.2.2. Siły i środki biorące udział w akcji ratowniczo-gaśniczej**

W akcji wzięło udział:

- 10 jednostek ratowniczo – gaśniczych i 18 strażaków Lotniskowej Straży Pożarnej;
- 21 zastępów z 81 strażakami Państwowej Straży Pożarnej
- 2 Portowe Zespoły Ratownictwa Medycznego oraz dwie karetki reanimacyjne;
- 33 karetki Wojewódzkiej Stacji Pogotowia Ratunkowego i Transportu Sanitarnego „MediTrans” (około 110 osób);
- 25 wozów i 140 funkcjonariuszy Policji Państwowej;
- 3 pojazdy i 12 funkcjonariuszy Straży Granicznej;
- 4 Dyżurnych Operacyjnych portu lotniczego;
- 5 pojazdów i 21 pracowników ochrony portu;
- 1 pojazd i 2 pracowników Nadzoru Ruchu Kołowego.

Łącznie w akcji wzięło udział około 420 osób.

#### **1.15.2.3. Organizacja wsparcia psychologicznego dla pasażerów i ich rodzin/bliskich**

Wsparcie dla rodzin i pasażerów zorganizowane było przez Służbę Obsługi Pasażerów, Kapelanię Lotniska Chopina i Zespół Pomocy Poszkodowanym PLL LOT SA. Uruchomiono CENTRUM DLA PASAŻERÓW (Salon VIP) oraz dodatkowo CENTRUM DLA RODZIN/OSÓB OCZEKUJĄCYCH (w Centrum Konferencyjnym w Terminalu).

Pasażerów objęto opieką psychologa oraz zapewniono im między innymi: możliwość telefonicznego kontaktu z bliskimi, dostęp do informacji (w tym Internet, TV), napoje, poczęstunek, koce, podstawowe środki higieny etc.

Pasażerowie otrzymali również materiały dotyczące reakcji osób uczestniczących w zdarzeniach potencjalnie traumatycznych oraz metod radzenia sobie ze stresem.

#### **1.15.3. Usunięcie unieruchomionego samolotu**

Przygotowania do podniesienia samolotu były realizowane przez personel Operatora we współpracy ze służbami Lotniska Chopina. W dniu 1 listopada 2011 r. lotnisko EPWA miało tylko możliwości usuwania unieruchomionych statków powietrznych kategorii B737.

W związku z brakiem właściwego sprzętu na lotnisku zakontraktowano firmę zewnętrzną posiadającą dźwig i platformę do przemieszczenia samolotu. Ze względu na lokalizację firmy w odległości 300 km od lotniska EPWA oraz ograniczenia dotyczące poruszania się samochodu ze sprzętem przybył on dopiero 2 listopada 2011 r. rano.

Do podniesienia samolotu SP-LPC użyto dźwigu i upręży oraz lotniczych poduszek podnośnikowych przeznaczonych dla samolotu B737. Podnoszenie samolotu rozpoczęło o godzinie 16:07, zakończono o godzinie 18:03 2 listopada 2011 r.

Po podniesieniu samolotu podłączono naziemne źródło zasilania i w obecności członka PKBWL, personelu Operatora i przedstawiciela prokuratury włączono/wciśnięto bezpiecznik C829 i uruchomiono alternatywną instalację wypuszczania podwozia. Podwozie zostało wypuszczone i zablokowane. Samolot odholowano do bazy technicznej Operatora.

W wyniku lądowania samolotu na RWY 15/33 w niewielkiej odległości od skrzyżowania z RWY 11/29 do czasu jego usunięcia lotnisko EPWA było zamknięte dla ruchu lotniczego przez ponad 29 godzin.

### **1.16. Badania i ekspertyzy**

W związku z prowadzonym badaniem wypadku przeprowadzono analizy dokumentacji eksploatacyjnej samolotu SP-LPC (podrozdział 1.16.1), analizy opisów technicznych, testy systemów i elementów samolotu (podrozdział 1.16.2) oraz uzyskano ekspertyzę psychologiczną dotyczącą załogi.

W badania i ekspertyzy zaangażowana była również amerykańska komisja NTSB, która jako reprezentant Państwa Producenta wyznaczyła swojego pełnomocnego przedstawiciela oraz przeprowadziła badania przewodu hydraulicznego i zleciła testy bezpiecznika C829 BAT BUS DISTR (dalej nazywany C829) i C4248 LANDING GEAR – ALT EXT MOTOR (dalej nazywany C4248) oraz siłownika elektrycznego alternatywnego układu wypuszczania podwozia.

#### **1.16.1. Dokumentacja samolotu**

- Cała dokumentacja obsługowa samolotu B767-300ER (SP-LPC) z okresu poprzedzającego wypadek została zabezpieczona i poddana analizie.
- Sprawdzono, czy samolot był poddawany okresowym przeglądom technicznym oraz czy obsługa była prowadzona zgodnie z zaleceniami jego producenta.
- Przeprowadzono analizę programu obsługi samolotu pod kątem zadań dotyczących strefy, w której znajdował się uszkodzony przewód hydrauliczny.
- Pozyskano i poddano analizom aktualną dokumentację techniczną poszczególnych systemów i instalacji samolotu, szczególny nacisk położono na analizy instalacji hydraulicznej i elektrycznej podwozia samolotu. Wnioski z analizy dokumentacji pozwoliły na opracowanie programów prób funkcjonalnych podwozia i instalacji elektrycznej alternatywnego systemu wypuszczania podwozia.

- Sprawdzono jakie modyfikacje techniczne dotyczące panelu bezpieczników (P6-1) zostały opracowane przez producenta statku powietrznego.
- Wykonano dokumentację fotograficzną samolotu i miejsca zdarzenia.
- Przeprowadzono analizę list kontrolnych zawartych w QRH (D632T001-35LOT) dotyczących utraty ciśnienia w centralnej instalacji hydraulicznej – wnioski z analizy opisano w Rozdziale 2.

## **1.16.2. Zagadnienia techniczne**

### **1.16.2.1. Przeprowadzono następujące sprawdzenia i badania:**

- dokonano inspekcji kokpitu oraz kabiny pasażerskiej samolotu bezpośrednio po wypadku. Stwierdzono, że na panelu P6-1 (znajdującym się z prawej strony za fotelem FO) **bezpiecznik C829 BAT BUS DISTR (na pozycji A1) był w położeniu wyłączony/wyciągnięty;**
- zabezpieczono rejestratory zamontowane na pokładzie samolotu: CVR, SSFDR oraz kasetę pamięci z rejestratora QAR i odczytano wszystkie dane uzyskane z tych rejestratorów. Uzyskane dane były kompletne i spójne, zawierały informacje o faktach opisanych w Rozdziale 1;
- członkowie Komisji uczestniczyli w szczegółowych oględzinach oraz inwentaryzacji uszkodzeń samolotu realizowanych przez specjalistów producenta samolotu;
- uzyskano oświadczenie mechanika wykonującego przegląd przedlotowy na lotnisku startu (Newark) – przegląd został wykonany zgodnie z podpisaną umową i ustalonymi procedurami;
- stwierdzono eksperymentalnie, że obserwacja bezpiecznika C829 po przyjęciu normalnej pozycji w fotelu FO jest mocno utrudniona;
- przeprowadzono próby mające na celu sprawdzenie, czy możliwe było przypadkowe wyciągnięcie/wyłączenie bezpiecznika C829.

### **1.16.2.2. Przeprowadzono następujące testy instalacji, podzespołów oraz urządzeń samolotu SP-LPC:**

- po podniesieniu samolotu z drogi startowej **przeprowadzono próbę wypuszczenia podwozia z wykorzystaniem instalacji alternatywnej.** Po podłączeniu naziemnego źródła zasilania, włączeniu/wciśnięciu bezpiecznika C829 i uruchomieniu alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia, podwozie zostało wypuszczone i zablokowane;

- podczas alternatywnego wypuszczania podwozia zmierzono wartość natężenia prądu silnika elektrycznego napędzającego układ. Wartość natężenia prądu pracy wynosiła 2A i mieściła się w dopuszczalnych granicach (prąd nie powinien przekraczać 5A), a wartość prądu rozruchu wynosiła 14A przy dopuszczalnej wartości 20A;
- dokonano oględzin wewnętrznej strony panelu P6-1, a w szczególności wiązek przewodów związanych z bezpiecznikami C829 i C4248. Nieprawidłowości lub obecności obcych elementów nie stwierdzono;
- zmierzono rezystancję przewodów zasilających silnik elektryczny alternatywnego systemu wypuszczania podwozia oraz rezystancję izolacji przewodów związanych z bezpiecznikiem C829 - nieprawidłowości nie stwierdzono;
- Stwierdzono, że przy wyłączonym/wyciągniętym bezpieczniku C829 i wyłączaniu szyn STBY lampka sygnalizacyjna STBY BUS OFF nie świeci;
- zmierzono prąd pobierany przez zawór HMG VALVE, który potencjalnie mógł być aktywowany w czasie lotu LO 16. Prąd podczas otwierania i zamykania zaworu był taki sam i wynosił 0,63A, a więc był dużo mniejszy od prądu nominalnego jego indywidualnego bezpiecznika (2,5A);
- bezpiecznik C829 i 13 innych zasilanych za jego pośrednictwem, silnik elektryczny alternatywnego układu wypuszczania podwozia i uszkodzony przewód hydrauliczny zostały zbadane w certyfikowanych organizacjach obsługowych. Wyniki badań opisane są w podrozdziałach 1.16.2.4. i 1.16.2.6.

### **1.16.2.3. Przeprowadzono następujące testy na samolocie SP-LPB identycznym jak ten, który uległ wypadkowi:**

- wykonano próbę funkcjonalną instalacji alternatywnego wypuszczania podwozia i stwierdzono, że:
  - gdy bezpiecznik C829 był w pozycji ON (włączony/wciśnięty), przestawienie przełącznika ALT GEAR EXTEND w pozycję DN powodowało wypuszczenie podwozia samolotu;
  - gdy bezpiecznik C829 był w pozycji OFF (wyłączony/wyciągnięty), przestawienie przełącznika ALT GEAR EXTEND w pozycję DN nie powodowało wypuszczenia podwozia samolotu;
- potwierdzono, że wyłączenie/wyciągnięcie bezpiecznika C829 nie było sygnalizowane w kokpicie przez EICAS oraz nie było rejestrowane przez SSFDR i QAR.

#### 1.16.2.4. Pomiary i testy bezpieczników oraz silownika alternatywnego układu wypuszczania podwozia z samolotu SP-LPC

##### 1.16.2.4.1. Bezpieczniki.

Bezpieczniki C829 i C4248 zostały wymontowane z samolotu SP-LPC i sprawdzone w certyfikowanej organizacji obsługowej - LOT Aircraft Maintenance Services (LOT AMS). Nie stwierdzono nieprawidłowości w strukturze elementów mechanizmów wewnętrznych obu bezpieczników z SP-LPC.

- a) **Bezpiecznik C829** - siła potrzebna do wyciągnięcia główki bezpiecznika (wyłączenia bezpiecznika) wynosiła średnio 1,5 kG i była w granicach normy (0,61-5,44 kG). Bezpiecznik przy prądzie 28,5A w czasie 1 godz. nie wyłączył się, natomiast przy prądzie 50A (200% Izn) wyłączył się po czasie 25s (zgodnie z normą 15-55s);
- b) **Bezpiecznik C4248** – siła potrzebna do wyciągnięcia główki bezpiecznika (wyłączenia bezpiecznika) wynosiła średnio 2,6kG i była w granicach normy (0,61-5,44kG). Bezpiecznik przy prądzie 8,63A w czasie 1 godz. nie wyłączył się, natomiast przy prądzie 15A (200% Izn) wyłączył się po czasie 14,5s (zgodnie z normą 15-55s).

Oba bezpieczniki zostały uznane za sprawne (Załącznik nr 4). Ponadto bezpieczniki zostały wysłane do NTSB celem przeprowadzenia dodatkowych testów. Nie stwierdzono nieprawidłowości (Załącznik nr 2). Poniżej przedstawiona jest opinia końcowa z przeprowadzonych badań:

*„Bezpieczniki BATTERY BUS DISTRIBUTION i ALTERNATE EXTEND MOTOR były badane pod względem elektrycznym i mechanicznym pod kątem spełniania wymagań zawartych w odpowiednich danych technicznych. Nie odnotowano żadnych wad żadnego bezpiecznika. Oba bezpieczniki były poddane badaniu z wykorzystaniem tomografii komputerowej, które wykazało że wszystkie elementy wewnętrzne były na swoich miejscach w stanie nienaruszonym. Bezpieczniki zostały rozmontowane. Badanie styków elektrycznych obu bezpieczników wykazało ich normalny stan zgodny z przeznaczeniem funkcjonalnym (zweryfikowany poprzez pomiary elektryczne). Zbadano stan przycisków/główek uruchamiających obu bezpieczników. Oprócz uszkodzeń spowodowanych przez uchwyt testowy typu popchnij/pociągnij nie było znaczących uszkodzeń na żadnej główce/trzonie plastikowych przycisków”.*

- c) **Sprawdzenie pozostałych bezpieczników** - dodatkowo wykonano sprawdzenie pozostałych 12 bezpieczników indywidualnych z grupy zasilanej przez bezpiecznik C829.

Sprawdzenie polegało na pomiarze czasu wyłączenia tych bezpieczników przy prądzie 200% Izn.

Wyniki pomiarów były zgodne z wymaganiami producenta (z uwzględnieniem dopuszczalnych błędów pomiarowych).



**1.16.2.4.2. Siłownik elektryczny alternatywnego systemu wypuszczania podwozia S/N 794, P/N 724D100-3 (Ilustracja 18)**

- a) Na samolocie SP-LPC podczas wypuszczania podwozia za pomocą systemu alternatywnego pomierzono prąd pracy ( $I_p$ ) i prąd rozruchu siłownika ( $I_r$ ). Wynosiły one odpowiednio 2A i 14A. Zgodnie z CMM EATON S257T400-1(-3) 32-35-01 prąd pracy nie powinien przekraczać 5A, a prąd rozruchu nie powinien przekraczać  $10 \times I_p$ , czyli w tym przypadku 20A. Obie wartości mieściły się więc w dopuszczalnych granicach.
- b) Siłownik został zdemonstrowany i wysłany do NTSB w celu przeprowadzenia pomiarów i testów funkcjonalnych. Przeprowadzone testy nie wykazały nieprawidłowości w funkcjonowaniu tego urządzenia (Załącznik nr 3). Poniżej zamieszczono fragment ekspertyzy urządzenia wykonanej pod nadzorem NTSB:

*Wymagania Boeing SCD S257T400 wskazują, że siłownik działa zgodnie z założeniami, wysuwając się w celu wypuszczenia podwozia. Wartość momentu obrotowego zatrzymania przy zasilaniu napięciem stałym 23V przy obrotach w prawo wynosi 755 funt-cali i przekracza obciążenie znamionowe w kierunku przeciwnym wynoszące 400 funt-cali, określone w „Boeing SCD S257T400 Rozdział 3.2.3.2.” Wartość rezystancji połączenia  $0,007\Omega$  w porównaniu z wymaganiami ATP -  $0,005\Omega$  nie jest uważana za istotną dla celów niniejszej oceny.”*



Ilustracja 18. Siłownik elektryczny alternatywnego systemu wypuszczania podwozia.  
(Źródło – PKBWL)

**1.16.2.5. Ograniczniki przeciążeń**

Dokonano wizualnej inspekcji elementów alternatywnego systemu wypuszczania podwozia samolotu SP-LPC. Żaden z trzech ograniczników przeciążeń w tym systemie (NLG/MLG LOAD LIMITERS) nie wykazał wystąpienia przeciążeń (Ilustracje 19, 20 i 21).



Ilustracja 19. Ogranicznik przeciążeń alternatywnego systemu wypuszczania przedniego podwozia.  
(Źródło – PKBWL)



Ilustracja 20. Ogranicznik przeciążeń alternatywnego systemu wypuszczania lewego podwozia głównego.  
(Źródło – PKBWL)



Ilustracja 21. Ogranicznik przeciążeń alternatywnego systemu wypuszczania prawego podwozia głównego.  
(Źródło – PKBWL)

#### 1.16.2.6. Instalacja hydrauliczna

##### 1.16.2.6.1. Przewód hydrauliczny

W dniu 2 listopada 2011 roku, w trakcie podnoszenia samolotu SP-LPC zidentyfikowane zostało miejsce, w którym nastąpił wyciek płynu hydraulicznego z instalacji C. Był to uszkodzony **giętki przewód hydrauliczny** (wg AIPC p/n 32-32-54-05, item 152: AS4624J-0300SS), łączący instalację hydrauliczną na prawej goleni podwozia z instalacją hydrauliczną C na płatowcu, którego pęknięcie zainicjowało zdarzenie (Ilustracje 22, 23 i 24).

Oględziny przeprowadzone w Polsce ujawniły pęknięcie przewodu w pobliżu metalowej opaski jego końcówki.

Przewód hydrauliczny wraz z dokumentacją fotograficzną został wysłany do NTSB w celu przeprowadzenia badań umożliwiających określenie przyczyny pęknięcia. Wyniki badań zawarte są w (Załączniku 1) do niniejszego Raportu. Poniżej zamieszczono fragment raportu z badań:

*„W celu określenia mechanizmu pęknięcia, powierzchnie pęknięcia szczeliny badano za pomocą skaningowego mikroskopu elektronowego (SEM). Charakter pęknięcia wskazuje, że prawdopodobnie była to relaksacja naprężeń materiału przewodu, w wyniku czego doszło do pełzania materiału. Wynikło to z prawdopodobnego załamania/skręcenia przy nyplu i gnieździe. Według producenta przewodu, załamania/skręcenia w tym miejscu są powszechne, ponieważ przewód nie ma obrotowego połączenia i często zostaje załamany/skręcony podczas instalacji. Wewnętrzna kevlarowa wyściółka rękawa ciśnieniowego miała ślady otarć. Wskazuje to na powtarzające się zginanie przewodu spowodowane zmianami ciśnienia podczas pracy podwozia. Według producenta, może to także oznaczać, że przewód nie został zainstalowany całkowicie prosto.”*

Strefa, w której znajdował się uszkodzony przewód hydrauliczny poddawana jest inspekcji nie rzadziej niż co 6000 godzin (interwał 1C). Ostatni przegląd, zgodnie z procedurą, przeprowadzono w marcu 2011 r. i nie stwierdzono żadnych nieprawidłowości związanych z instalacją hydrauliczną.

W czerwcu 2000 r. firma Boeing wydała biuletyn serwisowy dotyczący instalacji przewodu hydraulicznego z powodu niedostatecznej żywotności przewodu kevlarowego. Przewody te były instalowane w produkcji od 1995 roku (SP-LPC wyprodukowany w roku 1997 został dostarczony z przewodami kevlarowymi); stwierdzono jednakże, że minimalne promienie gięcia zostały przekroczone, powodując wycieki z przewodów. Boeing podjął działania w celu przedłużenia żywotności przewodu i opracował nowy wspornik i złącze obrotowe, aby zapewnić lepszą żywotność węza, a także wydał Biuletyn Serwisowy 767-32-0162, który obejmuje zestaw części i instrukcję montażu. Boeing opublikował również artykuł "Fleet Team Digest" opisujący historię i działania obsługowe, jakie operatorzy mogli podjąć.

Kategoria biuletynu usług była jednak niska (nieobowiązkowy), a czas jego realizacji nie został określony. Decyzję co do realizacji biuletynu jak i termin tej realizacji pozostawiono do uznania operatorów. W tej sytuacji, opierając się na własnej ocenie i wcześniejszym doświadczeniu, Operator postanowił nie realizować biuletynu na samolocie SP-LPC.



Ilustracja 22. Uszkodzony przewód hydrauliczny (zaznaczony czerwonym okręgiem) na prawym podwoziu głównym samolotu SP-LPC. (Źródło – PKBWL)





Ilustracja 23. Zbliżenie uszkodzenia przewodu hydraulicznego (zaznaczone czerwonym okręgiem) na prawym podwoziu głównym samolotu SP-LPC. (Źródło – PKBWL)



Ilustracja 24. Uszkodzenie przewodu z instalacji hydraulicznej samolotu SP-LPC - zbliżenie. (Źródło: PKBWL)

#### **1.16.2.6.2. Płyn hydrauliczny**

Przeprowadzono badania próbek płynu hydraulicznego z instalacji samolotu SP-LPC pobieranych w latach 2005, 2007 i 2010. Zmierzone parametry próbek płynu były zgodne z wymaganiami.

### **1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej**

#### **1.17.1. Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych**

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych została powiadomiona przez Operatora o zamiarze awaryjnego lądowania, gdy samolot był jeszcze w powietrzu. Pierwsi członkowie Komisji przybyli na miejsce zdarzenia około 15-20 minut po zakończonej ewakuacji.

W dniu 3 listopada 2011 r. wysłano zawiadomienia o zaistnieniu zdarzenia lotniczego (Event Notification) do następujących adresatów: Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA), Unii Europejskiej (EU), Organizacji Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego (ICAO) oraz Narodowej Rady Bezpieczeństwa Transportu (NTSB).

Projekt Raportu Końcowego został przesłany do NTSB, Operatora i PP PL.

NTSB nie zgłosiła uwag, natomiast za jej pośrednictwem uwagi zgłosił Producent, które zostały częściowo uwzględnione w Raporcie Końcowym.

Uwagi Operatora częściowo a uwaga PP PL w całości zostały uwzględnione w Raporcie Końcowym.

#### **1.17.2. Instytucje zagraniczne**

NTSB jako reprezentant Państwa Producenta wyznaczyła swojego Pełnomocnego Przedstawiciela wraz z doradcami technicznymi z Federalnej Administracji Lotnictwa (FAA) oraz firmy Boeing. W trakcie prowadzenia badania PKBWL miała cały czas wsparcie ze strony NTSB w zakresie konsultacji oraz ekspertyz technicznych jak również w innych kwestiach związanych z prowadzonym badaniem.

PKBWL współpracowała również z BFU (Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung) w zakresie odczytu rejestratora dźwięków w kabinie.

#### **1.17.3. Centrum Operacyjne Operatora i MCC**

O godzinie 04:39 załoga samolotu przekazała przez system ACARS do Centrum Operacyjnego informację o usterce instalacji hydraulicznej. Załoga prosiła też o analizę sytuacji i sugestie dotyczące kontynuowania lotu lub zawrócenia na lotnisko startu.

Otrzymana o godz. 05:01 depesza z MCC Operatora sugerowała kontynuowanie lotu do zaplanowanego lotniska docelowego i postępowanie zgodnie z zaleceniami QRH. Jak

wynika z uzyskanych informacji, podstawową zasadą stosowaną przez Centrum Operacyjne w kontaktach z załogami samolotów w sytuacji awaryjnej było wskazywanie na podejmowanie decyzji zgodnych z QRH i Instrukcją Operacyjną oraz unikanie sugestii, które mogłyby skłonić załogę do podjęcia innych decyzji.

MCC dokonało analizy usterki na podstawie informacji od załogi. Po zapoznaniu się z dokumentacją samolotu i QRH oraz konsultacji z mechanikiem B767 nie dokonano dalszej analizy i nie rozważano dodatkowych działań związanych z prawdopodobieństwem eskalacji sytuacji awaryjnej na pokładzie samolotu.

W rezultacie, dopiero gdy okazało się, że nie zadziałała instalacja alternatywnego wypuszczania podwozia i załoga poprosiła MCC o konsultacje z mechanikiem i pilotem instruktorem B767, uruchomiono proces umożliwiający konsultacje.

W ciągu kilku minut załodze SP-LPC zapewniono kontakt z instruktorem pilotem samolotu B767, jednakże kontakt z mechanikiem był możliwy dopiero po upływie około 20 minut, gdyż radiostacja służąca do tego celu była niesprawna. Skorzystanie z najbliższej radiostacji okazało się niemożliwe z powodu ograniczeń dostępu do strefy gdzie się znajdowała.

W tej sytuacji mechanik pojechał do Centrum Operacyjnego Operatora, które znajdowało się poza terenem lotniska. Skróciło to efektywny czas wsparcia załogi przez mechanika z około godziny do 43 minut.

### **1.18. Informacje uzupełniające**

W celu wyjaśnienia i zrozumienia zaistniałej sytuacji dokonano szczegółowej analizy funkcjonowania i współpracy członków załogi z punktu widzenia psychologii lotniczej.

Źródłami danych służących do ekspertyzy były:

- wywiady z kapitanem i FO;
- wizja lokalna kokpitu samolotu B767-300;
- dokumentacja wypadku;
- rozmowy załogi w kabinie (na podstawie nagrań CVR);
- rozmowy z Centrum Operacyjnym na lotnisku Okęcie w Warszawie;
- wywiady powypadkowe przeprowadzone przez PKBWL z pilotami;
- konsultacje z ekspertami PKBWL.

### **1.18.1. Charakterystyka załogi**

**Kapitan** - zatrudniony w PLL LOT S.A. od 1981 roku, nalot dowódczy na B767: 12432h, od 22 lat pełnił funkcję kapitana, nigdy wcześniej nie zmagał się sytuacjami niebezpiecznymi spowodowanymi usterkami technicznymi. W przeprowadzonym wywiadzie przytoczył trzy sytuacje wyjątkowe związane z innymi okolicznościami: jedna to zasłabnięcie pasażera oraz dwie to pogorszenie warunków meteorologicznych. Ogólne samopoczucie psychiczne i fizyczne w dniu wypadku - dobre.

**FO** - zatrudniony w PLL LOT S.A. od 1996 roku, nalot na B767: 1981h. Doświadczenia z sytuacjami trudnymi: w 2008 roku w czasie lotu z Nowego Jorku do Warszawy, jako FO lądował z użyciem awaryjnego systemu wypuszczania podwozia; przebieg lądowania bez zakłóceń, zgodnie z obowiązującymi procedurami.

Przed lotem, w którym doszło do wypadku piloci wykonali cztery wspólne loty, które przebiegały bez zakłóceń. W przeprowadzonych indywidualnie wywiadach deklarowali bezkonfliktową, harmonijną współpracę, pozytywne nastawienie do siebie, sympatię, wysoką ocenę profesjonalnych umiejętności oraz duże wzajemne zaufanie. Przystąpili do podjęcia czynności lotniczych wypoczęci, wyspani, będąc w dobrej kondycji psychofizycznej.

**Szef personelu pokładowego** - zatrudniony w PLL LOT S.A. od 1972 roku, instruktor personelu pokładowego.

### **1.18.2. Przebieg zdarzeń w czasie lotu**

Przed lotem załoga wykonała stosowne procedury i sprawdzenia - nieprawidłowości nie stwierdzono.

Pilotem lejącym (PF) był kapitan, a pilotem monitorującym (PM) był FO.

Po starcie nastąpił wyciek płynu i spadek ciśnienia w centralnej instalacji hydraulicznej, która zasila między innymi układ sterowania podwoziem. Po analizie sytuacji oraz konsultacji z Centrum Operacyjnym Operatora i zgodnie z QRH, załoga podjęła decyzję o kontynuowaniu lotu do Warszawy.

W trakcie podejścia do lądowania na lotnisku Chopina w Warszawie załoga dwukrotnie wykonała procedurę wypuszczenia podwozia za pomocą instalacji alternatywnej, jednak podwozie nie zostało wypuszczone. Po niepowodzeniu drugiej próby, załoga przerwała podejście do lądowania, poinformowała o sytuacji kontrolera ruchu lotniczego i poprosiła o pomoc Centrum Operacyjne Operatora.

Około godziny 12:25 załoga zadeklarowała sytuację EMERGENCY. Samolot został skierowany do strefy oczekiwania, a Centrum Operacyjne Operatora umożliwiło załodze kontakt z ekspertami.



FO pełniący rolę pilota monitorującego (PM) realizował zalecenia eksperta z Centrum Operacyjnego: sprawdzał przełącznik awaryjnego wypuszczenia podwozia, bezpiecznik na panelu P11 oraz dwukrotnie opuszczał swój fotel, aby dokonać kontroli bezpieczników. Wykonywał czynności sprawdzające klęcząc, gdyż tylko w taki sposób mógł dokładnie obejrzeć panel P6-1. Za drugim razem kapitan poprosił CC1 aby monitorował i sprawdzał czynności FO, który resetował wskazane bezpieczniki. Wskazówki nie dotyczyły jednak bezpiecznika C829 znajdującego się na panelu P6-1 na pozycji A1, tylko bezpiecznika C4248 na pozycji F6. Po wykonaniu powyższych czynności FO zameldował Centrum Operacyjnemu oraz kapitanowi, że bezpieczniki są sprawdzone.

Kapitan stwierdził, że był skoncentrowany na kontrolowaniu lotu, a czynności FO monitorował tylko w zakresie dostępnym z zajmowanej pozycji. Wyraził opinię, że jako pilot lecący i kapitan statku powietrznego nie mógł zaniedbać kontroli lotu. Według wyjaśnień kapitana, usytuowanie panelu P6-1 uniemożliwiało mu kontrolę wzrokową, a bezpieczniki wygodniej było sprawdzać FO.

W międzyczasie piloci dwóch samolotów F-16 Sił Powietrznych dokonali oględzin samolotu SP-LPC z powietrza i przekazali załodze informację, że podwozie pozostaje w pozycji schowanej, a płoza ogonowa jest wypuszczona. Następnie załoga przeprowadziła próbę wypuszczenia podwozia sposobem grawitacyjnym, która również zakończyła się niepowodzeniem.

Po serii nieskutecznych prób wypuszczenia podwozia, z powodu małej ilości paliwa załoga podjęła decyzję o wykonaniu awaryjnego lądowania ze schowanym podwoziem.

### **1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań**

W czasie badania stosowano standardowe metody badań.

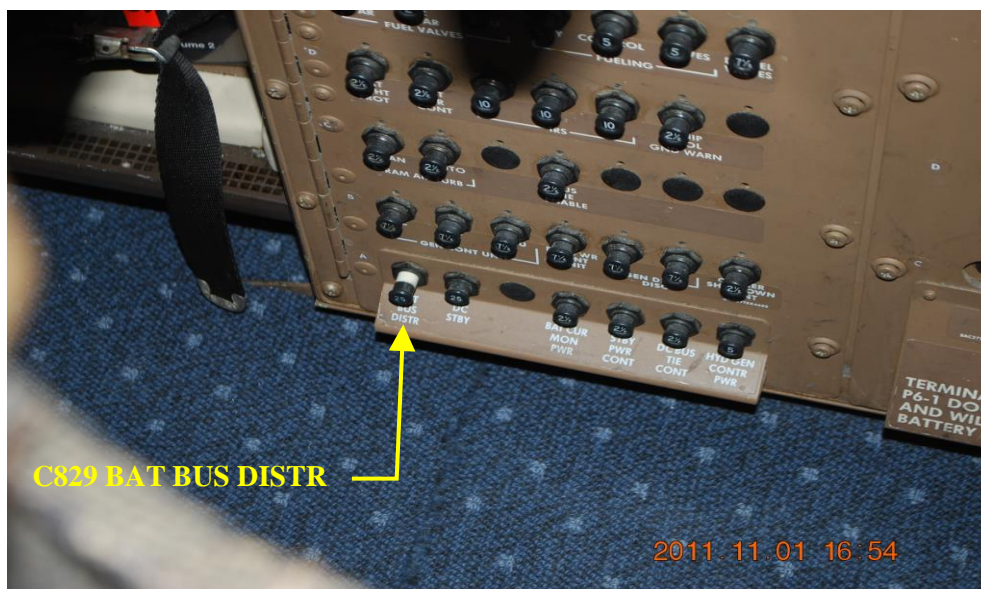
## **2. ANALIZA**

### **Wstęp**

Po przybyciu na miejsce zdarzenia Zespół Badawczy PKBWL dokonał wstępnej inspekcji kokpitu oraz kabiny pasażerskiej. Zostało to wykonane w obecności funkcjonariusza policji oraz dowódcy statku powietrznego. Podczas inspekcji stwierdzono, że w kokpicie, na panelu P6-1 główka bezpiecznika C829 na pozycji A1 znajdowała się w pozycji „wyłączonej/wyciągniętej”. Bezpiecznik w stanie wyłączonym/wyciągniętym ma widoczny biały trzon, co umożliwia identyfikację jego ustawienia (Ilustracja 25, opis w podrozdziale 1.6.4.).

Bezpiecznik w stanie wyłączonym/wyciągniętym powinien być oznakowany przez mechaników, a jeżeli tak nie jest, to jest to sytuacja nienormalna i powód/przyczyna jego wyłączenia/wyciągnięcia powinna zostać ustalona.

W związku z powyższym przeanalizowano dokumentację samolotu w celu określenia roli bezpiecznika C829. Z dokumentacji wynikało, że bezpiecznik ten zabezpieczał 13 obwodów, w tym obwód alternatywnego systemu wypuszczania podwozia. Jego rozłączenie spowodowało między innymi brak zasilania siłownika służącego do wypuszczenia podwozia sposobem alternatywnym (wypuszczenie podwozia sposobem normalnym było niemożliwe z powodu niesprawnej centralnej instalacji hydraulicznej).



Ilustracja 25. Panel bezpieczników P6-1 w kabinie pilotów (fragment z bezpiecznikiem C829).  
(Źródło: PKBWL)

Po potwierdzeniu, że bezpiecznik C829 zabezpiecza obwód alternatywnego systemu wypuszczania podwozia Zespół Badawczy podjął decyzję o wypuszczeniu podwozia z wykorzystaniem tego systemu. Po wykonaniu stosownej procedury podwozie zostało wypuszczone i zablokowane.

Udana próba wypuszczenia podwozia za pomocą instalacji alternatywnej wykazała, że wszystkie elementy tej instalacji były sprawne (nawet po awaryjnym lądowaniu), a przyczyną niewypuszczenia podwozia podczas lotu był otwarty bezpiecznik C829.

## 2.1. Hipotezy

W związku z powyższym ustaleniem dalsze działania Komisji zostały ukierunkowane na ustalenie dlaczego po lądowaniu bezpiecznik C829 był wyłączony/wyciągnięty. Sformułowano dwie hipotezy dotyczące przyczyn wyłączenia/wyciągnięcia bezpiecznika:

- a) czynniki techniczne (rozważane w podrozdziale 2.2):
  - nadmierny prąd płynący przez bezpiecznik C829 lub;
  - niewłaściwe działanie samego bezpiecznika, polegające na tym, że wyłączył się na skutek uszkodzeń wewnętrznych;

- b) czynniki ludzkie (rozważane w podrozdziale 2.3) polegające na tym, że bezpiecznik został przypadkowo lub celowo (np. w celu sprawdzenia czy zresetowania) wyłączony w sposób mechaniczny poprzez wyciągnięcie jego główki, a następnie:
- w przypadku niezamierzonego wyłączenia/wyciągnięcia jego wyłączona pozycja została niezauważona lub zignorowana;
  - w przypadku celowego wyłączenia/wyciągnięcia nie został włączony/wciśnięty ponownie.

W celu weryfikacji powyższych hipotez przeprowadzono szereg testów opisanych w Rozdziale 1.16. i Załącznikach 2, 3 i 4 oraz uzyskano opinię ekspercką dotyczącą załogi lotniczej (Załącznik 5), której fragmenty są zawarte w części 2.3.

Przeprowadzono również analizy 13 obwodów zabezpieczanych przez bezpiecznik C829 (Załącznik 4), a ich podsumowanie i wnioski pokazano w części 2.2.

## **2.2. Analiza obwodów zasilanych z bezpiecznika C829 – weryfikacja hipotezy dotyczącej czynników technicznych**

Bezpiecznik C829 BAT BUS DISTR zabudowany jest na panelu P6-1 na pozycji A1. Bezpiecznik ten o prądzie znamionowym 25A jest zasilany z sieci 28V prądu stałego (DC), a z niego zasilane jest 13 innych obwodów. Każdy z tych 13 obwodów ma swój niezależny bezpiecznik o wartości nominalnej prądu od 2,5 A do 7,5A, a więc dużo mniejszej niż prąd nominalny C829.

Przeanalizowano wszystkie 13 obwodów zasilanych przez bezpiecznik C829. Analiza była prowadzona w celu określenia, czy te obwody:

- są aktywne w czasie normalnego lotu, gdy wszystkie systemy samolotu są sprawne, a lot odbywa się zgodnie z procedurami;
- były aktywne podczas lotu LO 16, a jeżeli tak, to jakie były objawy ich aktywności i czy ich aktywność mogła spowodować wyłączenie bezpiecznika C829;
- powinny być aktywne podczas lotu LO 16, a jeżeli nie były, to dlaczego i jakie były tego objawy.

### **2.2.1. Obwód 1 – CHILLER SHUTDOWN CONT – C749 (2,5A)**

Samolot SP-LPC jest wyposażony w system chłodzenia wózków z żywnością w bufetach „AIR CHILLER SYS”. W przypadku pojawienia się dymu lub pożaru w bagażnikach lub w systemie chłodzenia dym lub pożar mógłby się rozprzestrzeniać przez system „AIR CHILLER”. Dlatego też ten system jest wtedy automatycznie wyłączany obwodem CHILLER SHUTDOWN. Obwód jest zasilany z bezpiecznika C749 o prądzie nominalnym 2,5A za pośrednictwem bezpiecznika C829.

Z obwodem tym nie jest związana żadna sygnalizacja niesprawności. Po wyłączeniu bezpiecznika C749 lub C829, w przypadku pożaru lub dymu w bagażnikach, AIR CHILLER'y nie wyłączyłyby się automatycznie.

**Wniosek 1.** *Obwód CHILLER SHUTDOWN CONT w czasie normalnego lotu nie jest aktywny i nie był aktywny podczas lotu LO 16, gdyż nie wystąpiły okoliczności, które wymagałyby jego aktywacji.*

### **2.2.2. Obwody 2, 3, 4. – L, R, APU GENERATOR CONTROL UNIT C804 (7,5A), C805 (7,5A), C806 (7,5A)**

Zasilanie z sieci 28V przez bezpiecznik C829 i bezpieczniki C804, C805, C806 jest zasilaniem awaryjnym dla zasilaczy GCU. GCU sterują prądnicami 115V 400Hz napędzanymi przez oba silniki samolotu (IDG) oraz APU i kontrolują ich pracę. Wszystkie trzy GCU są takie same i są wzajemnie zamienne.

Wewnętrzny zasilacz GCU jest urządzeniem autonomicznym zasilanym z podwzbudnicy prądnicy i podczas normalnej pracy silników i APU nie jest wymagane dodatkowe zasilanie z sieci 28V. Zewnętrzne zasilanie GCU jest potrzebne tylko do komunikacji pomiędzy GCU i BPCU przy nie pracujących prądnicach IDG oraz APU.

Wyłączenie/wyciągnięcie bezpieczników C804, C805 lub C806 (brak zasilania ich obwodów) nie jest sygnalizowane w żaden sposób i nie przeszkadza właściwej pracy prądnic.

**Wniosek 2.** *Obwody L, R, APU GENERATOR CONTROL UNIT nie są aktywne w czasie normalnego lotu i nie były aktywne podczas lotu LO 16, gdyż nie wystąpiły okoliczności, które wymagałyby ich aktywacji.*

### **2.2.3. Obwody 5, 6 – L/R DRIVE DISC - C807 (7,5A), C808 (7,5A)**

Obwody L/R DRIVE DISC zabezpieczane przez bezpieczniki C807 i C808 umożliwiają zdalne odłączenie napędu prądnic IDG od silników samolotu. Elementami odłączającymi są solenoidy zabudowane wewnątrz napędów.

Bezpieczniki C807 i C808 zasilane są poprzez bezpiecznik C829, a wyłączenie/wyciągnięcie któregośkolwiek z nich nie wywołuje żadnych komunikatów. Wyłączony/wyciągnięty bezpiecznik powoduje, że w razie potrzeby niemożliwe jest ręczne odłączenie napędu prądnic IDG. Napęd może być odłączony automatycznie z powodu przekroczenia dopuszczalnej temperatury oleju IDG.

**Wniosek 3.** *Obwody L/R DRIVE DISC nie są aktywne w czasie normalnego lotu i nie były aktywne podczas lotu LO 16, gdyż nie wystąpiły okoliczności, które wymagałyby ich aktywacji.*

#### **2.2.4. Obwód 7 – BUS POWER CONT UNIT (BPCU) – C809 (7,5A)**

BPCU (BUS POWER CONTROL UNIT) jest blokiem zarządzającym pracą sieci AC i komunikującym się z blokami GCU. Blok posiada również wewnętrzną pamięć, która może zapisać część zdarzeń związanych z niesprawnością zasilania AC 115V 400Hz.

W czasie lotu zasilanie bloku może odbywać się z BATTERY BUS-SECONDARY przez bezpiecznik C829 i C809 (zasilanie główne) lub z DC R BUS przez bezpiecznik C803 (zasilanie wtórne).

Obwód BUS POWER CONTROL UNIT (BPCU) jest jedynym odbiornikiem zabezpieczanym indywidualnie przez bezpiecznik C809 i zbiorowo przez bezpiecznik C829, który pracuje podczas każdego lotu lub na ziemi w normalnej konfiguracji samolotu.

Gdyby występowały problemy z BPCU (wewnętrzne, poważne uszkodzenie BPCU) to mogłoby się to objawiać dziwnymi niekontrolowanymi przełączeniami sieci zasilających samolotu. Jednakże w tym przypadku, w kaskadzie zabezpieczeń pierwszy wyłączyłby się bezpiecznik C809 (7,5A) a nie C829 (25A).

#### ***Możliwa sygnalizacja i inne objawy***

Podczas normalnego lotu lub na ziemi w normalnej konfiguracji samolotu brak zasilania z C809 BUS PWR CONT UNIT poprzez C829 nie zakłóca pracy BPCU, gdyż pozostaje zasilanie wtórne z DC R BUS (C803). W takiej sytuacji w kokpicie nie ma żadnej sygnalizacji o niesprawności BPCU.

W ramach analizy tego obwodu odczytano zapisy bloków BPCU odnoszące się do lotu LO 16. Znaleziono tam między innymi komunikaty „SERIAL DATA LINK FAILED” dla lewego i prawego GCU. Taki komunikat świadczy o usterce interface’u pomiędzy BPCU i GCU podczas pracy prądnic.

Przy normalnej konfiguracji samolotu, podczas wyłączenia silników, bloki BPCU i GCU zasilane są, co najmniej, z BATTERY BUS-SECONDARY i „SERIAL DATA LINK” pracuje poprawnie.

W locie LO 16 wyłączony/wyciągnięty był bezpiecznik C829, co pozbawiło bloki BPCU i GCU zasilania z BATTERY BUS-SECONDARY. Gdy pracowały silniki i prądnice, nie było żadnych nieprawidłowości w komunikacji GCU-BPCU. GCU zasilane było z wewnętrznego zasilacza, a BPCU z 28 V DC R BUS. Z chwilą wyłączenia silników sieci odłączyły się od prądnic i BPCU straciło całkowicie zasilanie, co spowodowało utratę „SERIAL DATA LINK”.

W tym czasie GCU było jeszcze zasilane z wewnętrznego zasilacza i pracowało, ale straciło „SERIAL DATA LINK” z BPCU, ponieważ BPCU było już bez zasilania (wyłączony/wyciągnięty bezpiecznik C829). W efekcie GCU wygenerowało komunikat „SERIAL DATA LINK FAILED”.

**Wniosek 4.** *W locie LO 16 BPCU działał zgodnie z przeznaczeniem przez cały czas, a wygenerowanie przez niego komunikatu „SERIAL DATA LINK FAILED” pozwoliło ustalić, że w chwili wyłączenia silników bezpiecznik C829 był już wyłączony/wyciągnięty. Po zakończeniu lotu LO 16 bezpiecznik C809 o prądzie znamionowym 7,5A był w położeniu włączonym/wciśniętym, więc skoro obwód BUS POWER CONT UNIT nie spowodował wyłączenia tego bezpiecznika, to nie spowodował również wyłączenia bezpiecznika C829 o prądzie znamionowym 25A (zakładając, że oba bezpieczniki były sprawne).*

#### **2.2.5. Obwód 8 – STBY PWR CONT - C828 (2,5A)**

Obwód STBY PWR CONT zabezpieczany przez bezpiecznik C828 steruje wyłączeniem szyn awaryjnych STBY BUS.

Podczas normalnego lotu przekaźnik włączający szyny jest w stanie nieaktywnym. Dlatego też wyłączenie zasilania poprzez wyłączenie/wyciągnięcie bezpiecznika C828 lub C829 nie ma wpływu na pracę układu i nie jest w żaden sposób sygnalizowane. Gdyby zaistniała konieczność wyłączenia szyn STBY BUS, szyny te nie wyłączyłyby się i nie świeciłyby lampka STBY BUS OFF.

**Wniosek 5.** *Obwód STBY PWR CONT nie jest aktywny w czasie normalnego lotu i nie był aktywny podczas lotu LO 16, gdyż nie wystąpiły okoliczności, które wymagałyby jego aktywacji.*

#### **2.2.6. Obwód 9 – DC BUS TIE CONT – C879 (2,5A)**

Bezpiecznik C879 DC BUS TIE CONTR zabezpiecza obwód sterowania szynami prądu stałego 28V (L DC BUS i R DC BUS).

Jeżeli podczas normalnej pracy sieci prądu stałego bezpiecznik C879 DC BUS TIE CONT zostanie wyłączony/wyciągnięty, to nie będzie żadnych objawów i komunikatów z tym związanych.

Dopiero w przypadku, gdyby nastąpiła awaria jednego z TRU, L DC BUS nie połączyłaby się z R DC BUS i jedna z szyn (z uszkodzonym TRU) pozostałaby bez napięcia, a na EICAS nie pojawiłby się komunikat (strona STATUS/MAINTENANCE) „TR UNIT”, który w takiej sytuacji powinien się pojawić.

**Wniosek 6.** *Obwód DC BUS TIE CONT nie jest aktywny w czasie normalnego lotu i nie był aktywny podczas lotu LO 16, gdyż nie wystąpiły okoliczności, które wymagałyby jego aktywacji.*

### 2.2.7. Obwód 10 – HYD GEN CONT PWR - C906 (5A)

Obwód ten poprzez bezpieczniki C829 i C906 zasila układ sterujący włączeniem HMG (HYDRO MOTOR-GENERATOR), przy braku zasilania z lewej i prawej prądnic AC w powietrzu.

W takim przypadku zasilany jest zawór HYD MTR GEN SHUTOFF, który otwiera dopływ płynu hydraulicznego z instalacji hydraulicznej C do HMG. Z bezpiecznika C906 zasilany jest również układ sygnalizacji pracy HMG na EICAS.

Podczas normalnego lotu nie ma żadnych komunikatów i objawów wyłączenia/wyciągnięcia bezpiecznika C906. Przy wyłączonym/wyciągniętym bezpieczniku C906 w przypadku braku napięcia z lewej i prawej prądnicy HMG nie włącza się.

Warunki do włączenia HMG na samolocie SP-LPC nastąpiły 1 listopada 2011 roku o godz. 13:38:43, tzn. po wyłączeniu silników (i IDG). Samolot był wówczas w konfiguracji AIR. Jeżeli założymy, że po wyłączeniu się prądnic akumulator główny był włączony, to zaistniały warunki do otwarcia zaworu HMG VALVE i obciążenia obwodu zasilania C906. Zawór HMG nie włączył się, gdyż C829 był otwarty, a C HYD SYS niesprawny.

**Wniosek 7.** *Obwód **HYD GEN CONT PWR** nie jest aktywny w czasie normalnego lotu. Po lądowaniu LO 16 prawdopodobnie wystąpiły okoliczności, które wymagały aktywacji obwodu **HYD GEN CONT PWR**. Po wyłączeniu silników bezpiecznik C906 był włączony, co oznacza, że w jego obwodzie nie było uszkodzeń i nie płynął nadmierny prąd.*

Dla potwierdzenia powyższego wniosku na samolocie SP-LPC przeprowadzono sprawdzenie funkcjonalne zaworu HMG VALVE oraz wykonano pomiary jego prądu podczas otwierania i zamykania. Prąd w obu przypadkach wynosił 0,63A i był dużo mniejszy niż od prądu nominalnego indywidualnego zabezpieczenia C906 (2,5A). Otwarcie zaworu zostało zasygnalizowane przez EICAS komunikatem HYD GEN VAL.

Z powyższej próby i pomiarów wynika, że zawór HMG na samolocie SP-LPC był sprawny i gdyby po lądowaniu został włączony, to nie spowodowałby wyłączenia bezpiecznika C829, gdyż jego prąd pracy wynosił 0,63A i był dużo niższy niż prąd znamionowy bezpiecznika C829 (25A). Ponadto w przypadku niesprawności zaworu wcześniej musiałby się wyłączyć bezpiecznik C906 (2,5A), który po locie był włączony, co świadczy o tym, że w jego obwodzie nie płynął nadmierny prąd.

### 2.2.8. Obwód 11 – RAM AIR TURB-AUTO – C1100 (2,5A)

Obwód ten poprzez bezpiecznik C829 i C1100 zasila sterowanie automatycznym wypuszczeniem RAT (RAM AIR TURBINE).

W normalnym locie nie ma żadnych objawów i sygnalizacji związanych z wyłączeniem/wyciągnięciem bezpiecznika C1100. Gdyby zaistniały warunki do automatycznego wypuszczenia RAT, to RAT nie zostałby wypuszczony. Możliwe byłoby ręczne wypuszczenie.

RAT włącza się automatycznie przy konfiguracji samolotu AIR, gdy obroty obydwu silników są poniżej 50%, a prędkość samolotu jest większa niż 80 węzłów.

O godz. 13:38:42 zostały uaktywnione zawory odcinające paliwo od silników (LEFCUT, REFCUT), a po czasie 1s (koniec zapisu FDR 13:38:43) obroty silników wynosiły L\_ENG=67,8%, R\_ENG=72%, a prędkość samolotu wynosiła 88 węzłów.

Nie było więc wtedy warunków do wypuszczenia RAT, gdyż obroty silników były zbyt duże (powyżej 50%). W następnych sekundach zarówno prędkość samolotu jak i obroty silników spadały.

Z przeprowadzonych obliczeń (Załącznik 4) wynika, że po czasie 2,7s prędkość samolotu wynosiła 80 węzłów, więc spadła poniżej poziomu uruchomienia RAT i ciągle malała, a obroty silników odpowiednio: L\_ENG=54,3%, R\_RNG=58,5%, więc nadal były powyżej poziomu uruchomienia RAT. W żadnym momencie nie wystąpiły więc warunki do automatycznego wypuszczenia RAT, a tym samym obwód zabezpieczony przez bezpiecznik C1100 nie był aktywny/obciążony.

**Wniosek 8.** *Obwód **RAM AIR TURB-AUTO** nie jest aktywny w czasie normalnego lotu i nie był aktywny podczas lotu LO 16, gdyż nie wystąpiły okoliczności, które wymagałyby jego aktywacji.*

#### **2.2.9. Obwód 12 - BAT CUR MONITOR PWR C4097 (2,5A)**

Układ monitorowania prądu ładowania akumulatora głównego (powyżej 20A) i prądu jego rozładowania (powyżej 6A) BAT CURRENT MONITOR zasilany jest prądem stałym o napięciu 28V przez bezpiecznik C4097 BAT CUR MON PWR i bezpiecznik C829.

W przypadku korzystania z akumulatora jako źródła zasilania szyn STBY lub w przypadku, gdy przełącznik STBY POWER jest w pozycji „AUTO” i nastąpi usterka TRU, układ generuje w EICAS komunikat „MN BAT DISCH” i wywołuje świecenie lampki BAT DISCH na P5.

BAT CUR MONITOR kontroluje również prąd ładowania akumulatora głównego w cyklu „constant current - constant voltage”. W przypadku nieprawidłowości w cyklu ładowania wywołuje na EICAS komunikat „MN BAT CHGR”.

Po wyłączeniu/wyciągnięciu bezpiecznika C4097 lub C829 podczas normalnej pracy nie ma żadnej sygnalizacji. Przy usterce TRU nie byłoby komunikatu na EICAS „MN BAT DISCH” i nie świeciłaby lampka BAT DISCH. Gdyby zakłócony był cykl ładowania akumulatora nie byłoby komunikatu „MN BAT CHGR”.



**Wniosek 9.** *Obwód **BAT CUR MONITOR PWR** nie jest aktywny w czasie normalnego lotu i nie był aktywny podczas lotu LO 16, gdyż nie wystąpiły okoliczności, które wymagałyby jego aktywacji.*

#### **2.2.10. Obwód 13 – LANDING GEAR-ALT EXT MOTOR - C4248 (7,5A)**

Obwód alternatywnego wypuszczania podwozia zabezpieczony jest bezpiecznikiem indywidualnym C4248 (7,5A) oraz bezpiecznikiem zbiorowym C829 (25A). Aby możliwe było wypuszczenie podwozia systemem alternatywnym, bezpieczniki C829 i C4248 muszą być włączone/wciśnięte.

Wypuszczanie podwozia systemem alternatywnym odbywa się poprzez uruchomienie silnika elektrycznego prądu stałego 28V, który napędza układ mechaniczny zwalniający zamki podwozia.

W czasie lotu LO 16 była podjęta próba uruchomienia tego systemu, ale zakończyła się niepowodzeniem i podwozie pozostało w pozycji schowanej. Samolot lądował bez wypuszczonego podwozia, a po zakończeniu lotu bezpiecznik C829 był wyłączony/wyciągnięty, natomiast C4248 był włączony/wciśnięty.

Była to sytuacja nienormalna, gdyż układ jest tak zaprojektowany, że w przypadku nadmiernego prądu w obwodzie wyłącza się indywidualny bezpiecznik o mniejszym prądzie znamionowym (w tym przypadku powinien to być C4248 o prądzie znamionowym 7,5A), a dopiero gdyby on nie zadziałał, to wyłączyłby się bezpiecznik C829 o prądzie znamionowym 25A.

Poszukując przyczyn powyżej opisanej sytuacji podniesiono samolot SP-LPC z drogi startowej i przeprowadzono próbę wypuszczenia podwozia z wykorzystaniem instalacji alternatywnej. Próba zakończyła się pomyślnie, podwozie zostało wypuszczone i zablokowane.

**Przeprowadzona próba wykazała, że wszystkie elementy alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia były sprawne, jednakże dla potwierdzenia tego wstępnego wniosku przeprowadzono dalsze badania i pomiary na samolocie SP-LPC:**

- zmierzono wartość prądu silnika elektrycznego napędzającego alternatywny układ wypuszczania podwozia;
- wykonano oględziny i pomiary rezystancji przewodów zasilających ten silnik oraz pomiary rezystancji ich izolacji.

Wszystkie pomierzone parametry spełniały odpowiednie wymagania.

Następnie wybudowano z samolotu SP-LPC elementy alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia i poddano je specjalistycznym badaniom.

**Certyfikowana organizacja obsługowa LOT AMS zbadła bezpieczniki C829 i C4248.** Prześwietlenie rentgenowskie nie wykazało nieprawidłowości w ich strukturze wewnętrznej,

siły potrzebne do włączenia/wciśnięcia i wyłączenia/wyciągnięcia główek bezpieczników i czasy wyłączenia bezpieczników po dwukrotnym przekroczeniu prądu znamionowego były w granicach normy.

Bezpieczniki C829 i C4248 zostały również zbadane przez firmę Boeing. Badania i pomiary wykazały, że bezpieczniki spełniają wymagania techniczne i nie wykazują żadnych wad.

**Dodatkowo wykonano sprawdzenie funkcjonalne pozostałych 12 bezpieczników indywidualnych zasilanych poprzez bezpiecznik C829.** Sprawdzenie polegało na pomiarze czasu wyłączenia tych bezpieczników przy prądzie 200% I<sub>zn</sub>. Wyniki pomiarów były zgodne z wymaganiami (z uwzględnieniem dopuszczalnych błędów pomiarowych).

**Siłownik alternatywnego systemu wypuszczania podwozia** został w celu zbadania wysłany do firmy EATON. Przeprowadzone testy wykazały, że siłownik działa zgodnie z przeznaczeniem, a jego parametry są w granicach normy (z wyjątkiem dwóch, które zostały uznane za nieistotne).

**Ograniczniki przeciążeń** w układzie alternatywnego systemu wypuszczania podwozia nie wykazały wystąpienia przeciążeń, co świadczy o tym, że nawet po awaryjnym lądowaniu układ był w pełni sprawny i pracował bez nadmiernych obciążeń wynikających np. z deformacji i/lub zakleszczenia elementów mechanicznych.

**Wszystkie wyżej wymienione analizy, próby i testy potwierdziły, że wszystkie badane elementy alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia były sprawne mechanicznie i elektrycznie,** a w badanych obwodach elektrycznych nie wystąpiły przeciążenia elektryczne, które mogłyby spowodować zadziałanie bezpiecznika C829 i jego rozłączenie.

W związku z powyższym w dalszej części badania Zespół Badawczy rozważył hipotezę o udziale czynnika ludzkiego.

### **2.3. Analiza działania załogi – weryfikacja hipotezy dotyczącej czynnika ludzkiego**

Hipoteza ta zakłada, że bezpiecznik C829 został przypadkowo lub celowo wyłączony w sposób mechaniczny poprzez wyciągnięcie jego główki, a następnie:

- w przypadku niezamierzonego wyłączenia jego wyłączona pozycja została niezauważona lub zignorowana;
- w przypadku celowego wyłączenia/wyciągnięcia (np. w celu zresetowania) nie został włączony/wciśnięty ponownie.

Dla potwierdzenia jednego z powyższych przypuszczeń niezbędne było ustalenie chwili otwarcia bezpiecznika C829. W związku z powyższym przeprowadzono stosowny eksperyment (Załącznik 4), w wyniku którego stwierdzono, że wyłączenie bezpiecznika C829 nie jest sygnalizowane przez EICAS.

#### **2.3.1. Próba ustalenia chwili, w której nastąpiło wyłączenie bezpiecznika**

Na podstawie przeprowadzonych testów i analizy lotu LO 16 Zespół Badawczy stwierdził, że ustalenie dokładnego czasu wyłączenia bezpiecznika jest niemożliwe, gdyż nie było ono sygnalizowane przez żaden system ostrzegawczy i nie było zapisywane przez rejestratory

pokładowe. W związku z tym podjęto próbę określenia prawdopodobnego przedziału czasu, w którym to nastąpiło.

- a) Na podstawie analizy przedstawionej w podrozdziale 2.2.4. można było tylko ustalić, że w chwili wyłączenia silników (po awaryjnym lądowaniu) bezpiecznik C829 był już wyłączony/wyciągnięty.
- b) Biorąc pod uwagę fakt, że przyczyną niewypuszczenia podwozia za pomocą instalacji alternatywnej było wyłączenie bezpiecznika C829 (wszystkie elementy instalacji były sprawne, a podwozie zostało wypuszczone na ziemi po włączeniu/wciśnięciu bezpiecznika C829), Zespół Badawczy uznał, że **bezpiecznik był otwarty przed próbą wypuszczenia podwozia, która miała miejsce podczas podejścia do lądowania na lotnisku Chopina w Warszawie.**
- c) Obaj członkowie załogi lotniczej oświadczyli, że przegląd przedlotowy w KEWR wykonali zgodnie z procedurami i nie stwierdzili żadnych nieprawidłowości.
- d) Jeżeli procedura przeglądu przedlotowego opisana w „Boeing 767 Operations Manual, part B, Volume 1, Normal Procedures, page NP.21.1.” (Ilustracja 26) została w Newark wykonana prawidłowo, to znaczy że w czasie tego przeglądu **bezpiecznik C829 był jeszcze włączony/wciśnięty.**

767 Operations Manual	
Do the remaining actions <u>after a crew change</u> or maintenance action.	
Maintenance documents .....	Check
FLIGHT DECK ACCESS SYSTEM switch .....	Guard closed
FLIGHT RECORDER switch .....	NORM
SERVICE INTERPHONE switch .....	OFF
RESERVE BRAKES and STEERING RESET/DISABLE switch .....	Guard closed
Verify that the ISLN light is extinguished.	
<u>Circuit breakers</u> .....	Check
Emergency equipment .....	Check

Ilustracja 26. Fragment Boeing 767 Operations Manual dotyczący sprawdzania bezpieczników.

### **2.3.1.1. Okoliczności sprzyjające niezamierzonemu wyłączeniu bezpiecznika C829 podczas lotu z Newark do Warszawy**

Na podstawie analizy opisanej w paragrafach a), b), c) i d) podrozdziału 2.3.1 można wstępnie przyjąć, że wyłączenie bezpiecznika C829 nastąpiło przypadkowo w czasie między wykonaniem przeglądu przedlotowego w Newark, a próbą wypuszczenia podwozia w czasie podejścia do lądowania w Warszawie.

Za takim scenariuszem przemawiają następujące fakty i czynniki:

- a) umiejscowienie bezpiecznika C829 sprzyjało fizycznemu kontaktowi jego główki z przedmiotami umieszczanymi w jego bezpośredniej bliskości;
- b) w przeszłości niektórzy operatorzy kontaktowali się z firmą Boeing w związku z lokalizacją bezpieczników na panelach P6, które są umieszczone w okolicy stóp, sprzętu przeznaczonego do sprzątnia, toreb nawigacyjnych itd. i zdarzały się przypadkowe wyłączenia lub uszkodzenia bezpieczników. W związku z tym Boeing opracował osłony, chroniące bezpieczniki położone w niższych częściach paneli. Boeing oferował osłony odpłatnie, ponieważ nie były one obowiązkowe;
- c) Boeing zaczął instalować osłony w procesie produkcji od linii produkcyjnej 863 (samolot SP-LPC był z linii produkcyjnej 659).

Powyższe fakty świadczą o tym, że na samolotach Boeing 767 istniały problemy z należytą ochroną bezpieczników na panelach P6, które operatorzy dostrzegali i zgłaszali do producenta. Dostrzegł je również producent i najpierw zaoferował osłony na zasadzie odpłatnej, a następnie wprowadził je do produkcji seryjnej.

### **Osłony bezpieczników, o których mowa powyżej nie były zainstalowane na samolocie SP-LPC.**

Ponadto należy zwrócić uwagę, że potrzeba wypuszczenia podwozia za pomocą instalacji alternatywnej zaistniała w najbardziej niekorzystnym momencie:

- d) **po długim locie ze świadomością awarii** – w takiej sytuacji obniża się czujność, czyli stan, w którym człowiek potrafi wykrywać bodźce istotne spośród wielu możliwych bodźców pojawiających się w środowisku. Można wtedy nie wykryć bodźców krytycznych wymagających podjęcia działania, na przykład dlatego, że inne monotonne bodźce działały przez długi czas, albo że człowiek w danej sytuacji wytwarza negatywne oczekiwanie, które zakłada, iż bodziec krytyczny się nie pojawi. Badania wykazują, że przy długotrwałym wykonywaniu powtarzających się zadań detekcyjnych czujność się obniża, ludzie pomijają bodźce, na które powinni zareagować. Jest to zjawisko znane w lotnictwie jako ograniczenie procesów poznawczych pilotów, zwłaszcza w sytuacji trudnej;
- e) **podczas podchodzenia do lądowania** - w psychologii lotniczej znane jest zjawisko, że pilot nadmiernie koncentruje uwagę na istotnym dla niego zadaniu – obserwuje się wówczas zawężenie pola percepcji wzrokowej. Koncentracja uwagi na określonym

odcinku sensorycznego pola pracy sprawia, że nie spostrzega się bodźców występujących w obwodowym polu widzenia. Prawdopodobnie podobna sytuacja mogła mieć miejsce w opisywanym zdarzeniu. Pozycja wyłączona bezpiecznika C829 BAT BUS DISTR mogła być niezauważona z powodu jego skrajnie peryferyjnego położenia, braku sygnalizacji oraz wielopoziomowego zaangażowania procesów poznawczych pilotów na innych istotnych w krytycznej sytuacji czynnościach;

- f) **w najtrudniejszej fazie lotu pojawiły się zaskakujące i nieoczekiwane okoliczności**, które mogły stanowić zagrożenie dla życia załogi i pasażerów. W przypadku przeżywania bardzo silnych emocji negatywnych następuje zawężenie pola uwagi i silna koncentracja na krytycznych szczegółach danego zdarzenia. Człowiek nie potrafi odebrać części potencjalnie dostępnych informacji, skupia się na najbardziej zagrażających elementach sytuacji. Wszystkie zasoby uwagi jednostki do tego stopnia są zaangażowane w daną sytuację trudną, że nie starcza ich na radzenie sobie z równoległymi wyzwaniem i koniecznością rozwiązywania dodatkowych problemów. Działając w deficycie czasu pilot może podejmować niewłaściwe i nieadekwatne do zaistniałej sytuacji decyzje, może podlegać iluzjom i złudzeniom na skutek zaburzeń percepcji zmysłowej. Może wystąpić tzw. widzenie tunelowe, pomijanie informacji ważnych, nieprawidłowe spostrzeganie zakłóceń w funkcjonowaniu urządzeń, nieodpowiednie reakcje na te zakłócenia.

Przypadkowe niezamierzone wyłączenie bezpiecznika C829 podczas lotu LO 16 jest bardzo prawdopodobne, gdyż takiemu przebiegowi zdarzeń sprzyjały zarówno czynniki techniczne (umieszczenie bezpiecznika, brak sygnalizacji, brak osłon) jak i ludzkie (długi lot ze świadomością awarii instalacji hydraulicznej i wykrycie kolejnej awarii podczas podejścia do lądowania, które jest najtrudniejszą fazą lotu).

**Komisja wzięła powyższe okoliczności pod uwagę, jednak stwierdziła, że nie można uznać, że załoga przypadkowo wyłączyła bezpiecznik C829 podczas lotu LO 16 z Newark do Warszawy.**

### **2.3.1.2. Okoliczności sprzyjające niewykryciu wyłączonej pozycji bezpiecznika C829 podczas przeglądu przedlotowego w Newark**

Mogło się również zdarzyć, że bezpiecznik C829 został wyłączony/wyciągnięty dużo wcześniej, np. podczas obsługi naziemnej lub w czasie poprzednich lotów, a załoga LO 16 nie zauważyła tego podczas przeglądu przedlotowego w Newark.

Za takim scenariuszem przemawiają następujące fakty i czynniki:

- a) przegląd przedlotowy był wykonywany w innej strefie czasowej (6 godzin różnicy) i we wczesnych godzinach rannych (wg. czasu LMT obowiązującego w Polsce). Należy wziąć pod uwagę, że mógł tu wystąpić zespół zmiany strefy czasowej, który wpływa między innymi na umiejętności pilotażowe/możliwości operatorskie. Sprawność człowieka spada do najniższej wartości między godziną 3:00 a 6:00 rano;

- b) brak sygnalizacji wyłączenia bezpiecznika w kokpicie, co uniemożliwiło wykrycie jego stanu w poprzednich lotach na podstawie wskazań systemów ostrzegawczych;
- c) brak zapisu stanu bezpiecznika przez QAR, co uniemożliwiło wykrycie jego wyłączenia/wyciągnięcia przez obsługę naziemną na podstawie analizy zapisów;
- d) umiejscowienie bezpiecznika w miejscu trudno dostępnym i słabo widocznym, co utrudniało wizualne zidentyfikowanie jego położenia przez załogę lotniczą i personel naziemny;
- e) obwody zabezpieczone przez bezpiecznik C829 nie były aktywne w czasie normalnego lotu, z wyjątkiem głównego obwodu zasilania BPCU, który przestaje działać po wyłączeniu/wyciągnięciu bezpiecznika C829, jednakże w tym wypadku automatycznie włącza się wtórny obwód zasilania, więc wyłączenie bezpiecznika C829 nadal jest niezauważalne dla załogi lotniczej.

Scenariusz opisany w niniejszym podrozdziale jest tak samo prawdopodobny, jak opisany w podrozdziale poprzednim.

**Biorąc pod uwagę fakty i czynniki opisane w podrozdziałach 2.3.1.1. i 2.3.1.2. Komisja stwierdziła, że nie można ustalić kiedy i w jakich okolicznościach bezpiecznik C829 został wyłączony/wyciągnięty.**

### **2.3.2. Analiza podejścia do lądowania**

W trakcie podejścia do lądowania na lotnisku EPWA załoga wykonała procedurę wypuszczenia podwozia z użyciem instalacji alternatywnej. Po upływie przewidywanego czasu podwozie nie zostało wypuszczone.

W tym momencie rozpoczęła się krytyczna faza lotu, mająca według oceny załogi znamiona sytuacji niepewnej. Załoga zaczęła poszukiwać uzupełniających informacji niezbędnych do rozwiązania problemu.

Piloci sprawdzili poprawność wykonania procedury wypuszczania podwozia przy użyciu systemu alternatywnego, zgodnie z listą kontrolną zawartą w QRH.

Realizacja czynności zawartych w liście kontrolnej QRH D632T001-35LOT, dotyczącej utraty ciśnienia w centralnej instalacji hydraulicznej HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only) - str. 13.4) nie doprowadziła do pomyślnego wypuszczenia podwozia za pomocą systemu alternatywnego. Załoga wykonała czynności do punktu:

**ALTN GEAR EXTEND switch.....DN** (Ilustracja 27).



B 767

OM part B

Quick Reference Handbook

▼ HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only) continued ▼

ALTN FLAPS selector . . . . . Set to extend or retract flaps as needed

**Alternate Gear Extension**

Landing gear lever . . . . . OFF

Action is **not** reversible  
Maximum 250K/75M

! ALTN GEAR EXTEND switch . . . . . DN

**After gear down lights illuminate:**

Landing gear lever . . . . . DN

RESERVE BKS & STRG switch . . . . . ON

If C1 ELEC HYD PRIMARY PUMP PRESS light is illuminated:

Nose wheel steering is inoperative.

Do **not** accomplish the following checklists:

- GEAR DOORS
- RESERVE BRAKE VALVE
- TAILSKID

**Landing Checklist**

Speedbrake . . . . . **DOWN**

Landing gear . . . . . Down

Flaps . . . . . **20**



September 22, 2011

D632T001-35LOT

13.7

Ilustracja 27. Wycinek z listy kontrolnej HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only).

Po wykonaniu powyższych czynności nie zaświeciły się lampki sygnalizujące wypuszczenie podwozia, więc załoga nie mogła wykonać następnej czynności wynikającej z listy kontrolnej, czyli przestawienia dźwigni sterowania podwoziem w położenie DN:

**LANDING GEAR LEVER .....DN**

Lista kontrolna dotycząca braku ciśnienia w centralnym systemie hydraulicznym (HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only)) nie uwzględniała sytuacji, że użycie alternatywnego systemu wypuszczania podwozia może być nieskuteczne i nie zawierała wskazówek dotyczących postępowania załogi w wypadku niezadziałania systemu alternatywnego. Ten brak dotyczył również list kontrolnych HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (L and C) oraz HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (R and C).

Ww. listy kontrolne nie odsyłały również do Rozdziału 14 QRH zawierającego listy kontrolne dotyczące awarii systemów podwozia (Non-Normal Checklists, Landing Gear).





B 767

OM part B

Quick Reference Handbook

▼ GEAR DISAGREE continued ▼

1 Choose one:

◆ Landing gear lever **UP**:

Observe the gear EXTEND OR EXTENDED limit speed of 270 K/.82 M.

Flight with gear down increases fuel consumption and decreases climb performance. Refer to the Gear Down performance tables in Performance Inflight chapter for flight planning.



◆ Landing gear lever **DN and any gear down** (green) lights **not illuminated**:

▶▶ Go to step 2

◆ Landing gear lever **DN and all gear down** (green) lights **illuminated**:

SP-LPA through SP-LPE

GND PROX/CONFIG

GEAR OVRD switch . . . . . OVRD

SP-LPG

GND PROX

GEAR OVRD switch . . . . . OVRD

Accomplish normal landing.



2 Landing gear lever . . . . . OFF

▼ Continued on next page ▼

June 3, 2011

D632T001-35LOT

14.13

Ilustracja 28. Wycinek z listy kontrolnej GEAR DISAGREE.

Zawarta w ww. rozdziale lista kontrolna GEAR DISAGREE uwzględniała możliwość częściowego niewypuszczenia podwozia (niewypuszczenie którejkolwiek z goleni podwozia – Ilustracja 28), ale nie uwzględniała możliwości całkowitego niewypuszczenia podwozia (tzn. wszystkich trzech goleni).

Obowiązująca w czasie zaistnienia badanego zdarzenia lista kontrolna samolotu B-767 D632T001-35LOT, opracowana przez producenta na potrzeby Operatora, nie zawierała wystarczających wskazówek dla załóg, jak mają postępować w przypadku niezadziałania obu systemów wypuszczania podwozia. Brak było stosownej listy kontrolnej dla takiej sytuacji, np. LĄDOWANIE ZE SCHOWANYM PODWOZIEM (ALL GEAR UP LANDING).

Listy kontrolne dotyczące sytuacji awaryjnych powinny być jednoznaczne i zrozumiałe. Nie mogą one zawierać żadnych niejasności lub stwarzać możliwości różnych interpretacji dotyczących postępowania załogi w danej sytuacji. Listy kontrolne powinny zawierać

jedynie instrukcje, które realizowane krok po kroku pozwolą załodze rozwiązać zaistniały problem. Listy kontrolne, jeżeli jest to konieczne, powinny zawierać również odniesienia do innych list kontrolnych.

W sytuacji bezpośredniego zagrożenia życia załogi i pasażerów pilot poszukuje informacji, aby dokonać właściwej analizy niebezpiecznych okoliczności i podjąć działania oparte o swoją najlepszą wiedzę. Jednak pod wpływem stresu procesy przypominania sobie informacji mogą być utrudnione i zaburzone. W tej sytuacji tylko działania oparte o listy kontrolne zawarte w QRH zapewniają wykonanie wszystkich czynności w odpowiedniej kolejności, a załogi są szkolone, aby w sytuacjach awaryjnych postępować zgodnie z listami kontrolnymi i wierzyć w skuteczność takich działań.

Wraz z zaistnieniem nieoczekiwanej i niebezpiecznej sytuacji wynikającej z braku możliwości wypuszczenia podwozia świadomość sytuacyjna załogi uległa dynamicznej zmianie. W QRH nie było instrukcji i informacji, które zapewniałyby rozwiązanie zaistniałego, trudnego problemu. Piloci stracili zaufanie do podstawowego dokumentu i byli zmuszeni do szybkiego poszukiwania brakujących informacji niezbędnych do rozwiązania problemu. Wystąpiła skrajna maksymalizacja wysiłku poznawczego.

Obciążeniem psychicznym załogi lotniczej była konieczność podejmowania zadań i decyzji w złożonej sytuacji probabilistycznej przy niedostatecznej ilości informacji z bardzo wysokim poziomem szacowanego ryzyka.

Kapitan był bardzo silnie skoncentrowany na kontrolowaniu przebiegu lotu, co podkreślił w oświadczeniu. Wyraził opinię, że jako pilot lecący i kapitan statku powietrznego nie mógł przerwać kontroli nad lotem i dlatego nie monitorował w pełni czynności FO w trakcie resetowania bezpieczników. Według wyjaśnień kapitana, usytuowanie panelu P6-1 uniemożliwiało mu kontrolę wzrokową bezpieczników, a dla FO było to wygodniejsze.

Analiza nagrań rozmów z kokpitu pozwoliło uzyskać informacje o działaniach pilotów i ich stanie psychicznym. Potrafili oni zachować spokój i opanowanie, forma wypowiedzi była czytelna, z zachowaniem zwrotów proceduralnych, treść adekwatna do przebiegu zdarzeń. Podczas oczekiwania na pomoc z Centrum Operacyjnego dokonywano prób resetowania bezpieczników zgodnie ze wskazaniem mechanika lotniczego – niestety bez oczekiwanego efektu wypuszczenia podwozia. W czasie przygotowania do awaryjnego lądowania narastało napięcie, zniecierpliwienie i zdenerwowanie, ale z zachowaniem dobrej komunikacji werbalnej. W swoich wypowiedziach kapitan wielokrotnie wyrażał troskę o pasażerów.

Dodatkowym obciążeniem dla FO było wielokrotne odczytywanie i analiza listy kontrolnej zawartej w QRH, intensywna współpraca z kapitanem, prowadzenie łączności z pilotami samolotów F-16 oraz Centrum Operacyjnym i realizowanie czynności zaleconych przez ekspertów, przygotowanie kokpitu do awaryjnego lądowania i współpraca z szefem personelu pokładowego.

FO, realizując zalecenia Centrum Operacyjnego sprawdzał i resetował wskazane bezpieczniki na panelu P6-1. Wskazówki te dotyczyły jednak bezpiecznika C4248 na pozycji F6, a nie bezpiecznika C829 znajdującego się na pozycji A1. Wskazówki udzielane z Centrum Operacyjnego były więc nieskuteczne i nie doprowadziły do wypuszczenia podwozia, a FO zameldował Centrum Operacyjnemu oraz kapitanowi, że bezpieczniki zostały sprawdzone.

Napięcie emocjonalne pilotów mogło zaburzyć procesy spostrzegania i obniżyć ich czujność. Można wtedy nie wykryć bodźców krytycznych wymagających podjęcia działania, na przykład dlatego, że inne monotonne bodźce działały przez długi czas, albo że człowiek w danej sytuacji wytworzył negatywne oczekiwanie, które zakłada, iż bodziec krytyczny się nie pojawi. Badania wykazują, że przy długotrwałym wykonywaniu powtarzających się zadań detekcyjnych czujność się obniża, ludzie pomijają bodźce, na które powinni zareagować.

#### **2.4. Podsumowanie analizy lotu LO 16; czynniki techniczne (samolot) i ludzkie (załoga lotnicza)**

Jedną z istotnych grup przyczyn wypadków lotniczych stanowią tzw. „czynniki uśpione/ukryte”. Piloci popełniali i będą popełniać błędy, dlatego ważne jest rozpatrzenie szerokiego kontekstu, który sprzyjał zdarzeniu lub mógł do niego doprowadzić, pomimo że załoga nie popełniła rażącego błędu. Dlaczego istniejący system nie zapobiegł opisywanemu zdarzeniu lotniczemu?

W odpowiedzi na to pytanie przydatny może być model opracowany przez Jamesa Reasona.

Model ten zakłada, że lotnictwo jest bardzo dobrze chronione przez kilka warstw elementów obronnych i dlatego jednostkowe uchybienia rzadko powodują negatywne skutki. Według Reasona wypadki w lotnictwie są skutkiem kolejnych naruszeń różnorodnych elementów obronnych organizacji, przy czym naruszenia te mogą być „aktywne”, czyli takie, które mają natychmiastowy skutek negatywny lub „uśpione/ukryte”, które istnieją w systemie długo przed wypadkiem, ale ich destrukcyjny charakter uaktywnia się dopiero w konkretnych okolicznościach operacyjnych.

Aktywne uchybienia są z reguły związane z personelem z pierwszej linii (piloci, kontrolerzy ruchu lotniczego, mechanicy, itp.).

Warunki/uchybienia uśpione/ukryte zazwyczaj są stworzone przez ludzi odseparowanych w czasie i przestrzeni od wypadku. Mogą one obejmować wady konstrukcyjne sprzętu, niewłaściwe procedury, szkolenie, obsługę sprzętu lub zarządzanie flotą powietrzną i organizację wsparcia dla załóg lotniczych w trakcie wykonywania zadań w powietrzu.

W badanym zdarzeniu zaistniały następujące okoliczności:

1. Załoga nie znalazła w QRH informacji bezpośrednio odnoszących się do zaistniałej sytuacji.
2. MCC (Centrum Operacyjne) pomimo zaangażowania wsparcia eksperckiego nie było w stanie udzielić załodze skutecznej pomocy.

3. Działanie pod wpływem stresu i presji czasu mogło spowodować:
- a) zaburzenie procesów odbioru i przetwarzania informacji u FO, co mogło przyczynić się do niemożności zidentyfikowania stanu bezpiecznika;
  - b) zawężenie pola działania pilota lecącego wyłącznie do jak najlepszego wypełniania swoich priorytetowych obowiązków i tylko częściowego monitorowania czynności FO, możliwego z zajmowanej pozycji. Należy mieć na uwadze, że pilot lecący prowadził łączność z kontrolerem ACC, załogami samolotów F-16 i mechanikiem z MCC, przekazując jego polecenia do FO, który sprawdzając bezpieczniki znajdował się poza swoim fotelem i miał zdjęte słuchawki.

Z punktu widzenia teorii Reasona, kombinacja czynników aktywnych (3) i uśpionych (ukrytych - 1, 2) doprowadziła do opisywanego zdarzenia.

## **2.5. Analiza ewakuacji samolotu SP-LPC**

W trakcie przygotowania kabiny i pasażerów do planowanego lądowania awaryjnego niektórzy członkowie załogi kabinowej mieli problemy z odszukaniem właściwych kartek w podręczniku „AP Briefing & Evacuation Commands Booklet”.

W trakcie instruowania AP załoga kabinowa spostrzegła, że wybrani pasażerowie mają problemy z koncentracją uwagi i docierają do nich tylko proste komendy/hasła. Niektórzy członkowie załogi rezygnowali z posługiwania się tekstem zawartym w podręczniku i używali swoich własnych słów.

Zgodnie z ustaleniami, komendę do przyjęcia pozycji awaryjnej wydał CC1, jednakże zrobił to już po jej wydaniu przez załogę tylnego bufetu.

Kapitan zdecydował, aby po zatrzymaniu samolotu załoga natychmiast rozpoczęła ewakuację, nie czekając na hasło z kokpitu. Było to odejście od procedury standardowej, gdyż zgodnie z QRH ewakuację inicjuje załoga lotnicza i taki scenariusz jest ćwiczony podczas szkoleń. W związku z wrażeniem normalnego lądowania CC1 upewniał czy ewakuacja jest konieczna, co spowodowało opóźnienie ewakuacji przez wyjścia przednie o około 12 sekund w stosunku do wyjść tylnych.

Ewakuacja była skuteczna, nikt z pasażerów oraz załogi nie odniósł żadnych obrażeń. Było to możliwe dzięki działaniom załogi pokładowej, która potrafiła zachować się elastycznie w sytuacji nietypowej. Ponadto wysoko należy ocenić opanowanie załogi, dzięki któremu udało się zapobiec powstaniu paniki na pokładzie.

Po stwierdzeniu usterki systemu ALERT CC1 nie czekał na zebranie się całej załogi, tylko przekazał informacje dotyczące ewakuacji wybranym CC, którzy przekazywali je pozostałym CC, co było niezgodne z procedurą.

## **2.6. Analiza działania Centrum Operacyjnego Operatora**

O godzinie 04:39 załoga samolotu przekazała informację o usterce instalacji hydraulicznej do Centrum Operacyjnego przez system ACARS. Załoga prosiła też o przeanalizowanie sytuacji i sugestie dotyczące kontynuowania lotu lub zawrócenia na lotnisko startu.

Odpowiedź z Centrum Operacyjnego Operatora sugerowała kontynuowanie lotu do zaplanowanego lotniska docelowego i postępowanie zgodnie z zaleceniami QRH.

Według ustaleń Zespołu Badawczego PKBWL, po analizie informacji uzyskanej od załogi poprzez ACARS, MCC nie brało pod uwagę konieczności wsparcia załogi przez ekspertów w trakcie lotu. W rezultacie, dopiero gdy załoga zwróciła się z prośbą o konsultację z mechanikiem i pilotem instruktorem B767, zapoczątkowano proces poszukiwania odpowiednich osób.

W ciągu kilku minut załodze SP-LPC zapewniono kontakt z instruktorem pilotem samolotu B767, jednakże kontakt z mechanikiem był możliwy dopiero po upływie około 20 minut, gdyż radiostacja służąca do tego celu była niesprawną i mechanik musiał dojechać do Centrum Operacyjnego Operatora. Skorzystanie z najbliższej radiostacji okazało się niemożliwe z powodu ograniczeń dostępu do strefy, gdzie się znajdowała.

Zespół Badawczy stwierdził, że Centrum Operacyjne Operatora nie posiadało systemu oceny ryzyka i przewidywania eskalacji sytuacji awaryjnej, co przyczyniło się do powstania deficytu czasu, który był kluczowym czynnikiem decydującym o pomyślnym zakończeniu sytuacji awaryjnej.

Analiza działań Centrum Operacyjnego w omawianym zdarzeniu nie upoważnia do stwierdzenia, że naruszono wówczas obowiązujące przepisy lub procedury. Jednakże Komisja stwierdza, że poważnym zaniedbaniem było doprowadzenie do sytuacji, w której kontakt mechanika z załogą samolotu był niemożliwy z powodu usterki radiostacji, która jest przeznaczona tylko do tego celu. Działaniem alternatywnym był przejazd mechanika do Centrum Operacyjnego.

## **2.7. Analiza ETOPS**

Samolot został dopuszczony do wykonania lotu zgodnie z przepisami ETOPS bez ograniczeń tj. z maksymalnym czasem dolotu do trasowego lotniska zapasowego wynoszącym 180 min.

Przed lotem załoga otrzymała komputerowy plan lotu zawierający wszystkie niezbędne informacje, z których wynikało, że zaplanowana trasa przelotu w najbardziej oddalonym punkcie znajduje się o 122 minuty lotu od trasowego lotniska zapasowego.

Awaria centralnej instalacji hydraulicznej, do której doszło kilka minut po starcie, nie wpływała na możliwość kontynuacji lotu po zaplanowanej trasie.

Zespół Badawczy przeanalizował dokumentację Operatora w zakresie dotyczącym realizacji operacji ETOPS i nie stwierdził nieprawidłowości.

### **3. WNIOSKI KOŃCOWE**

#### **3.1. Ustalenia Komisji**

Zespół Badawczy Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych stwierdził następujące fakty:

- 3.1.1. Obaj członkowie załogi lotniczej posiadali licencje i uprawnienia do wykonania lotu, ważne w dniu zdarzenia.
- 3.1.2. Obaj członkowie załogi lotniczej byli wypoczęci i posiadali orzeczenia lotniczo-lekarskie ważne w dniu zdarzenia.
- 3.1.3. Wszyscy członkowie załogi pokładowej posiadali uprawnienia do pełnienia swoich funkcji na pokładzie samolotu oraz orzeczenia lotniczo-lekarskie ważne w dniu zdarzenia.
- 3.1.4. Samolot posiadał ważne Świadectwo Zdatości do Lotu oraz był obsługiwany i użytkowany zgodnie z obowiązującymi przepisami.
- 3.1.5. Ciężar startowy samolotu i położenie środka ciężkości mieściły się w granicach podanych w Instrukcji użytkowania w locie (AFM).
- 3.1.6. Kontrola samolotu przed lotem została przeprowadzona przez mechanika obsługi naziemnej z zakontraktowanej organizacji obsługowej zgodnie z wymaganiami określonymi przez Operatora.
- 3.1.7. Mechanik obsługi naziemnej nie stwierdził żadnych usterek ani nieprawidłowości.
- 3.1.8. Po starcie, podczas chowania podwozia i klap nastąpił wyciek płynu hydraulicznego z centralnej instalacji hydraulicznej i spadek ciśnienia w tej instalacji.
- 3.1.9. Spadek ciśnienia został zasygnalizowany na panelu hydraulicznym - SYS PRESS i na EICAS - C HYD SYS PRESS oraz zarejestrowany przez pokładowy rejestrator parametrów lotu.
- 3.1.10. Po zrealizowaniu procedury HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only) zawartej w QRH i po konsultacji z Centrum Operacyjnym Operatora załoga podjęła decyzję o kontynuowaniu lotu do Warszawy.
- 3.1.11. Wyciek płynu z instalacji hydraulicznej C uniemożliwił wypuszczenie podwozia i klap sposobem zasadniczym podczas lądowania na lotnisku w Warszawie.

- 3.1.12. Podczas podejścia do lądowania w Warszawie załoga wykonała procedurę wypuszczenia podwozia za pomocą instalacji alternatywnej, jednakże podwozie nie zostało wypuszczone.
- 3.1.13. Załoga poprosiła o kontakt radiowy z obsługą naziemną, ale było to niemożliwe, gdyż naziemna radiostacja przeznaczona do tego celu była niesprawna.
- 3.1.14. Z powodu niesprawności ww. radiostacji Centrum Operacyjne Operatora umożliwiło załodze kontakt z mechanikiem, ale czas potrzebny na jego dojazd do Centrum Operacyjnego skrócił o 20 minut czas na udzielenie załodze konsultacji technicznej.
- 3.1.15. Deficyt czasu spowodował, że mechanik nie był w stanie przeanalizować całego schematu elektrycznego alternatywnego systemu wypuszczenia podwozia.
- 3.1.16. FO, realizując zalecenia eksperta, sprawdził wszystkie bezpieczniki na panelu P6-1.
- 3.1.17. Ponadto FO, realizując zalecenia eksperta, zresetował bezpiecznik C4248 ALTN EXT MOTOR. Ekspert nie zalecił zresetowania bezpiecznika C829 i FO tego nie zrobił.
- 3.1.18. Po tym jak czynności opisane w punktach 3.1.16 i 3.1.17 nie doprowadziły do wypuszczenia podwozia za pomocą systemu alternatywnego, CPT polecił FO ponowne sprawdzenie panelu bezpieczników, tym razem w obecności szefa personelu pokładowego (CC1).
- 3.1.19. Wsparcie doradcze udzielone przez Centrum Operacyjne Operatora nie doprowadziło załogi do wypuszczenia podwozia za pomocą instalacji alternatywnej.
- 3.1.20. FO zameldował Centrum Operacyjnemu i kapitanowi, że bezpieczniki są sprawdzone.
- 3.1.21. Kapitan był skoncentrowany na kontrolowaniu lotu i monitorował czynności FO w zakresie możliwym z jego pozycji.
- 3.1.22. Załoga przeprowadziła próbę wypuszczenia podwozia sposobem grawitacyjnym, która również zakończyła się niepowodzeniem.
- 3.1.23. Po serii nieskutecznych prób wypuszczenia podwozia załoga podjęła decyzję o wykonaniu awaryjnego lądowania ze schowanym podwoziem.
- 3.1.24. Centrum Operacyjne Operatora nie brało pod uwagę możliwości eskalacji sytuacji awaryjnej.

- 3.1.25. Służby lotniskowe przygotowały drogę startową do lądowania pokrywając ją pianą.
- 3.1.26. Samolot przyziemił na DS 33 lotniska EPWA o godzinie 13:39.
- 3.1.27. Podczas przemieszczania się samolotu po drodze startowej z prawego silnika wydobywały się iskry tłumione przez rozłożoną pianę, potem zapaliło się wewnątrz silnika.
- 3.1.28. Po zatrzymaniu się samolotu załoga przeprowadziła ewakuację pasażerów, a LSP ugasiła pożar.
- 3.1.29. W trakcie lądowania samolot doznał poważnych uszkodzeń, co spowodowało wycofanie go z eksploatacji.
- 3.1.30. Warunki atmosferyczne nie miały wpływu na zaistnienie i przebieg wypadku.
- 3.1.31. W czasie wypadku pomoce nawigacyjne na lotnisku EPWA były sprawne i dostępne.
- 3.1.32. Rejestratory SSFDR, CVR i QAR zamontowane na samolocie były w czasie lotu LO 16 sprawne, a po locie ich zapisy zostały odczytane.
- 3.1.33. W trakcie kontroli wyposażenia awaryjnego przed lotem LO 16 słuchawka przy stanowisku CC2 była niesprawna i oznakowana naklejką INOP.
- 3.1.34. CC1 został poinformowany przez kapitana o usterce systemu hydraulicznego zaraz po jej zaistnieniu, jednak na tym etapie lotu nie przekazał tej informacji pozostałym członkom personelu pokładowego.
- 3.1.35. Gdy zaistniała potrzeba użycia systemu ALERT, okazało się że system nie działał.
- 3.1.36. W trakcie przygotowania kabiny do lądowania pasażerowie byli spokojni, wykonywali polecenia załogi, nie było paniki.
- 3.1.37. Niektórzy członkowie personelu pokładowego mieli problemy z odszukaniem właściwych kartek w podręczniku „AP Briefing & Evacuation Commands Booklet”, inni, widząc, że wybrani AP mają problemy z koncentracją uwagi, używali własnych, prostych słów.
- 3.1.38. Załoga tylnego bufetu zaczęła krzyczeć komendy POZYCJA AWARYJNA zanim CC1 podał tę komendę przez PA.



- 3.1.39. Kapitan zdecydował, aby po zatrzymaniu samolotu załoga kabinowa rozpoczęła ewakuację nie czekając na hasło z kokpitu. Było to elastyczne dostosowanie działań do zaistniałej sytuacji gdyż nie było pewności czy po lądowaniu załoga będzie mogła podać jakiegokolwiek komendy.
- 3.1.40. Po zatrzymaniu samolotu CC1 upewniał się, czy ewakuacja jest konieczna, co spowodowało opóźnienie otwarcia wyjść przednich o około 12 sekund w stosunku do wyjść tylnych.
- 3.1.41. Wyjścia awaryjne przez okna z prawej strony samolotu nie zostały otwarte, ponieważ na zewnątrz samolotu było zagrożenie w postaci dymu z płonącego silnika.
- 3.1.42. W trakcie ewakuacji nikt z pasażerów oraz załogi nie odniósł obrażeń.
- 3.1.43. Po ewakuacji załoga samolotu około 15 min. czekała obok samolotu na kolejne decyzje.
- 3.1.44. Po ewakuacji pasażerów z samolotu nie było właściwej koordynacji ich przemieszczania w wyznaczony rejon lub do wyznaczonych środków transportu.
- 3.1.45. W akcji ratowniczo-gaśniczej wzięło udział około 420 osób.
- 3.1.46. Wsparcie psychologiczne dla pasażerów i ich rodzin/bliskich było organizowane przez PP Porty Lotnicze i PLL LOT S.A.
- 3.1.47. Port lotniczy nie posiadał możliwości usuwania unieruchomionych statków powietrznych typu B767.
- 3.1.48. Do podniesienia SP-LPC użyto uprząży i poduszek powietrznych przeznaczonych dla samolotu B737.
- 3.1.49. Ze względu na czas potrzebny do usunięcia samolotu z drogi startowej lotnisko było zamknięte dla ruchu lotniczego ponad 29 godzin.
- 3.1.50. Bezpiecznik C829 zabezpiecza trzynaście obwodów, w tym alternatywną instalację wypuszczania podwozia poprzez indywidualny bezpiecznik C4248.
- 3.1.51. Każdy z trzynastu obwodów zasilanych z szyny BATTERY BUS-SECONDARY przez bezpiecznik C829 o nominalnym prądzie 25A ma swój niezależny indywidualny bezpiecznik o wartości nominalnej prądu od 2,5 do 7,5A.

- 3.1.52. Charakterystyki elektryczne i mechaniczne bezpieczników C829 i C4248 były zgodne z wymaganiami.
- 3.1.53. Bezpieczniki indywidualne wszystkich trzynastu obwodów zabezpieczanych przez bezpiecznik C829 były sprawne, a po zakończeniu lotu były w położeniu włączonym/wciśniętym.
- 3.1.54. Instalacja alternatywnego wypuszczenia podwozia nie zadziałała ponieważ w momencie gdy nastąpiła próba jej uruchomienia, bezpiecznik C829 usytuowany na panelu P6-1 był otwarty.
- 3.1.55. W trakcie oględzin kokpitu po zatrzymaniu samolotu bezpiecznik C829 był w pozycji wyłączony/wyciągnięty.
- 3.1.56. Stwierdzono eksperymentalnie, że obserwacja bezpiecznika C829 po przyjęciu normalnej pozycji w fotelu FO jest mocno utrudniona.
- 3.1.57. Po zakończeniu lotu LO 16, podniesieniu samolotu SP-LPC, włączeniu/wciśnięciu bezpiecznika C829 i uruchomieniu alternatywnej instalacji wypuszczenia podwozia, podwozie zostało wypuszczone i zablokowane.
- 3.1.58. Wyłączenie bezpiecznika C829 uniemożliwia wypuszczenie podwozia za pomocą instalacji alternatywnej.
- 3.1.59. Otwarcie bezpiecznika C829 nie jest sygnalizowane w kokpicie przez EICAS oraz nie jest rejestrowane przez SSFDR i QAR.
- 3.1.60. Po locie LO 16 wszystkie elementy związane z bezpiecznikiem C829 i alternatywnym systemem wypuszczenia podwozia były sprawne, a w analizowanych i badanych obwodach elektrycznych nie wystąpiły przeciążenia elektryczne, które mogłyby spowodować zadziałanie bezpiecznika C829 i jego wyłączenie.
- 3.1.61. Bezpiecznik C829 był otwarty przed próbą wypuszczenia podwozia sposobem alternatywnym, która miała miejsce podczas podejścia do lądowania na lotnisku EPWA.
- 3.1.62. Na samolocie SP-LPC nie było osłony bezpieczników na panelu P6-1.
- 3.1.63. Główka bezpiecznika C829 wymontowanego z samolotu SP-LPC nosiła ślady mechanicznych obtarć i zarysowań.

- 3.1.64. Komisja rozważała hipotezę o udziale czynnika ludzkiego w otwarciu bezpiecznika C829, jednakże nie była w stanie ustalić, kiedy i w jakich okolicznościach bezpiecznik C829 ewentualnie mógł być zostać otwarty.
- 3.1.65. Lista kontrolna dotycząca braku ciśnienia w centralnej instalacji hydraulicznej (HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only)) nie uwzględniała sytuacji, że użycie alternatywnego systemu wypuszczania podwozia może być nieskuteczne i nie zawierała wskazówek dotyczących postępowania załogi w takim przypadku. Ten brak dotyczył również list kontrolnych HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (L and C) oraz HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (R and C).
- 3.1.66. Ww. listy kontrolne nie odsyłały również do Rozdziału 14 zawierającego listy kontrolne dotyczące nienormalnego działania podwozia *Non-Normal Checklists, Landing Gear*.
- 3.1.67. Lista kontrolna GEAR DISAGREE zawarta w Rozdziale 14 uwzględniała możliwość częściowego niewypuszczenia podwozia (niewypuszczenie dowolnej nogi – Ilustracja 28).
- 3.1.68. Załoga nie znalazła w QRH informacji bezpośrednio odnoszących się do zaistniałej sytuacji.
- 3.1.69. Operator nie posiadał skutecznych procedur, które umożliwiłyby udzielenie załodze specjalistycznej pomocy.
- 3.1.70. Działanie pod wpływem stresu i presji czasu mogło spowodować:
- 3.1.70.1. zaburzenie procesów odbioru i przetwarzania informacji u FO, co mogło przyczynić się do niemożności zidentyfikowania stanu bezpiecznika;
  - 3.1.70.2. zawężenie pola działania pilota lecącego wyłącznie do jak najlepszego wypełniania swoich priorytetowych obowiązków i tylko częściowego monitorowania czynności FO, możliwego z zajmowanej pozycji.
- 3.1.71. Ograniczniki obciążeń w alternatywnym systemie wypuszczania podwozia nie wykazały wystąpienia w nim nadmiernych obciążeń mechanicznych.
- 3.1.72. Pęknięcie giętkiego przewodu hydraulicznego nastąpiło na skutek jego prawdopodobnego skręcenia.

- 3.1.73. Ostatni przegląd strefy, w której znajdował się uszkodzony przewód hydrauliczny przeprowadzono w marcu 2011 r. i nie stwierdzono żadnych nieprawidłowości.
- 3.1.74. Operator nie wykonał na samolocie SP-LPC Biuletynu Serwisowego SB-767-0162, który zmniejsza problemy związane ze skręceniem przewodu poprzez dodanie nowego połączenia obrotowego.
- 3.1.75. Parametry próbek płynu z instalacji hydraulicznej były zgodne ze stosownymi wymaganiami.

### **3.2. Przyczyny wypadku**

1. Uszkodzenie giętkiego przewodu hydraulicznego łączącego instalację hydrauliczną na prawej goleni podwozia z instalacją hydrauliczną „C”, które zapoczątkowało zdarzenie.
2. Otwarty bezpiecznik C829 BAT BUS DISTR w obwodzie zasilania instalacji awaryjnego wypuszczenia podwozia w warunkach niesprawności centralnej instalacji hydraulicznej.
3. Niewykrycie przez załogę lotniczą otwartego bezpiecznika C829 podczas podejścia do lądowania, po stwierdzeniu że nie można wypuścić podwozia z użyciem instalacji alternatywnej.

### **Czynniki sprzyjające zaistnieniu wypadku**

1. Brak osłon zabezpieczających bezpieczniki na panelu P6-1 przed przypadkowym mechanicznym wyłączeniem; od linii produkcyjnej 863 osłony te są montowane fabrycznie (samolot SP-LPC pochodził z linii produkcyjnej 659).
2. Pozycja bezpiecznika C829 na panelu P6-1 (skrajne dolne położenie), utrudniająca obserwację jego stanu i sprzyjająca jego niezamierzonemu, mechanicznemu wyłączeniu.
3. Brak skutecznych procedur w Centrum Operacyjnym Operatora, co utrudniło udzielenie załodze specjalistycznej pomocy.
4. Niewykonanie przez Operatora Biuletynu SB-767-32-0162.

#### 4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

##### 4.1. Proponowane tymczasowe zalecenia dotyczące bezpieczeństwa i odpowiedzi adresatów

Propozycje dziewięciu wstępnych zaleceń w zakresie bezpieczeństwa zostały w 2012 roku opracowane jako część „Oświadczenia Tymczasowego PKBWL dotyczącego badania wypadku lotniczego nr 1400/2011”. Cztery propozycje zaleceń zostały skierowane do firmy Boeing (poprzez NTSB), cztery Polskich Linii Lotniczych LOT i jedna do Przedsiębiorstwa Państwowego Porty Lotnicze.

Propozycje wstępnych zaleceń oraz odpowiedzi zainteresowanych instytucji przedstawiono poniżej.

##### 4.1.1. Propozycje zaleceń dla firmy Boeing i odpowiedzi otrzymane 31 stycznia 2014 roku (cytaty):

Na podstawie analizy działań załogi i służb lotniskowych, związanych z wypadkiem samolotu B767, znaki rozpoznawcze SP-LPC - **ładowanie ze schowanym podwoziem**, który wydarzył się 1 listopada 2011 roku na lotnisku Chopina w Warszawie (EPWA), na bazie dotychczas zgromadzonych materiałów (badanie nie jest jeszcze zakończone) Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych stwierdziła następujące fakty:

- Zawarta w QRH (Quick Reference Handbook) D632T001-35LOT lista kontrolna (checklist) dotycząca utraty ciśnienia w centralnym systemie hydraulicznym (str. 13.4) nie doprowadziła załogi do finalnego etapu pomyślnego wypuszczenia podwozia przy użyciu alternatywnego systemu jego wypuszczenia. Załoga wykonała czynność nakazaną na stronie 13.7: HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only):

*ALTN GEAR EXTEND switch.....DN*

Z powodu faktu, że po tych działaniach lampki sygnalizujące wypuszczenie podwozia nie zapaliły się, załoga nie mogła kontynuować kolejnych czynności nakazanych w liście kontrolnej, **czyli przestawienia dźwigni sterowania podwoziem w położenie DN**;

*LANDING GEAR LEVER .....DN.*

- Lista kontrolna dotycząca braku ciśnienia w centralnym systemie hydraulicznym **HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only)** – str. 13.4 QRH nie uwzględnia braku możliwości wypuszczenia podwozia przy wykorzystaniu alternatywnego systemu wypuszczania podwozia – bez względu na przyczynę niezadziałania tego systemu. Nie zawiera wskazówek co do dalszego postępowania załogi w przypadku niezadziałania systemu alternatywnego, dotyczyło to również list kontrolnych **HYDRAULIC SYSTEM - PRESSURE (L and C)** oraz **HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (R and C)**.

- Ww. listy kontrolne nie odsyłały również do rozdziału zawierającego listy kontrolne dotyczące nienormalnego działania systemów związanych z podwoziem samolotu (*Non-Normal Checklists, Landing Gear, Section 14*).
- Zawarta w Rozdziale 14 lista kontrolna *GEAR DISAGREE* (str. 14.12) w swej treści również nie uwzględnia możliwości niezadziałania systemu alternatywnego wypuszczania podwozia. Uwzględnia ona możliwość częściowego wypuszczenia podwozia (nie wypuszczenie jednej z goleni podwozia). Nie uwzględnia możliwości całkowitego nie wypuszczenia podwozia (tzn. wszystkich trzech goleni), a tym samym nie zawiera wskazówek dla załogi jak przeprowadzić lądowanie z całkowicie schowanym podwoziem.
- Obowiązujący w czasie zaistnienia wypadku QRH samolotu B767 (D632T001-35LOT), opracowany przez producenta, nie zawierał wskazówek dla załóg jak mają postępować w przypadku nie zadziałania systemów wypuszczania podwozia zarówno zasadniczego jak i alternatywnego (awaryjnego). Brak było opracowanej stosownej listy kontrolnej np. **ALL GEAR UP LANDING**.
- Na podstawie dotychczas przeprowadzonych analiz technicznych i badań PKBWL może stwierdzić, że najbardziej prawdopodobną przyczyną niezadziałania alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia było położenie „wyłączone” bezpiecznika C829 BAT BUS DISTR umieszczonego na panelu P6-1 w trakcie próby wypuszczania podwozia z użyciem tej instalacji. Odrębną kwestią pozostaje wyjaśnienie co było/mogło być powodem, że w danym momencie bezpiecznik ten był w położeniu „wyłączonym”.

Wobec powyższego, na aktualnym etapie prowadzonego badania wypadku lotniczego, mając na względzie przede wszystkim bezpieczeństwo wykonywania operacji lotniczych, Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych proponuje:

**4.1.1.1. Biorąc pod uwagę wnioski przedstawione przez Komisję, zweryfikować i zmodyfikować poniższe listy kontrolne:**

- *HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only)*;
- *HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (L and C)*;
- *HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (R and C)*;
- *GEAR DISAGREE*

**Odpowiedź firmy Boeing na zalecenie 4.1.1.1.**

*Boeing dokonał przeglądu list kontrolnych wymienionych w Oświadczeniu Tymczasowym PKBWL. Potwierdzamy, że wymienione listy kontrolne obowiązywały w dniu 1 listopada 2011 roku w odniesieniu do wypadku 767 i są obecnie aktualne dla wszystkich użytkowników 767. W odniesieniu do rekomendacji dotyczących modyfikacji list kontrolnych, odpowiedzi Boeinga na konkretne zalecenia PKBWL podane są poniżej.*

**4.1.1.2. Zmodyfikować powyższe cztery listy kontrolne poprzez dodanie podpunktu że w przypadku niezadziałania alternatywnego systemu wypuszczania podwozia załoga lotnicza powinna sprawdzić bezpieczniki C4248 LANDING GEAR – ALT EXT MOTOR i C829 BAT BUS DISTR.**

**Odpowiedź firmy Boeing na zalecenie 4.1.1.2.**

*Boeing nie zgadza się z zaleceniem, że do aktualnej listy kontrolnej powinien zostać dodany dodatkowy podpunkt. Listy kontrolne QRH dotyczące nienormalnych sytuacji są opracowywane aby dać załodze wskazówki dotyczące pojedynczej niesprawności konkretnej funkcji lub systemu. QRH jest krótką instrukcją i nie zawiera kombinacji wszystkich możliwych wielokrotnych awarii wszystkich systemów, gdyż to spowodowałoby jego złożoność. Instrukcje dotyczące list kontrolnych informują, że zakłada się iż przed rozpoczęciem czynności zawartych w listach kontrolnych dotyczących sytuacji nienormalnych (NNC) elementy sterujące poszczególnych systemów są normalnej konfiguracji odpowiadającej danej fazie lotu,. W odniesieniu do rozważanego zdarzenia normalna konfiguracja oznacza, że stosowne bezpieczniki są we właściwych położeniach (zamknięte).*

**4.1.1.3. Opracować listę kontrolną dotyczącą postępowania załogi w przypadku całkowitego braku możliwości wypuszczenia podwozia.**

**Odpowiedź firmy Boeing na zalecenie 4.1.1.3.**

*Boeing nie zgadza się z zaleceniem, że powinna zostać dodana odrębna lista kontrolna dla lądowania ze schowanym podwoziem. Sekcja 14 QRH zawiera listę kontrolną, która powinna być stosowana w przypadku, gdy położenie podwozia nie zgadza się z położeniem dźwigni sterowania podwoziem. Lista ta zawiera instrukcję wykorzystania systemu alternatywnego w celu wypuszczenia podwozia. Jeżeli którakolwiek lampka sygnalizująca wypuszczenie podwozia (zielona) nadal nie świeci, lista kontrolna nakazuje załodze planowanie lądowania na wypuszczonej części podwozia, co obejmuje również przypadek, że żadna część podwozia nie została wypuszczona.*

*Instrukcja szkolenia załogi lotniczej zawiera dalsze wskazówki dotyczące kombinacji przypadków niezgodności położenia podwozia. Jedna z tych kombinacji obejmuje wszystkie elementy podwozia schowane (lub częściowo wypuszczone); załączone wskazówki zawierają oczekiwanie, że w pierwszej kolejności silniki zetkną się z podłożem i instrukcję aby użyć steru kierunku w celu utrzymania się w osi pasa.*

**4.1.1.4. Wprowadzić obowiązkowy biuletyn przewidujący konieczność wprowadzenia fizycznych zabezpieczeń bezpieczników położonych w strefach bezpośredniego kontaktu z butami, wyposażeniem do sprzątania, bagażem itp., w których może dojść do uszkodzenia bezpieczników lub ich ustawienia w niewłaściwym położeniu. Dotyczy to wszystkich operatorów samolotów B767, którzy nie wprowadzili takich zabezpieczeń na eksploatowanych samolotach poniżej linii produkcyjnej nr 863.**

#### **Odpowiedź firmy Boeing na zalecenie 4.1.1.4.**

Boeing jest obecnie w trakcie opracowywania biuletynu serwisowego, który będzie obejmował instrukcje i zestaw części dla użytkowników w celu zamontowania ochron bezpieczników zgodnych z tymi, które są instalowane podczas produkcji poczynając od numeru linii 863. Przewidujemy, że biuletyn ten będzie dostępny dla użytkowników w pierwszym kwartale 2014 roku.

#### **4.1.2. Propozycje zaleceń dla PLL LOT S.A. i odpowiedzi otrzymane 14 sierpnia 2012 roku (cytaty):**

Po przeprowadzeniu analizy działania załogi oraz służb lotniskowych, związanej z wypadkiem samolotu B-767 o znakach rozpoznawczych SP-LPC – lądowanie bez wypuszczonego podwozia, który zaistniał w dniu 1 listopada 2011 roku na lotnisku Warszawa-Okęcie (EPWA), Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych na podstawie dotychczasowej analizy zebranych materiałów (badanie wypadku nie jest zakończone) stwierdza następujące fakty:

- Zawarta w QRH (Quick Reference Handbook) D632T001-35LOT lista kontrolna (checklist) dotycząca utraty ciśnienia w centralnym systemie hydraulicznym (str. 13.4) nie doprowadziła załogi do finalnego etapu pomyślnego wypuszczenia podwozia przy użyciu alternatywnego systemu jego wypuszczenia. Załoga doszła do punktu (str. 13.7):  
(wycinek z listy kontrolnej HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only) )

***ALTN GEAR EXTEND switch.....DN***

Wobec braku spełnienia warunku, że po tych działaniach powinny zaświecić się lampki sygnalizujące wypuszczenie podwozia, załoga nie mogła kontynuować realizacji następnych czynności wynikających z listy kontrolnej, **czyli przestawienia dźwigni sterowania wypuszczeniem podwozia w położenie DN;**

***LANDING GEAR LEVER .....DN.***

Lista kontrolna dotycząca braku ciśnienia w centralnym systemie hydraulicznym - HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only) – str. 13.4 QRH nie uwzględnia braku możliwości wypuszczenia podwozia przy wykorzystaniu alternatywnego systemu wypuszczania podwozia – bez względu na przyczynę niezadziałania tego systemu. Nie zawiera wskazówek co do dalszego postępowania załogi w wypadku niezadziałania systemu alternatywnego, dotyczy to również list kontrolnych HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (L and C) oraz HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (R and C).

- Ww. listy kontrolne nie odsyłają również do rozdziału zawierającego listy kontrolne dotyczące nienormalnego działania systemów związanych z podwoziem samolotu (*Non-Normal Checklists, Landing Gear, Section 14*).



- Zawarta w ww. rozdziale lista kontrolna GEAR DISAGREE (str. 14.12) w swej treści również nie uwzględnia możliwości niezadziałania systemu alternatywnego wypuszczania podwozia. Uwzględnia możliwość częściowego nie wypuszczenia podwozia (nie wypuszczenie którejkolwiek z goleni podwozia). Nie uwzględnia możliwości całkowitego nie wypuszczenia podwozia (tzn. wszystkich trzech goleni), a tym samym nie zawiera wskazówek dla załogi jak przeprowadzić lądowanie z całkowicie schowanym podwoziem.
- Obowiązujący w czasie zaistnienia wypadku QRH samolotu B767 D632T001-35LOT, opracowany przez producenta, nie zawiera żadnych wskazówek dla załóg jak mają postępować w przypadku nie zadziałania systemów wypuszczania podwozia zarówno zasadniczego jak i alternatywnego (awaryjnego). Brak jest opracowanej w przypadku zaistnienia takiej sytuacji stosownej listy kontrolnej np. **ALL GEAR UP LANDING**.
- Na podstawie dotychczas przeprowadzonych analiz technicznych PKBWL może stwierdzić, że najbardziej prawdopodobnym powodem niezadziałania alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia było położenie „wyłączone” bezpiecznika C829 BUT BUS DISTR umieszczonego na panelu P6-1 w trakcie próby wypuszczania podwozia z użyciem tej instalacji. Odrębną kwestią pozostaje wyjaśnienie co było/mogło być powodem, że w danym momencie bezpiecznik ten był w położeniu „wyłączonym”.

**Wobec powyższego, na tym etapie prowadzonego badania wypadku lotniczego, mając na względzie przede wszystkim bezpieczeństwo wykonywania operacji lotniczych, Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych zaleca:**

**Polskim Liniom Lotniczym LOT S.A. w porozumieniu z Producentem samolotu B-767:**

**4.1.2.1. Zweryfikować i zmodyfikować przytoczone powyżej listy kontrolne biorąc pod uwagę wnioski przedstawione przez Komisję.**

**Odpowiedź PLL LOT S.A. na zalecenie 4.1.2.1.**

*W ramach weryfikacji przytoczonych list kontrolnych proponujemy w procedurze HYDRAULIC SYSTEM PRESSURE (C only) usunąć zapis „After gear down lights illuminate”.*

*PLL LOT S.A. wprowadziły procedurę „GEAR UP LANDING” odwołującą się do procedury „GEAR DISAGREE”.*

*W procedurze „GEAR DISAGREE” proponujemy zapisać: „Any, or all gear down (green) light not illuminated”. Technika lądowania bez podwozia jest opisana w FCTM i jest znana załogom.*

*Reasumując, powyższe zalecenie jest w części zrealizowane.*

**4.1.2.2. W przypadku konieczności wypuszczania podwozia systemem alternatywnym i zaistnienia trudności związanych z jego wypuszczeniem, zmodyfikować listy kontrolne poprzez dodanie podpunktu dotyczącego sprawdzenia przez załogę bezpieczników C4248 LANDING GEAR – ALT EXT MOTOR i C829 BAT BUS DISTR.**

**Odpowiedź PLL LOT S.A. na zalecenie 4.1.2.2.**

*Odnosnie powyższego zalecenia PLL LOT S.A. nie widzi na tym etapie wystarczających przesłanek do jego realizacji.*

**4.1.2.3. Opracować listę kontrolną dotyczącą postępowania załogi w przypadku całkowitego braku możliwości wypuszczenia podwozia.**

**Odpowiedź PLL LOT S.A. na zalecenie 4.1.2.3.**

*Odnosnie powyższego zalecenia PLL LOT S.A. nie widzi na tym etapie wystarczających przesłanek do jego realizacji.*

**4.1.2.4. W porozumieniu z producentem samolotu, na użytkowanych przez Operatora egzemplarzach samolotów nie posiadających zabezpieczeń bezpieczników położonych w strefach bezpośredniego kontaktu z butami, wyposażeniem do sprzątnięcia, bagażem podręcznym etc. (tj. miejsc w których może dojść do uszkodzenia bezpieczników lub ich „wybicia”) - wprowadzić takie zabezpieczenia.**

**Odpowiedź PLL LOT S.A. na zalecenie 4.1.2.4.**

*W zakresie powyższego zalecenia Biuro Zarządzania Ciągłą Zdatością do lotu zwróciło się 27 czerwca 2012 roku do firmy Boeing z prośbą o opracowanie dokumentacji (Service Bulletin – SB), na podstawie której byłoby możliwe wprowadzenie zabezpieczenia bezpieczników położonych w strefach bezpośredniego kontaktu z butami, wyposażeniem do sprzątnięcia, bagażem podręcznym itp. W chwili obecnej oczekujemy na przedstawienie oferty na realizację tych prac.*

**4.1.3. Propozycja zalecenia dla Przedsiębiorstwa Państwowe Porty Lotnicze i odpowiedź uzyskana 7 stycznia 2014 (podsumowanie).**

Po przeprowadzeniu analizy działania załogi oraz służb lotniskowych, związanej z wypadkiem samolotu B767 o znakach rozpoznawczych SP-LPC – lądowanie bez wypuszczonego podwozia, który zaistniał w dniu 1 listopada 2011 roku na lotnisku Warszawa-Okęcie (EPWA), Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych na podstawie dotychczasowej analizy zebranych materiałów (badanie wypadku nie jest zakończone) stwierdza następujący fakt:

- Po ewakuacji pasażerów ze statku powietrznego nie było właściwej organizacji i koordynacji szybkiego i płynnego ich przemieszczania w wyznaczony rejon lub do wyznaczonych środków transportu.

**Wobec powyższego, na tym etapie prowadzonego badania wypadku lotniczego, mając na względzie przede wszystkim bezpieczeństwo wykonywania operacji lotniczych, Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych zaleca:**

**Zarządzającemu lotniskiem Warszawa - Chopin:**

**Opracować procedury dotyczące organizacji szybkiego i płynnego przemieszczania pasażerów po przeprowadzonej ewakuacji ze statku powietrznego w wyznaczony rejon lub do wyznaczonych środków transportu.**

**Odpowiedź Przedsiębiorstwa Państwowego „Porty Lotnicze”:**

Wypadek lotniczy nr 1400/11 jaki miał miejsce w dniu 01.11.2011 r. na Lotnisku Chopina w Warszawie z udziałem samolotu typu B767-300ER o znakach rejestracyjnych SP-LPC został szczegółowo przeanalizowany przez służby odpowiedzialne za prowadzenie i koordynację działań ratowniczo-gaśniczych na lotnisku.

Wnioski z tej analizy zostały omówione w dniu 27.01.2013 r. na posiedzeniu Komitetu Bezpieczeństwa, którego członkami są przedstawiciele zarówno komórek wewnętrznych PPL jak i przedstawiciele służb państwowych, wojska, PAŻP oraz agentów obsługi naziemnej. W trakcie spotkania zaprezentowano analizę zdarzenia oraz przedyskutowano wnioski i zalecenia profilaktyczne związane z w/w wypadkiem lotniczym, w tym zwrócono uwagę na aspekty związane z organizacją przemieszczania pasażerów po przeprowadzonej ewakuacji ze statku powietrznego. Powyższe aspekty były również elementem ćwiczenia pod kryptonimem *Wypadek 2012*.

Ponadto aspekty związane z alarmowaniem, osiągnięciem właściwego czasu reakcji oraz sprawnym przegrupowywaniem sił i środków są stałym elementem ćwiczeń „częstkowych” jakie regularnie odbywają się na Lotnisku Chopina w Warszawie średnio raz na kwartał.

Ostatnim elementem, na jaki należy zwrócić uwagę jest wdrożenie procedury LERAP (Local Emergency Response Action Plan), która zapewnia koordynację działań związanych z przepływem pasażerów od miejsca zdarzenia lotniczego do chwili opuszczenia lotniska.

Od 23 września 2013 roku lotnisko EPWA posiada możliwość usuwania unieruchomionych statków powietrznych kategorii Boeing 787.

**Po zakończeniu badania PKBWL nie sformułowała dodatkowych zaleceń dotyczących bezpieczeństwa.**

## **5. ZAŁĄCZNIKI**

1. Raport z badań przewodu hydraulicznego (NTSB)
2. Raport z badań bezpieczników (BOEING)
3. Raport z badań siłownika alternatywnego systemu wypuszczania podwozia (EATON)
4. Analizy i testy obwodów i elementów instalacji elektrycznej samolotu SP-LPC
5. Ekspertyza psychologiczna działania załogi samolotu SP-LPC
6. Ewakuacja pasażerów z samolotu SP-LPC
7. Akcja ratowniczo- gaśnicza po lądowaniu samolotu SP-LPC

KONIEC

.....

## RAPORT Z BADAŃ PRZEWODU HYDRAULICZNEGO

**NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD**

Office of Research and Engineering  
Materials Laboratory Division  
Washington, D.C. 20594



29 czerwiec, 2012

RAPORT FAKTOGRAFICZNY LABORATORIUM MATERIAŁOWEGO

Raport Nr 12-072

**A. INFORMACJA O WYPADKU**

Miejsce : Warszawa, Polska  
Data : 11 listopad, 2011  
Pojazd : Boeing 767  
Nr NTSB : DCA12WA009  
Badający : Joseph Sedor  
NTSB – Pełnomocny przedstawiciel

**B. BADANE ELEMENTY**

Przewód hydrauliczny

**C. SZCZEGÓŁY BADANIA**

Przewód hydrauliczny podwozia pokazany na Ilustracjach 1 i 2, został przekazany do Laboratorium Materiałowego NTSB w celu zbadania mechanizmu jego uszkodzenia. Przekazany przewód był przewodem Aeroquip AC127J-0300SS. Wysokociśnieniowy przewód o średnicy 0,625 cala składał się z dwuwarstwowego przewodu z Teflonu® pokrytego dwuwarstwowym węzłem ciśnieniowym składającym się z zewnętrznej warstwy tekstylnej z wewnętrzną warstwą Kevlar®. Na każdym końcu przewód miał zaciskane złącze męskie bez wyrzuszenia. Każde złącze składało się z króćca, nazywanego nyplą, na którym został zamocowany wąż teflonowy. Następnie nyplę, wąż i wąż ciśnieniowy były okryte metalowym kołnierzem zwanym gniazdem.

Podczas wstępnych oględzin na jednym końcu przewodu zaobserwowano otwór w rękawie w pobliżu nypli i gniazda. Pod uszkodzonym rękawem w wewnętrznym przewodzie znaleziono szczelinę. Powiększone zdjęcie szczeliny przedstawiono na Ilustracji 3. Szczelina przechodziła przez całą grubość węża. W celu określenia przyczyny powstania szczeliny po usunięciu nypli, gniazda i rękawa badano szczelinę przy użyciu mikroskopu stereoskopowego przy powiększeniu od 5 razy do 50 razy. Przy powiększeniu stwierdzono, że szczelina była spowodowana dwoma pęknięciami w ścianie przewodu na całej jej grubości, co pokazano na Ilustracji 4.

W celu określenia mechanizmu pęknięcia, powierzchnie pęknięć szczeliny były badane przy użyciu skaningowego mikroskopu elektronowego (SEM). Ogólny widok szczeliny w powiększeniu pokazano na Ilustracji 3. Przy powiększeniu stwierdzono, że dwie powierzchnie pęknięć nie pasowały do siebie i brakowało części materiału. Jest to zgodne z zaobserwowaniem

---

interakcji dwu pęknięć, które spowodowały utratę małego kawałka przewodu między tymi pęknięciami. Powierzchnia pęknięcia pierwotnego była spłaszczona i zatarta, co wskazywało na znaczne uszkodzenia szczeliny wynikające z ponownego kontaktu i niemożliwa była wizualizacja żadnych cech charakterystycznych tych pęknięć.

Powierzchnia pęknięcia wtórnego, pokazana na Ilustracjach 5-7, wykazywała kilka wyraźnych cech pęknięć zgodnych z tymi, które zostały określone w ASTM C1256<sup>1</sup>. Rozgałęzione pęknięcia pokazane na Ilustracji 8 i cienkie włókienka pokazane na Ilustracji 9, są typowymi oznakami powolnego narastania szczeliny w materiałach polimerycznych. Kierunek narastania szczeliny świadczy, że początkowe pęknięcie prawdopodobnie zostało zainicjowane po prawej stronie szczeliny (z nyplem/ gniazdem usytuowanym powyżej pęknięcia) oraz na wewnętrznej powierzchni przewodu, jak pokazano na Ilustracji 7. Charakter pęknięcia wskazuje, że prawdopodobnie była to relaksacja naprężeń materiału przewodu, w wyniku czego doszło do pełzania materiału. Wynikło to z prawdopodobnego załamania/skręcenia przy nyplu i gnieździe. Według producenta przewodu (Aeroquip / Easton) załamania/skręcenia w tym miejscu są powszechne, ponieważ przewód nie ma obrotowego połączenia i często zostaje załamany/skręcony podczas instalacji.

Wewnętrzna kewlarowa wyściółka węża ciśnieniowego miała ślady otarć. Wskazuje to na powtarzające się zginanie przewodu spowodowane zmianami ciśnienia podczas pracy podwozia. Według producenta, może to także oznaczać, że przewód nie został zainstalowany całkowicie prosto.”

Nancy B. McAtee

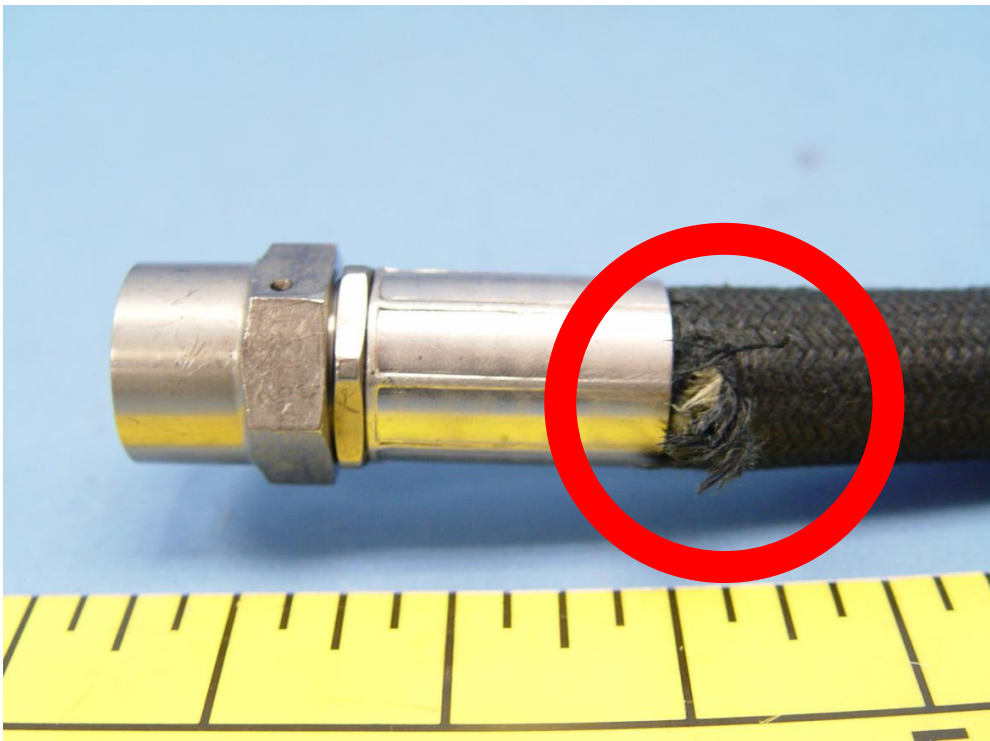
Chemik

---

<sup>1</sup> Pęknięcia polimerów często zachowują się podobnie do pęknięć szkła.  
ASTM C1256-93 *Standardowe sposoby interpretowania cech pęknięć powierzchniowych szkła*



**Ilustracja 1. Ogólny widok przewodu hydraulicznego z wypadku.**



**Ilustracja 2. Zdjęcie uszkodzenia przewodu hydraulicznego w powiększeniu (obszar zaznaczony czerwonym okręgiem)**



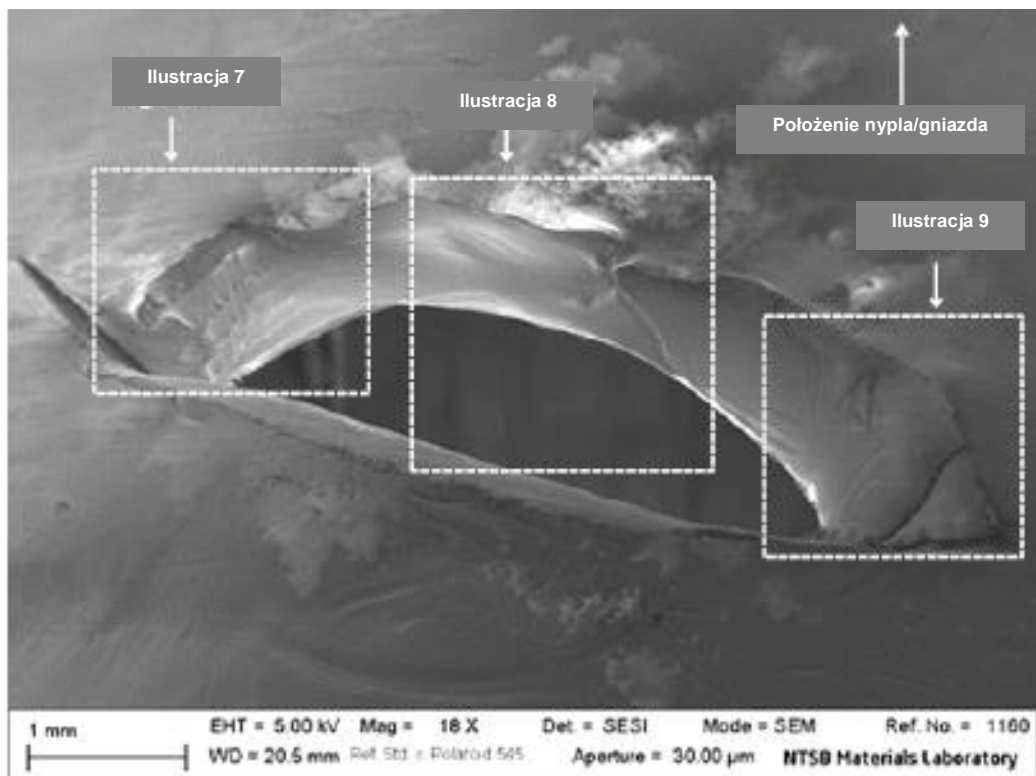


**Ilustracja 3. Zdjęcie otworu w powiększeniu.**

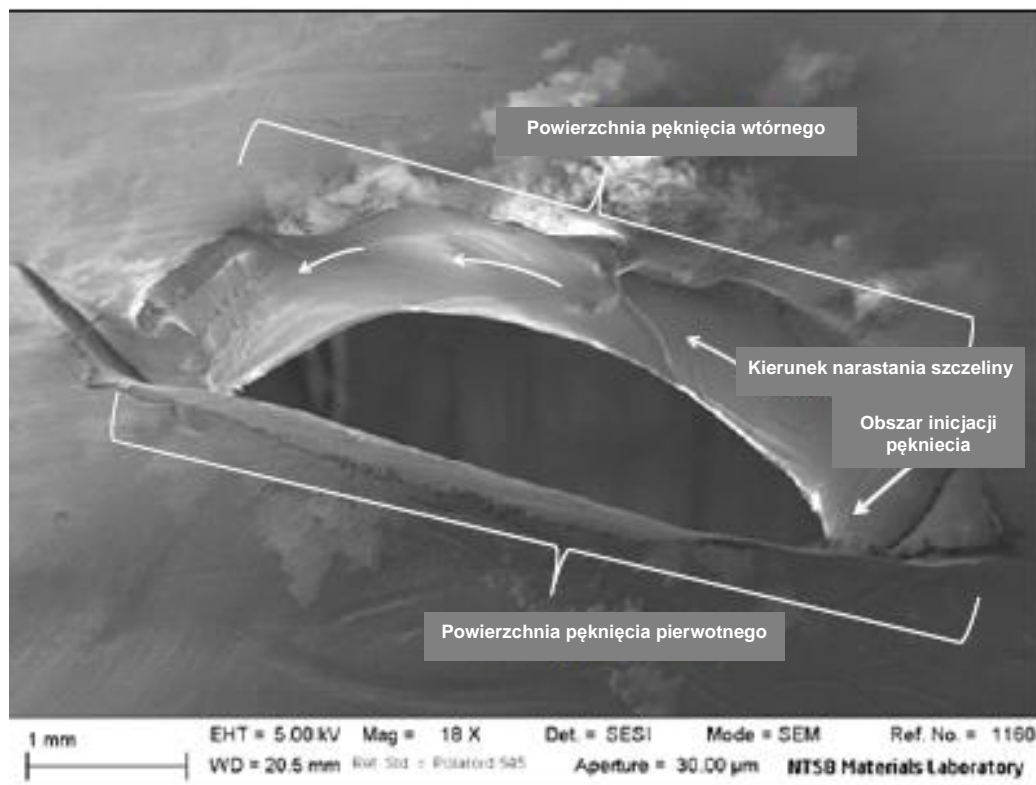


**Ilustracja 4. Zdjęcie szczeliny w ścianie bocznej przewodu w powiększeniu.**

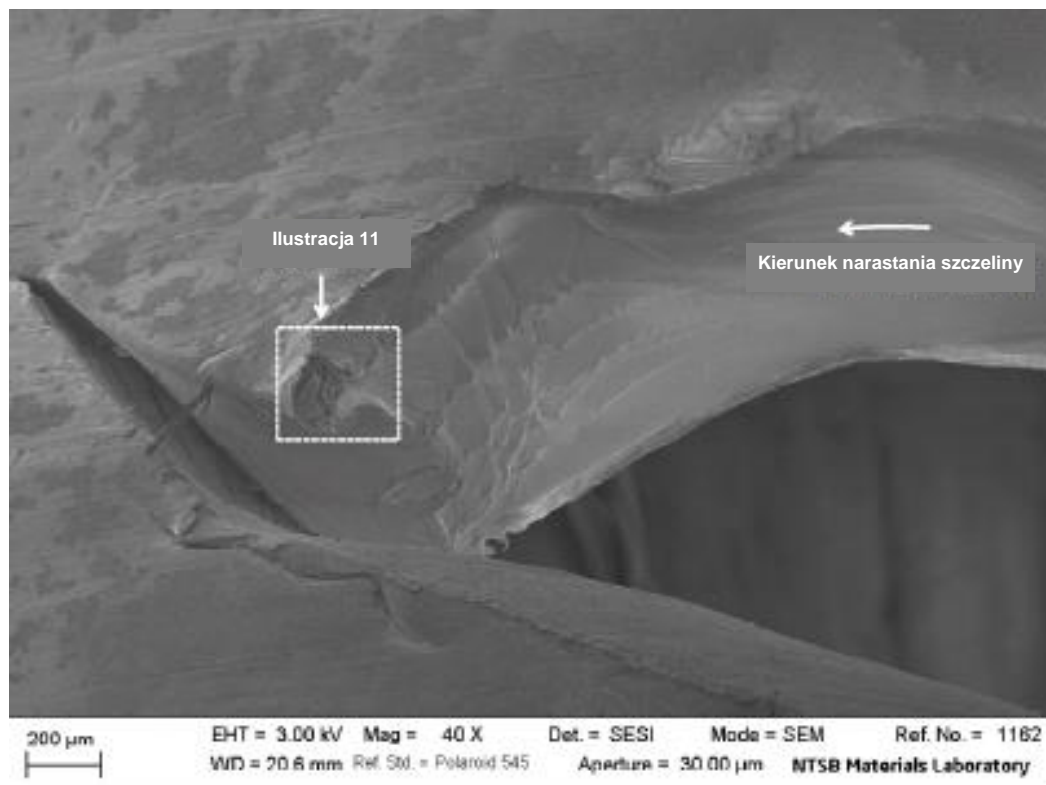




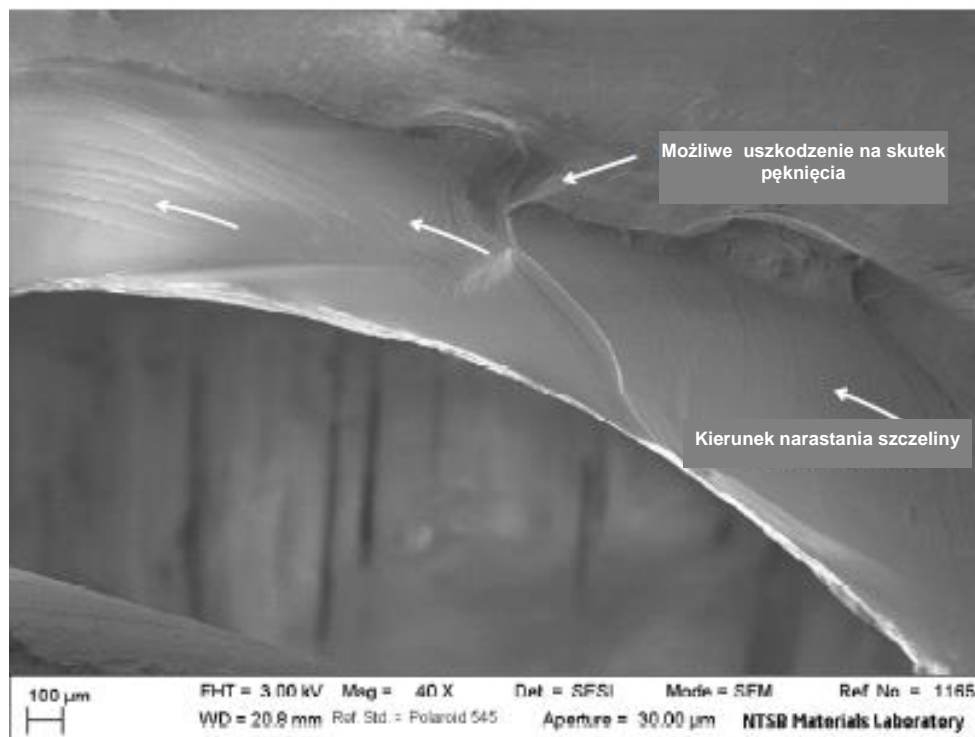
**Ilustracja 5. Szczelina w zobrazeniu SEM z zaznaczonymi obszarami zainteresowania.**



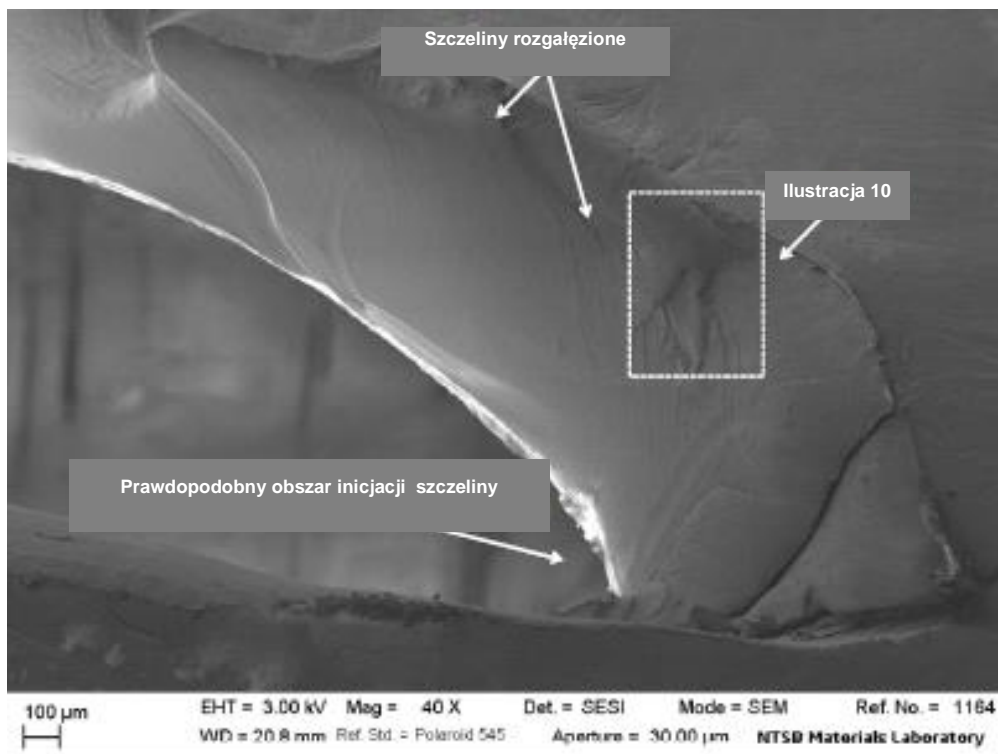
**Ilustracja 6. Szczelina w zobrazeniu SEM z opisanymi obszarami zainteresowania.**



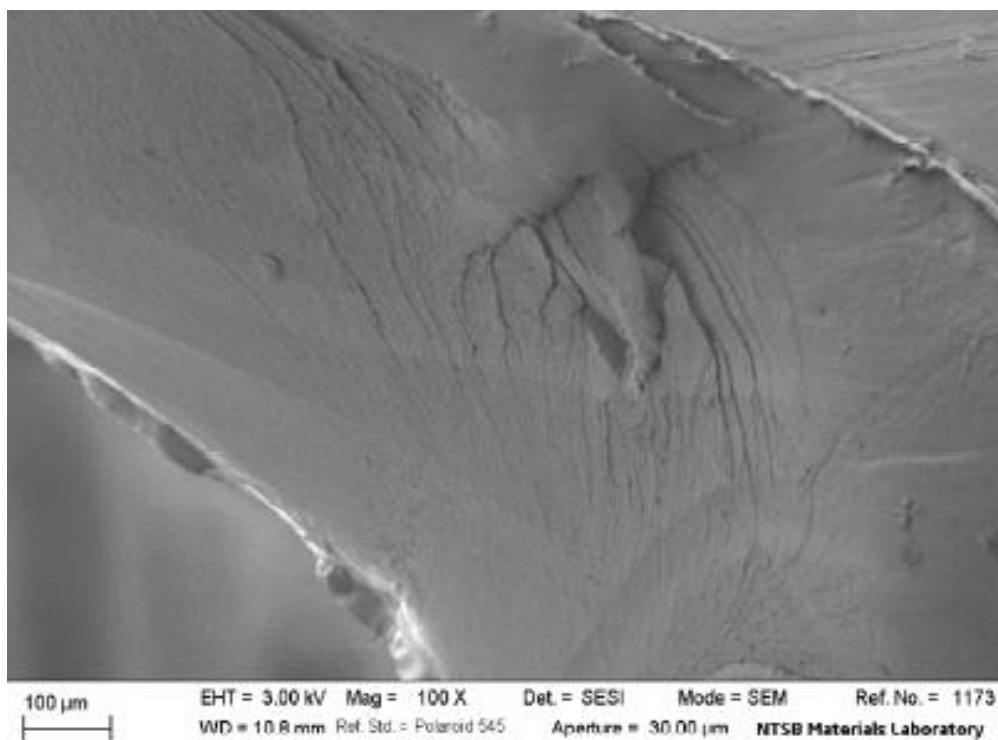
Ilustracja 7. Lewa strona powierzchni pęknięcia wtórnego w zobrazowaniu SEM.



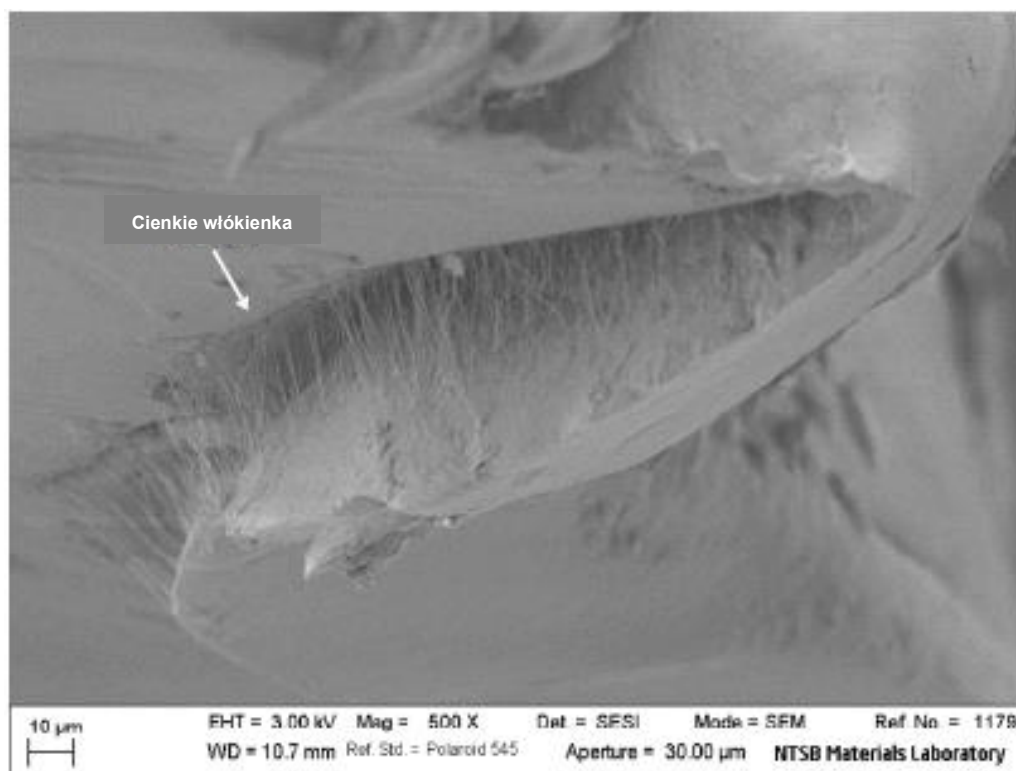
Ilustracja 8. Środkowa część powierzchni pęknięcia wtórnego w zobrazowaniu SEM.



**Ilustracja 9. Środkowa część powierzchni pęknięcia wtórnego i obszar inicjacji szczeliny w zobrazowaniu SEM.**

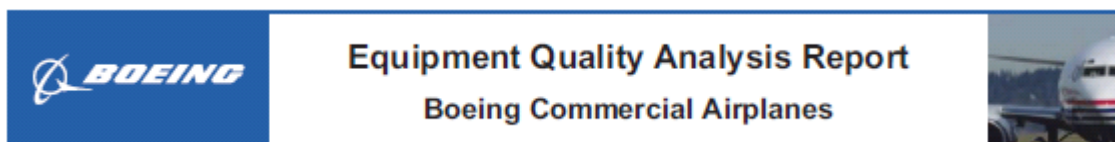


**Ilustracja 10. Szczeliny rozgałęzione i ślady szczelin kierunkowych w powiększonym zobrazowaniu SEM.**



**Ilustracja 11. Cienkie włókienka w powiększonym zobrazowaniu SEM.**

## RAPORT Z BADAŃ BEZPIECZNIKÓW



<b>KLIENT:</b> NTSB	<b>NUMER EQA:</b>	AS11546R
	<b>DATA:</b>	6 marzec 2012
	<b>NUMER MODELU:</b>	767-300EREM
	<b>NUMERY SAMOLOTU:</b>	VN293 / SP-LPC
<b>PRZEDMIOT:</b>	<b><i>Badanie bezpiecznika C829 (Battery Bus Distribution) i bezpiecznika C4248 (Landing Gear Alternate Extend Motor) wybudowanych z samolotu 767-300EREM, VN293</i></b>	
<b>IDENTYFIKACJA:</b>	Nazwa części:	Bezpiecznik (C829)
	Numer części wg. Boeinga:	BACC18Z7R
	Numer części wg. dostawcy:	2TC6-71/2
	Dostawca:	Klixon, Texas Instruments
	Kod daty:	9651
<b>IDENTYFIKACJA:</b>	Nazwa części:	Bezpiecznik (C4282)
	Numer części wg. Boeinga:	BACC18x25
	Numer części wg. dostawcy:	700-038-25
	Dostawca:	Produkty mechaniczne
	Kod daty:	9647
<b>ODNOŚNIKI:</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>a) Numer wypadku wg. NTSB: DCA12WA009</li> <li>b) SR 1-2053370341</li> <li>c) COSP report number: 2011-1420</li> <li>d) Boeing Part Standard BACC18Z REV AC</li> <li>e) Boeing Part Standard BACC18X REV U</li> <li>f) Boeing Part Specification BPS-C-144 REV B</li> <li>g) LOT Workshop Engineering Order TWPA/767/0963/11/R00</li> <li>h) Wiring Diagram Manual D280T134, section 24-33-11</li> <li>i) Wiring Diagram Manual D280T134, section 32-35-11</li> </ul>	

**WPROWADZENIE:**

Zgodnie z odnośnikami (a, b i c) samolot 767-300 (VN293) Polskich Linii Lotniczych (LOT) S.A. w dniu 1 listopada 2011 roku wykonał pomyślne lądowanie „bez podwozia” w Warszawie, w Polsce z powodu niewypuszczenia podwozia za pomocą alternatywnego systemu wypuszczania podwozia.

Bezpiecznik silnika alternatywnego systemu wypuszczania podwozia (C4248) i bezpiecznik szyny rozdzielczej akumulatora (C829), który zasila bezpiecznik C4248 napięciem stałym 28 V, zostały wymontowane z samolotu i wysłane do Boeing's Equipment Quality Analysis (EQA) w celu zbadania.

**KONTEKST:**

Polska Państwowa Komisja Badań Wypadków Lotniczych (PKBWL) rozpoczęła badanie zdarzenia. Po usunięciu samolotu z drogi startowej PKBWL przeprowadziła szeroko zakrojone badania mechaniczne i elektryczne przedmiotowych bezpieczników przedstawione w odnośniku g). Obydwa bezpieczniki zostały przesłane do Narodowej Rady Bezpieczeństwa Transportu (NTSB) z prośbą aby Boeing EQA powtórzył te badania i przeprowadził wizualne sprawdzenie wewnętrznych elementów obu bezpieczników. Sprawdzenie i badanie udokumentowane w niniejszym raporcie zostały przeprowadzone pod kierownictwem NTSB.

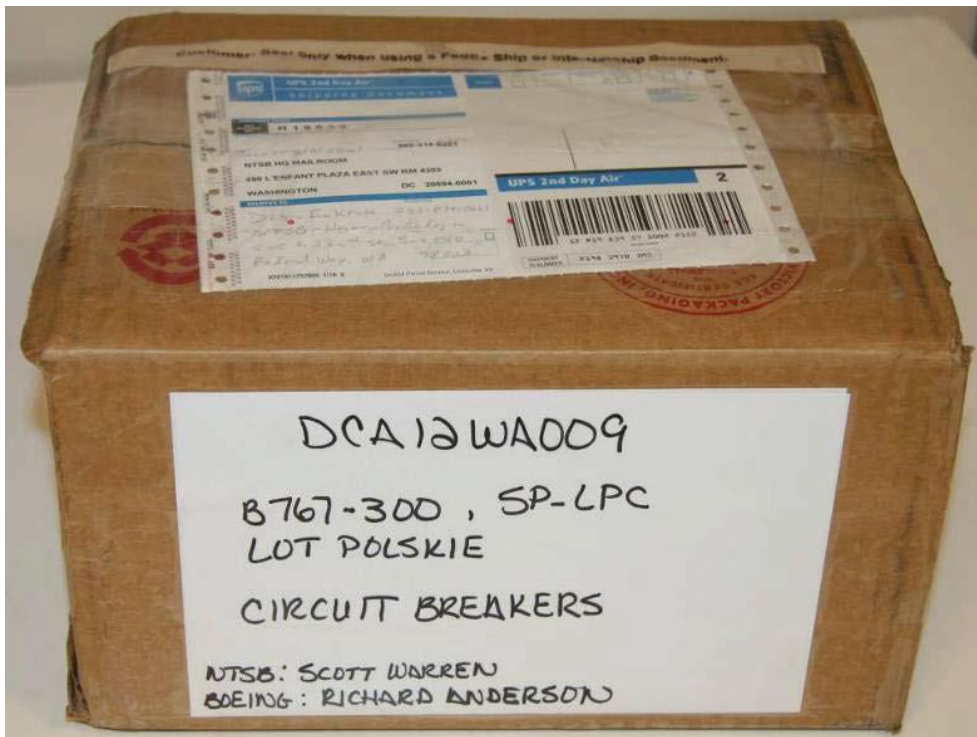
**PODSUMOWANIE:**

W żadnym bezpieczniku nie znaleziono żadnej usterki. Elektryczne i mechaniczne własności obu bezpieczników były zgodne z tymi, które zostały określone w odnośnikach (d, e i f).

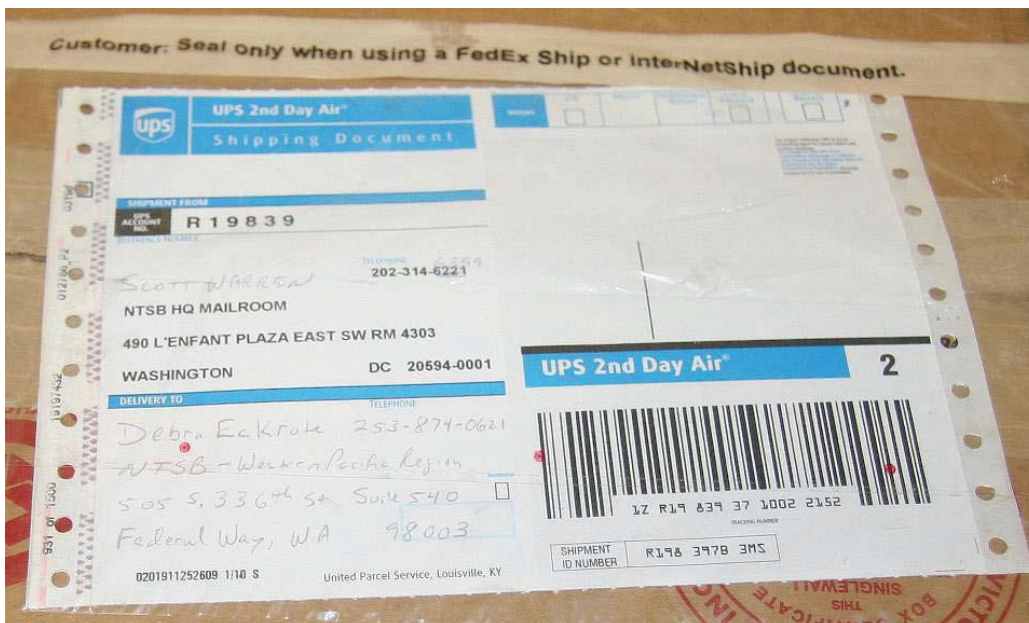
**WYNIKI SPRAWDZEŃ I BADAŃ:**

Pudełko zostało odebrane pod kontrolą NTSB. Nie było ono otwarte i wyglądało na nieuszkodzone. Ilustracje 1 i 2 pokazują pudełko zawierające dwa bezpieczniki w stanie, w jakim je otrzymano.



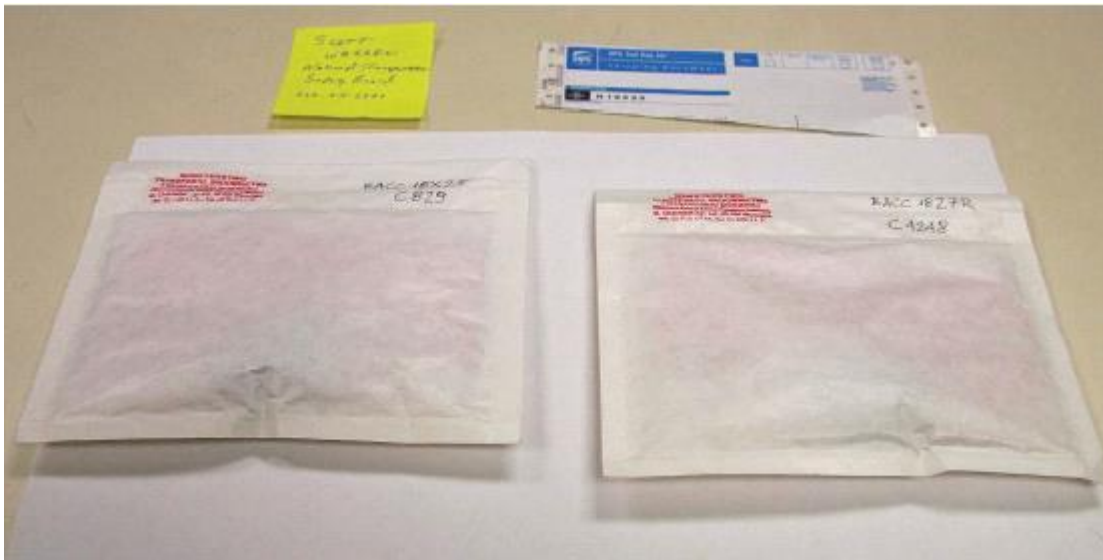


Ilustracja 1. Pudełko w stanie, w jakim je otrzymano.



Ilustracja 2: Powiększony widok naklejki przesyłkowej na górze pudełka.

Pudełko zostało otwarte a jego zawartość wyjęta. Na Ilustracjach od 3 do 9 pokazano wyjęte opakowania, wyjęte bezpieczniki i ich stan w momencie przyjęcia.

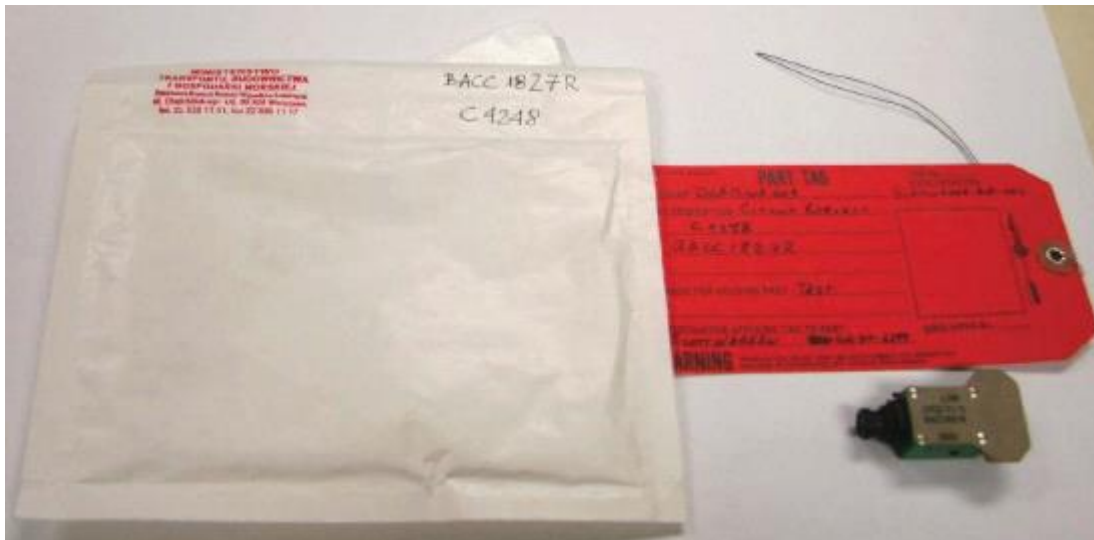


**Ilustracja 3.** Koperty zawierające bezpieczniki.



**Ilustracja 4.** Bezpiecznik BACC18X25 wyjęty z opakowania.



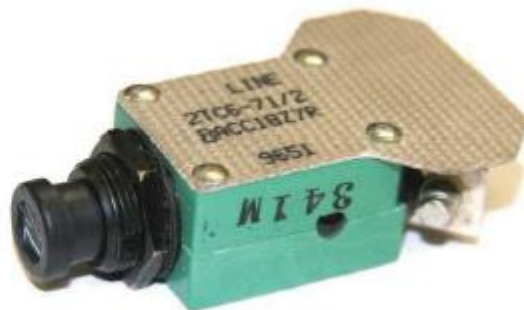


**Ilustracja 5.** Bezpiecznik BACC18Z7R wyjęty z opakowania.

Bezpiecznik BACC18Z7R został sfotografowany w stanie, w jakim był odebrany; patrz Ilustracje 6 i 7.



**Ilustracja 6.** Bezpiecznik BACC18Z7R w stanie, w jakim został odebrany.



**Ilustracja 7.** Bezpiecznik BACC18Z7R w stanie, w jakim został odebrany.

Bezpiecznik BACC18X25 został sfotografowany w stanie, w jakim był odebrany; patrz Ilustracje 8 i 9.



**Ilustracja 8.** Bezpiecznik BACC18X25 w stanie, w jakim został odebrany.



**Ilustracja 9.** Bezpiecznik BACC18X25 w stanie, w jakim został odebrany.

## WYNIKI BADAŃ I TESTÓW:

Charakterystyki elektryczne bezpieczników były sprawdzane przy użyciu zestawu kalibrowanych urządzeń pomiarowych ogólnego przeznaczenia. Poniżej znajduje się lista urządzeń pomiarowych zastosowanych do badania właściwości elektrycznych bezpieczników:

1. Tranzystorowy zestaw obciążeniowy (Transistor Devices Inc. P/N DLF 200) był używany jako kalibrowane obciążenie dla 100-amperowego zasilacza prądu stałego (HP P/N 6456B) w celu przetestowania charakterystyk prądowych każdego bezpiecznika.
2. Kalibrowane pomiary napięcia i prądu wykonano za pomocą dwu precyzyjnych multimetrów (Fluke P/N 289) i oscyloskopu cyfrowego (Tektronix P/N DPO 7254).
3. Dwa cęgowe mierniki prądu (Fluke P/N i1010 i Tektronix P/N A622) były również używane do weryfikacji natężenia prądu.
4. Do pomiarów rezystancji izolacji i upływności dielektrycznej użyto analizatora dielektrycznego Vitrek 944i.

Obydwa bezpieczniki zostały sprawdzone pod kątem dielektrycznego prądu upływu i rezystancji izolacji. Rejestrowane testy prowadzono na podstawie odnośnika f). Wyniki dla obu bezpieczników pokazano w Tabeli I.

<b>Tabela I. Wyniki pomiarów rezystancji izolacji i prądu upływności dielektrycznej dla BACC18X25 i BACC18Z7R</b>			
<b>Rezystancja izolacji</b>	<b>@ 500 VDC</b>	<b>Czas 1 min</b>	<b>Insulation resistance (minimum 100 MΩ)</b>
BACC18Z7R			176 GΩ
BACC18X25			170 GΩ
<b>Prąd upływności dielektrycznej</b>	<b>@ 1500 VDC</b>	<b>Czas 1 min</b>	<b>Prąd upływu (maksimum 2 mA)</b>
BACC18Z7R			853 nA
BACC18X25			966 nA

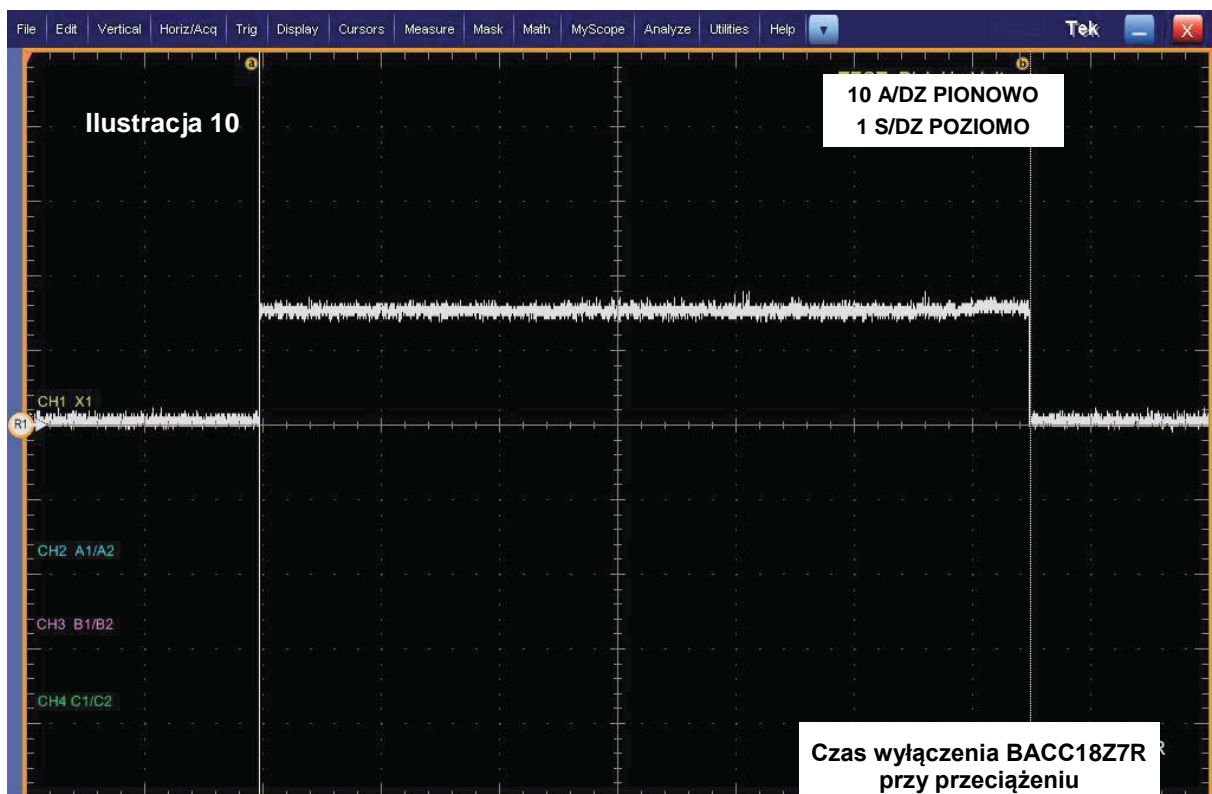
Charakterystyki elektryczne bezpieczników zostały zarejestrowane i pokazane oddzielnie w Tabelach II i III. Pomiary zostały przeprowadzone zgodnie z odnośnikami d) i e).

**Tabela II. Wyniki pomiarów elektrycznych dla BACC18Z7R**

Temperatura otoczenia: 73 stopnie F

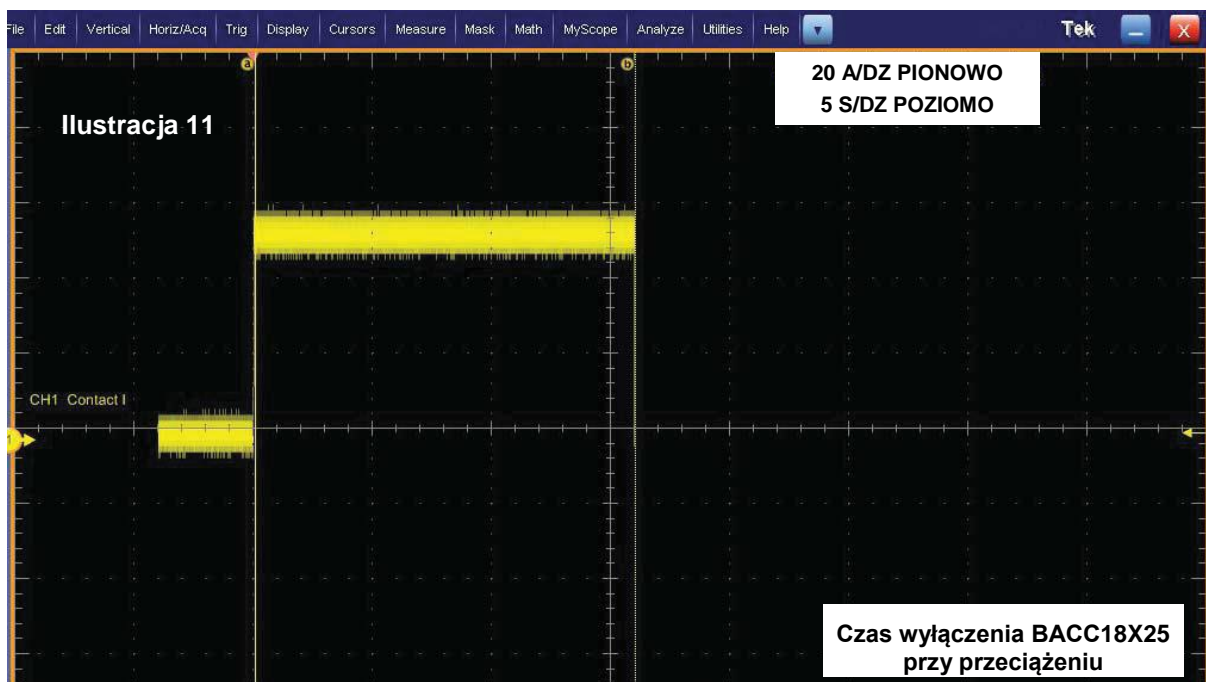
Test	@ Procent prądu znamionowego	Wymagany czas wyłączenia	Czas rzeczywisty
Graniczny czas wyłączenia	115 %	Min. 1h	Nie wyłączył się w ciągu 60 s
Graniczny czas wyłączenia	138 %	Max. 1h	56 s
Kalibracja przeciążenia	200 %	Min. 5s do max. 20s	13 s
Spadek napięcia	115 %	Max. Spadek napięcia nieokreślony	183 mV
Rezystancja styków	115 %	Max. Rezystancja styków nieokreślona	0,020 $\Omega$

Ilustracja 10 przedstawia oscyloskopowy obraz przebiegu prądu w funkcji czasu podczas pomiaru czasu wyłączenia bezpiecznika BACC18Z7R przy przeciążeniu równym 200% prądu znamionowego.



<b>Tabela III. Wyniki pomiarów elektrycznych dla BACC18X25</b>			
Temperatura otoczenia: 73 stopnie F			
Test	@ Procent prądu znamionowego	Wymagany czas wyłączenia	Czas rzeczywisty
Graniczny czas wyłączenia	115 %	Min. 1h	Nie wyłączył się w ciągu 60 s
Graniczny czas wyłączenia	138 %	Max. 1h	203 s
Kalibracja przeciążenia	200 %	Min. 12,5 s do max. 55 s	16 s
Spadek napięcia	115 %	Max. Spadek napięcia nieokreślony	167 mV
Rezystancja styków	115 %	Max. Rezystancja styków nieokreślona	0,020 $\Omega$

Ilustracja 11 przedstawia oscyloskopowy obraz przebiegu prądu w funkcji czasu podczas pomiaru czasu wyłączenia bezpiecznika BACC18X25 przy przeciążeniu równym 200% prądu znamionowego.



Siła potrzebna do zadziałania każdego z bezpieczników była mierzona z wykorzystaniem uchwytu pokazanego na Ilustracji 12. Wyniki pomiarów sił potrzebnych do wyciągnięcia i wciśnięcia bezpiecznika były zgodne z wymaganiami zawartymi w odnośnikach d) i e). Wyniki są pokazane w Tabelach wyników pomiarów mechanicznych nr IV i nr V.



**Ilustracja 12.** Stanowisko do pomiarów sił.

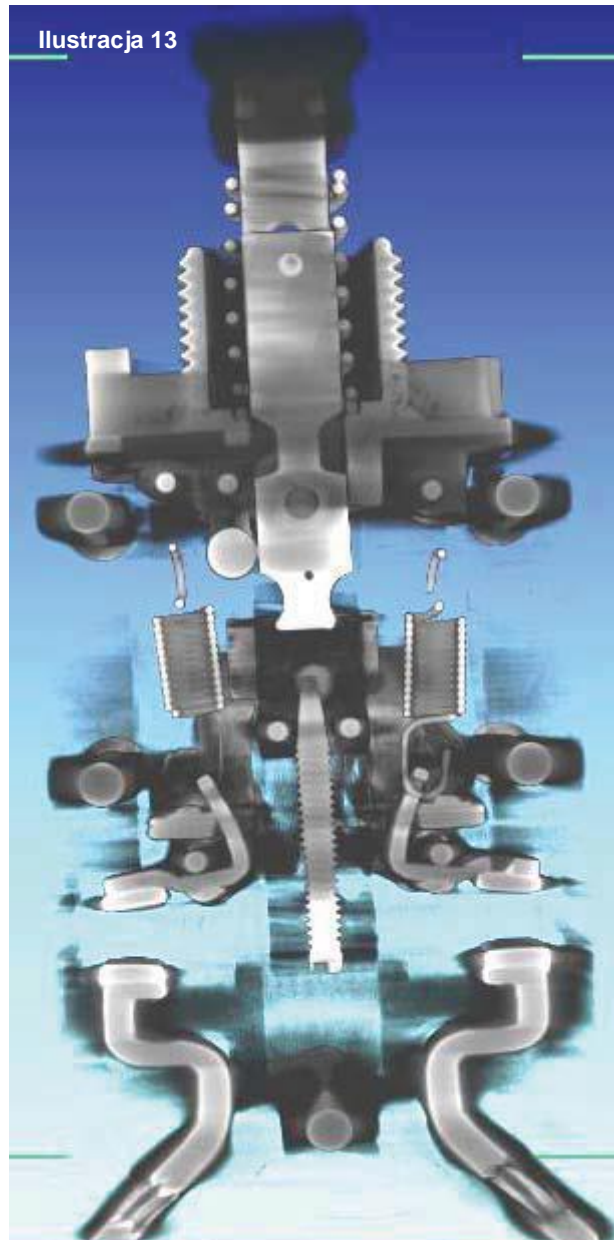
<b>Tabela IV. Wyniki pomiarów (sił) mechanicznych BACC18Z7R</b>		
<b>Siła potrzebna do zadziałania</b>	<b>Siła wymagana</b>	<b>Siła rzeczywista (X5)</b>
<b>Wyciągnięcie</b>	Min. 1,5 funta do max. 5 funtów	3,8; 3,5; 4,0; 4,5; 4,3
<b>Wciśnięcie</b>	Min. 1 funt do max. 5 funtów	2,0; 1,9; 1,9; 2,3; 2,1

<b>Tabela V. Wyniki pomiarów (sił) mechanicznych BACC18X25</b>		
<b>Siła potrzebna do zadziałania</b>	<b>Siła wymagana</b>	<b>Siła rzeczywista (X5)</b>
<b>Wyciągnięcie</b>	Min. 1,35 funta do max. 12 funtów	4,4; 4,9; 4,1; 3,9; 4,2
<b>Wciśnięcie</b>	Min. 2 funty do max. 16 funtów	8,1; 8,0; 8,0; 7,7; 8,4

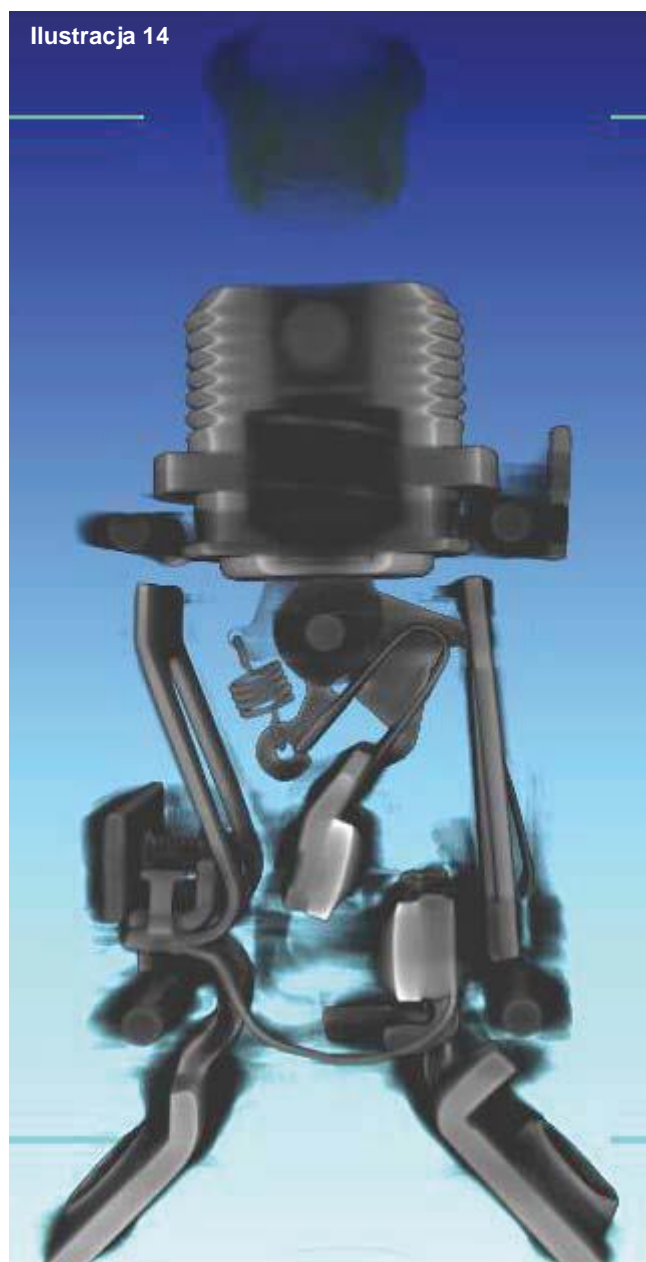


Przed demontażem wykonano tomografię komputerową (CT) każdego bezpiecznika; patrz Ilustracje 13 i 14. Nie zaobserwowano wyraźnych anomalii.

Na Ilustracji 13 pokazano zobrazowanie CT bezpiecznika BACC18X25.



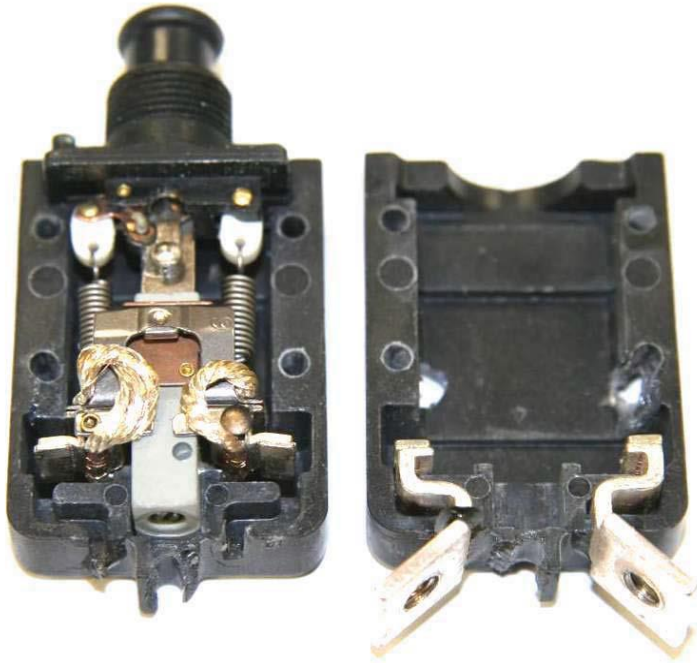
Na Ilustracji 14 pokazano zobrazowanie CT bezpiecznika BACC18Z7R.





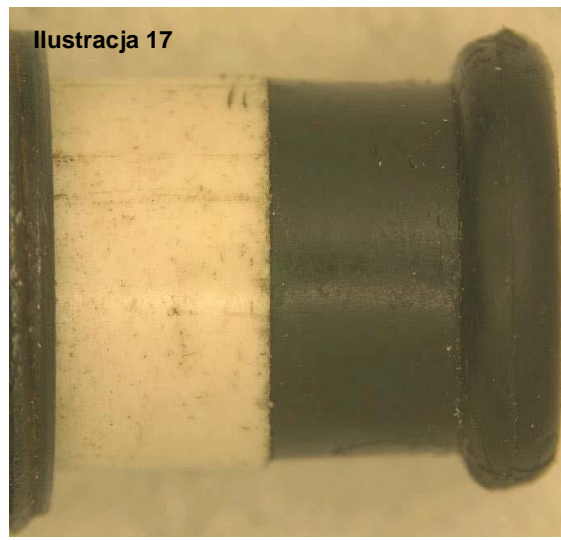
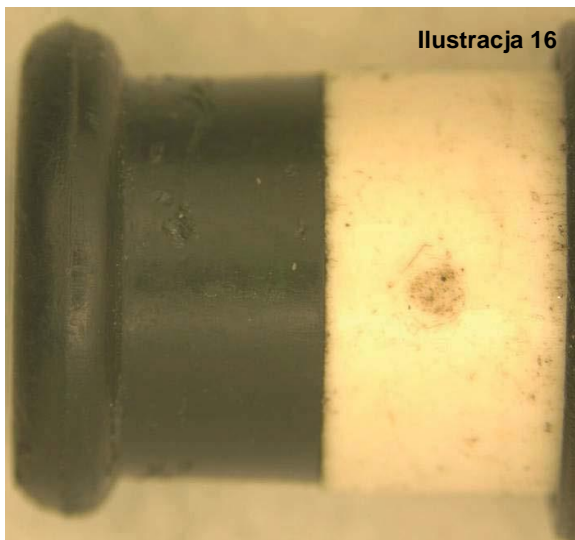
## DEMONTAŻ:

Na Ilustracji 15 pokazano rozmontowany bezpiecznik BACC18X25.



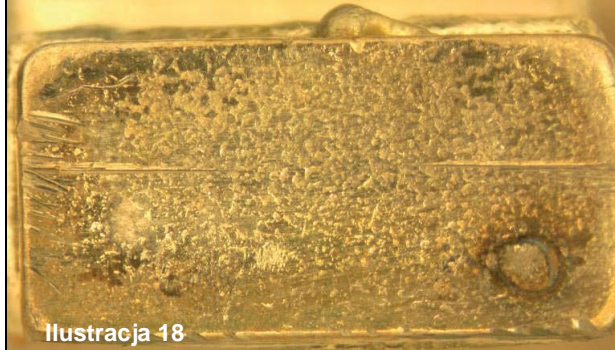
**Ilustracja 15:** Otwarta obudowa BACC18X25

Na Ilustracjach 16 i 17 pokazano główkę i trzon bezpiecznika. Niewielkie uszkodzenie na główce było spowodowane przez uchwyt popchnij-pociągnij używany do testowania własności mechanicznych.

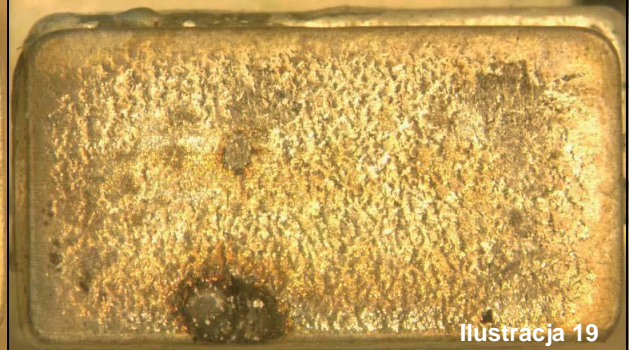


Styki bezpiecznika BACC18X25 pokazane są na ilustracjach od 18 do 21. Stan styków był normalny.

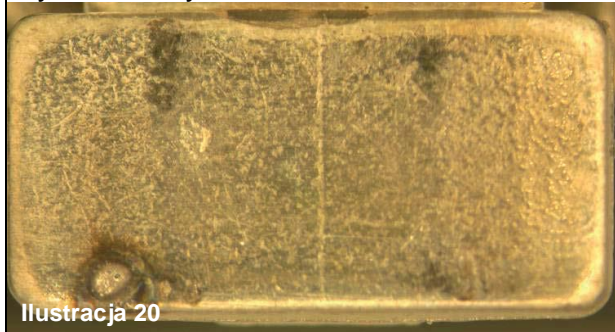
Styk stały nr 1



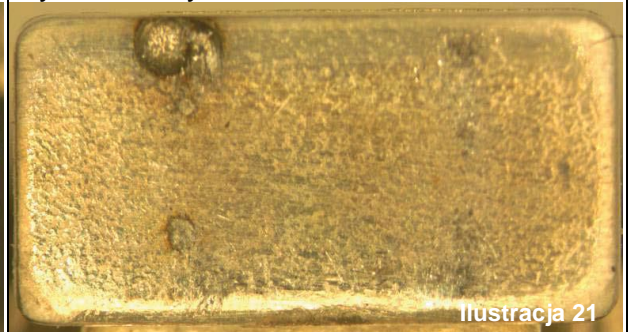
Styk stały nr 2



Styk ruchomy nr 1



Styk ruchomy nr 2

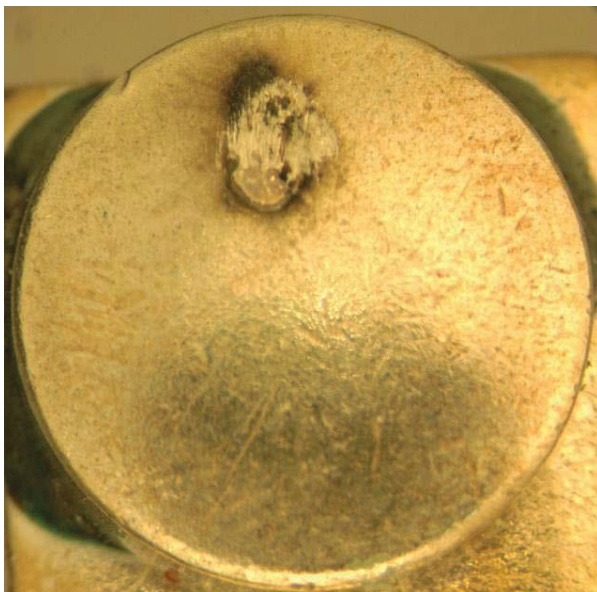


Na Ilustracji 22 pokazano rozmontowany bezpiecznik BACC18Z7R.

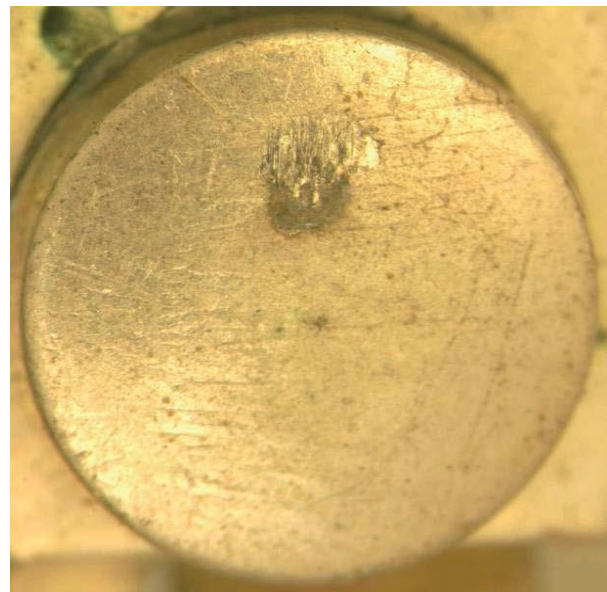


**Ilustracja 22:** Rozmontowany bezpiecznik BACC18Z7R.

Styki bezpiecznika BACC18Z7R pokazane są na Ilustracjach od 23 do 26. Stan styków był normalny.

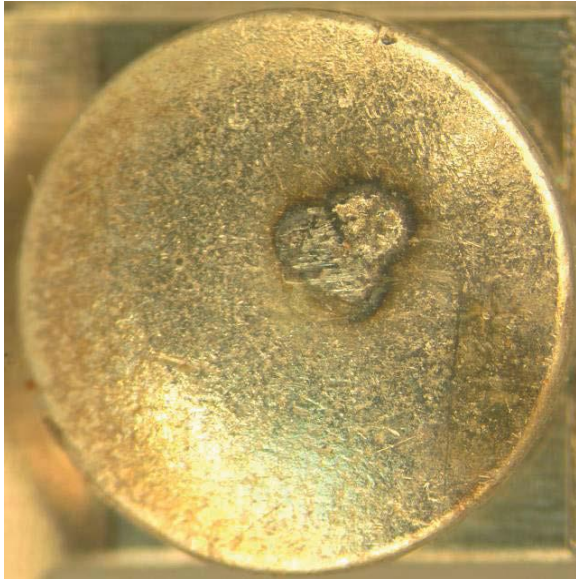


**Ilustracja 23:** Styk stały nr 1 z BACC18Z7R



**Ilustracja 24:** Styk stały nr 2 z BACC18Z7R



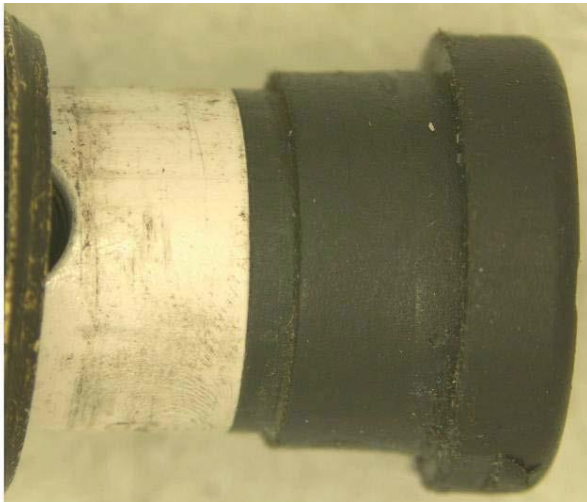


**Ilustracja 25:** Styk ruchomy nr 1 z BACC18Z7

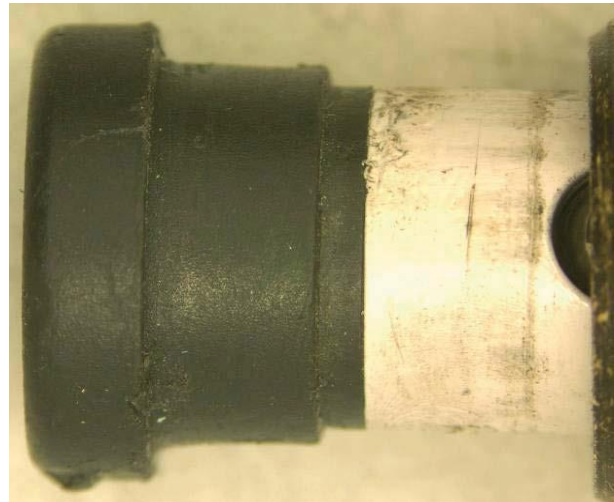


**Ilustracja 26:** Styk ruchomy nr 2 z BACC18Z7R

Na Ilustracjach 27 i 28 pokazano główkę i trzon bezpiecznika. Niewielkie uszkodzenie na główce było spowodowane przez uchwyt popchnij-pociągnij używany do testowania własności mechanicznych.

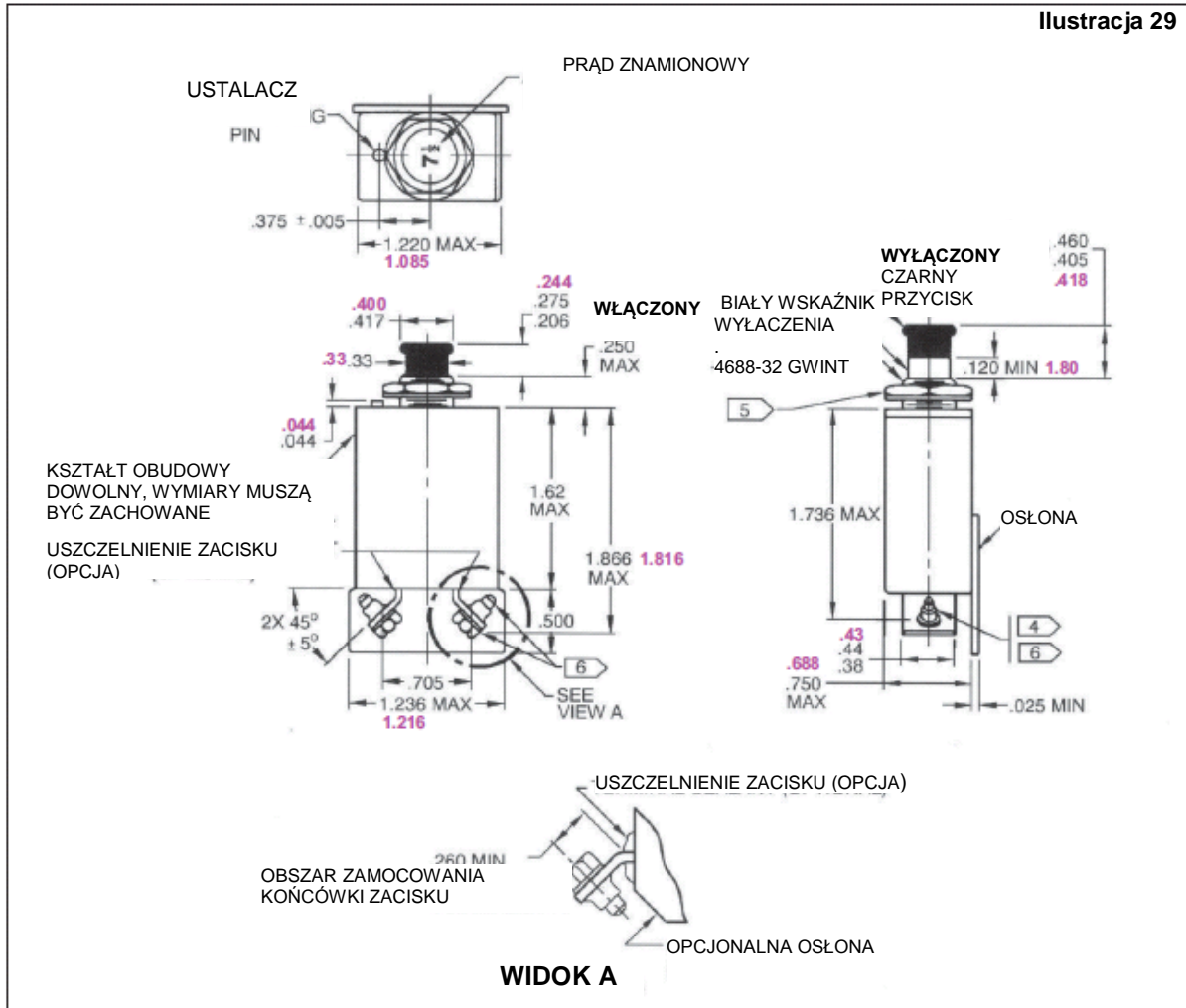


**Ilustracja 27:** Główka i trzon z BACC18Z7R



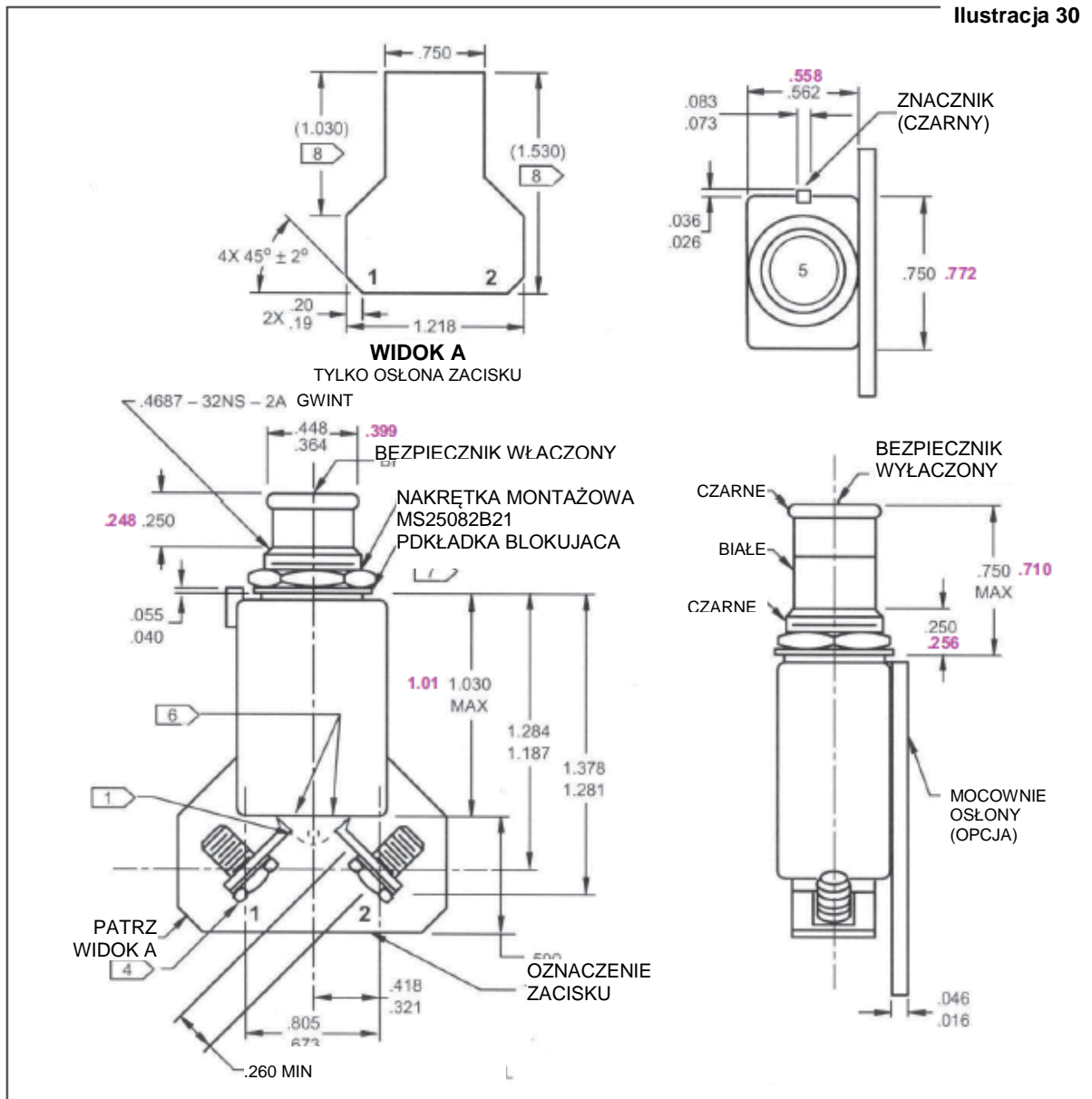
**Ilustracja 28:** Główka i trzon z BACC18Z7R

Wyniki pomiarów geometrycznych każdego z bezpieczników zostały porównane z wymiarami podanymi w stosownej normie (Ilustracje 29 i 30, czcionka karmazynowa).



**BACC18X25**

Ilustracja 30



BACC18Z7R

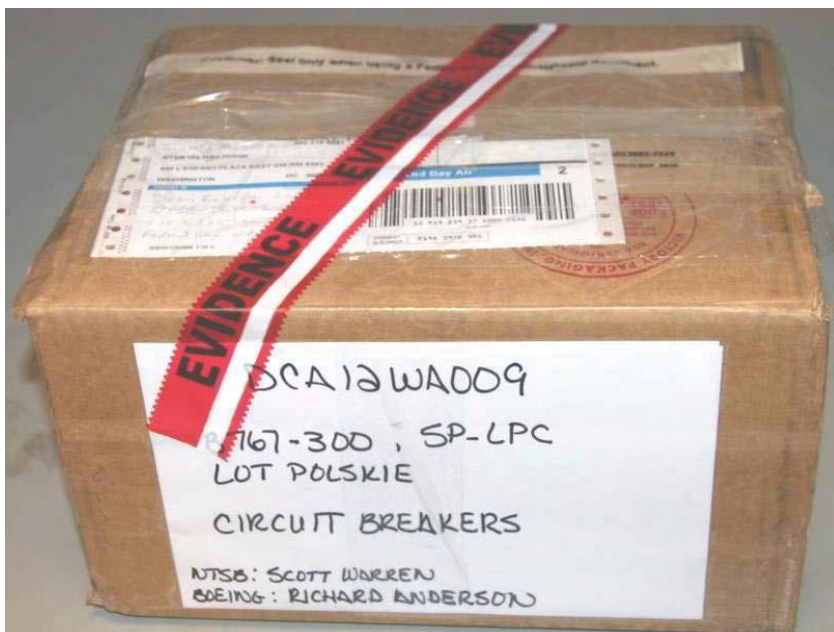
**WNIOSEK:**

Bezpieczniki BACC18X25 **battery bus distribution** i BACC18Z7R **alternate extend motor** były badane pod względem elektrycznym i mechanicznym zgodnie z wymaganiami zawartymi w odpowiednich danych technicznych. Nie odnotowano żadnych wad żadnego bezpiecznika. Oba bezpieczniki były poddane badaniu z wykorzystaniem tomografii komputerowej, które wykazało że wszystkie elementy wewnętrzne były na swoich miejscach w stanie nienaruszonym. Zostało to zweryfikowane poprzez wizualne badanie elementów wewnętrznych.

Bezpieczniki zostały rozmontowane. Badanie styków elektrycznych obu bezpieczników wykazało ich normalny stan zgodny z przeznaczeniem funkcjonalnym (zweryfikowany poprzez pomiary elektryczne). Zbadano stan przycisków/główek uruchamiających obu bezpieczników. Oprócz uszkodzeń spowodowanych przez uchwyt testowy typu popchnij/pociągnij nie było znaczących uszkodzeń na żadnej główce/trzonie plastikowych przycisków.

**DYSPOZYCJA:**

Bezpieczniki zostały ponownie zapakowane i włożone z powrotem do pudełka pod nadzorem NTSB. Pudełko zostało oznakowane taśmą informującą, że zawiera ono materiał dowodowy i zwrócone do zabezpieczonej strefy w NTSB.



**Ilustracja 31:** Pudełko ponownie zaplombowane i umieszczone w bezpiecznej strefie.

Opracowane przez: podpis na pliku

Za zgodność: podpis na pliku



**QE:** Joe Esposito  
**CC:** Scott Warren, Craig Justus, Jay ONeal, Jeff Harrington,  
**Data:** 09-January-12  
**Temat:** Raport z testów i ocen 724D100-3 S/N 794

**1.0 Zakres:**

Niniejszy dokument podsumowuje wyniki testów i ocen dotyczących:  
siłownika elektrycznego, obrotowego, z alternatywnego systemu wypuszczania podwozia  
Nr części wg. Eaton: 724D100-3  
Numer seryjny siłownika: 794  
D. C. Motor 5122D100-3 S/N: 798

**2.0 Oględziny przy przyjmowaniu:**

W momencie przyjęcia siłownik SN 794 był sprawny. Oględziny wykazały, że urządzenie było brudne i zatłuszczone. Data produkcji na tabliczce znamionowej: 1-97. Przegląd historii urządzenia wykazał, że siłownik nigdy nie był odsyłany do Eaton w celu naprawy lub remontu.

**3.0 Test według ATP 724A103:**

Urządzenie testowano według ATP724A103. Urządzenie spełniło wymagania ATP z wyjątkiem dwóch punktów.

Punkt 5.6.3 - minimalny moment obrotowy utyku w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara przy zasilaniu napięciem stałym 23 V jest poniżej normy wynoszącej 800 cali-funt; pomierzone wartości wahają się od 755 do 795 cali-funt.

Punkt 5.7 - Rezystancja połączenia, która powinna wynosić maksymalnie 0,005  $\Omega$  jest powyżej normy i wynosi 0,007 $\Omega$ .

**4.0 Rozmontowanie i ocena:**

Dla celów niniejszej oceny rozmontowanie nie jest uznawane za konieczne.

**5.0 Wniosek końcowy**

Wymagania firmy Boeing SCD S257T400 wskazują, że zgodnie z przeznaczeniem siłownik pracuje w celu wypuszczenia podwozia. Moment obrotowy utyku w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara przy zasilaniu napięciem stałym 23 V wynosi 755 cali-funt i przekracza obciążenie znamionowe w kierunku przeciwnym wynoszące 400 cali-funt, określone w „Boeing SCD S257T400 punkt 3.2.3.2.” Wartość rezystancji połączenia 0,007 $\Omega$  w porównaniu z wymaganiami ATP - 0,005 $\Omega$  nie jest uważana za istotną dla celów niniejszej oceny.



**ZAŁĄCZNIK 4**

**do Raportu Końcowego z badania wypadku samolotu B767-300, SP-LPC**

**ANALIZY I TESTY OBWODÓW I ELEMENTÓW INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ  
SAMOLOTU SP-LPC**

---

## SPIS TREŚCI

1. Opis i analiza obwodów bezpiecznika C829 BAT BUS DISTR.....	3
1.1. Obwód 1 – CHILLER SHUTDOWN CONT.....	5
1.2. Obwody 2,3,4. – L, R, APU GENERATOR CONTROL UNIT.....	5
1.3. Obwody 5,6 – L/R DRIVE DISC .....	5
1.4. Obwód 7 – BUS POWER CONT UNIT.....	6
1.5. Obwód 8 – STBY PWR CONT .....	6
1.6. Obwód 9 – DC BUS TIE CONT .....	7
1.7. Obwód 10 – HYD GEN CONT PWR.....	7
1.8. Obwód 11 – RAM AIR TURB-AUTO.....	8
1.9. Obwód 12 - BAT CUR MONITOR PWR.....	8
1.10. Obwód 13 – LANDING GEAR-ALT EXT MOTOR.....	8
2. Pomiary i sprawdzenia wybranych obwodów samolotu B767-300. ....	9
3. Analiza aktywności układów zasilanych z BATTERY BUS-SECONDARY (C829).....	19
3.1. Analiza aktywności RAT .....	19
3.2. Analiza aktywności HMG.....	19
3.3. Sprawdzenie zaworu HMG VALVE.....	20
3.4. Sprawdzenie bezpieczników.....	21
3.5. Odczyty pamięci bloków BPCU/GCU.....	22
4. Wnioski.....	24
5. Załączniki .....	25
5.1. Załącznik 1. Pomiary zaworu HMG i bezpieczników.....	25
5.2. Załącznik 2. Pomiary sieci elektrycznej panelu P6-1 i silnika alternatywnego systemu... wypuszczenia podwozia. ....	28
5.3. Załącznik 3. Prześwietlenia rentgenowskie bezpieczników C4248 I C829.....	31
5.4. Załącznik 4. Testy bezpiecznika C829.....	35
5.5. Załącznik 5. Testy bezpiecznika C4248.....	41

---

## **1. Opis i analiza obwodów zabezpieczanych przez bezpiecznik C829 BAT BUS DISTR**

### ***Opis***

Bezpiecznik BAT BUS DISTR (numer schematowy C829) zabudowany jest na panelu P6-1 na pozycji A1 (Ilustracja 1). Wartość nominalna prądu tego bezpiecznika to 25A. Grupa szyn tego obwodu BATTERY BUS-PRIMARY i SECONDARY BUS zasilana jest przez styki stycznika K106 MAIN BAT XFR z L TRU (Transformer Rectifier Unit 115V AC/28V DC) przy normalnej pracy, czyli w pozycji AUTO przełącznika STBY POWER (P5), lub poprzez styki stycznika K104 MAIN BAT z akumulatora głównego, gdy przełącznik jest w pozycji BAT lub w pozycji AUTO przy zaniku napięcia z L TRU (akumulator musi być włączony wyłącznikiem BAT (P5)).

Opisywany wyżej bezpiecznik C829 należy do obwodów SECONDARY BUS. Z bezpiecznika tego, przez swoje bezpieczniki na tablicy P6-1, zasilane są następujące układy:

1. C749 2,5A (B7) CHILLER SHUTDOWN CONT
2. C804 7,5A (B1) L GEN CONT UNIT
3. C805 7,5A (B2) R GEN CONT UNIT
4. C806 7,5A (B3) APU CONT UNIT
5. C807 7,5A (B5) L GEN DRIVE DISC
6. C808 7,5A (B6) R GEN DRIVE DISC
7. C809 7,5A (B4) BUS PWR CONT UNIT
8. C828 2,5A (A5) STBY PWR CONT
9. C879 2,5A (A6) DC BUS TIE CONT
10. C906 5A (A7) HYD GEN CONT PWR
11. C1100 2,5A (C2) RAM AIR TURB-AUTO
12. C4097 2,5A (A4) BAT CUR MON PWR
13. C4248 7,5A (F6) LANDING GEAR-ALTN EXT MOTOR

### ***Możliwa sygnalizacja i inne objawy***

Każdy z trzynastu wymienionych wyżej systemów zasilanych z BATTERY BUS-SECONDARY przez bezpiecznik C829 o nominalnym prądzie 25A, ma swój niezależny bezpiecznik o wartości nominalnej prądu dużo mniejszej niż C829.

Podczas lotu lub na ziemi w normalnej konfiguracji samolotu, jedynym znaczącym aktywnym odbiornikiem jest BPCU zabezpieczany przez C809 (7,5A). Pozostałe systemy są nieaktywne lub mają zabezpieczenia o mało znaczącym prądzie nominalnym 2,5A.

Gdyby były problemy z BPCU (wewnętrzne, poważne uszkodzenie BPCU) to mogłoby się to objawiać dziwnymi niekontrolowanymi przełączeniami sieci zasilających samolot i wyłączyłby się również bezpiecznik C803. W kaskadzie zabezpieczeń pierwszy wyłączyłby się bezpiecznik 7,5A a nie 25A.

Inne systemy, które potencjalnie mogłyby być aktywowane to system alternatywnego wypuszczenia podwozia, HMG i RAT.

Ale tu również w kaskadzie zabezpieczeń (w przypadku usterki jednego z tych systemów) pierwszy wyłączyłby się bezpiecznik indywidualnego zabezpieczenia, a nie C829 (25A).

Wyłączony bezpiecznik C829 nie generuje żadnego komunikatu i sygnalizacji podczas lotu i postoju samolotu na ziemi. Wyłączenie tego bezpiecznika skutkuje nie zadziałaniem określonego, związanego z tym bezpiecznikiem, systemu.

Po locie LO16 stwierdzono, że bezpiecznik (C829) BAT BUS DISTR na pozycji A1 na panelu P6-1 był wyłączony.



Ilustracja 1. Panel bezpieczników P6-1. Na pozycji A1 bezpiecznik C829 BAT BUS DISTR

---

## **1.1. Obwód 1 – CHILLER SHUTDOWN CONT**

### ***Opis***

Samolot wyposażony jest w system chłodzenia wózków z żywnością w bufetach AIR CHILLER SYS. W przypadku pojawienia się dymu w bagażnikach lub w systemie EQ (Equipment Cooling), system chłodzenia wózków mógłby powodować rozprzestrzenianie się dymu lub pożaru. Dlatego też w takiej sytuacji system AIR CHILLER jest automatycznie wyłączany układem CHILLER SHUTDOWN.

Układ chłodzenia automatycznie wyłączany jest przekaźnikiem typu „zatrask” K1285 CHILLER LATCH. Cewka tego przekaźnika z jednej strony zasilana jest z szyny BATTERY BUS-SECONDARY (C829) przez bezpiecznik C749 CHILLER SHUTDOWN CONT. Z drugiej strony (minus) cewka zasilana jest z przycisków uzbrojenia układu gaszenia pożaru w bagażnikach S1 FORWARD CARGO FIRE i S2 AFT CARGO FIRE lub z czujnika wykrywania dymu w układzie EQ.

### ***Możliwa sygnalizacja i objawy***

Z obwodem tym nie jest związana żadna sygnalizacja niesprawności. Przy braku zasilania wynikłego z wyłączenia bezpiecznika, w przypadku gaszenia pożaru w bagażnikach lub pojawienia się dymu w EQ, AIR CHILLER’y, nie wyłączyły by się automatycznie.

## **1.2. Obwody 2, 3, 4 – L, R, APU GENERATOR CONTROL UNIT**

### ***Opis***

Napięcie 28V z BATTERY BUS-SECONDARY (odpowiednio bezpieczniki C804, C805, C806) jest napięciem typu BACKUP dla wewnętrznego zasilacza GCU (Generator Control Unit). GCU steruje i kontroluje pracę prądnicy 115V 400Hz IDG (Integrated Drive Generator) oraz APU. Wszystkie trzy GCU są takie same i wzajemnie zamienne.

Wewnętrzny zasilacz GCU (Power Supply) jest urządzeniem autonomicznym zasilanym z podwzbudnicy (PMG) prądnicy i podczas normalnej pracy L, R, ENG/APU nie jest wymagane dodatkowe zasilanie z BATTERY BUS. Zewnętrzne zasilanie GCU jest potrzebne do komunikacji pomiędzy GCU a BPCU przy nie pracujących silnikach (prądnicach).

### ***Możliwa sygnalizacja i inne objawy***

Wyłączenie bezpiecznika zasilania backup’owego odpowiednio C804, C805, C806 GCU nie jest sygnalizowane w żaden sposób i nie uniemożliwia poprawnej pracy prądnicy.

## **1.3. Obwody 5, 6 – L/R DRIVE DISC**

### ***Opis***

Układ umożliwia zdalne odłączenie prądnicy IDG od skrzynki napędowej. Elementem odłączającym jest solenoid zabudowany wewnątrz napędu stałych obrotów prądnicy (IDG).

Napięcie z BATTERY BUS-SECONDARY (C829) doprowadzone jest przez bezpiecznik C807 L GEN (C808 R GEN) przez styki 2-3 wyłącznika GEN DRIVE (po jego wciśnięciu), przez styki A2-A3 przekaźnika K1293 (gdy włączony jest dopływ paliwa do silnika) do solenoidu DISCONNECT SOLENOID IDG.

---

### ***Możliwa sygnalizacja i inne objawy***

Wyłączenie bezpiecznika C829 lub C807/C808 i pozbawienie zasilania tego układu nie wywołuje żadnych komunikatów. Wyłączony bezpiecznik uniemożliwia w razie potrzeby odłączenie ręczne napędu IDG (napęd może być odłączony automatycznie po przekroczeniu dopuszczalnej temperatury oleju IDG, wewnętrznym mechanizmem IDG). Odłączenie napędu IDG powoduje spadek ciśnienia oleju IDG i zaświecenie lampki DRIVE na P5.

## **1.4. Obwód 7 – BUS POWER CONT UNIT**

### ***Opis***

BPCU (BUS POWER CONTROL UNIT) jest blokiem zarządzającym pracą sieci AC i komunikującym się z blokami GCU. Blok posiada również wewnętrzną pamięć, która może zapisać część zdarzeń związanych z niesprawnością zasilania AC 115V 400Hz.

Zasilanie bloku może się odbywać z jednego z trzech źródeł. EXT PWR (zasilanie naziemne), zasilanie główne z BATTERY BUS-SECONDARY (C829) przez bezpiecznik C809 (zasilanie główne) lub przez bezpiecznik C803 (zasilanie wtórne).

### ***Możliwa sygnalizacja i inne objawy***

Wyłączenie bezpiecznika C809 BUS PWR CONT UNIT z przyczyn zewnętrznych nie zakłóca pracy bloku BPCU, gdyż pozostaje zasilanie wtórne (secondary) z DC R BUS (C803). W takiej sytuacji nie będzie żadnej sygnalizacji o niesprawności BPCU. Totalne zwarcie wewnątrz bloku BPCU spowodowałoby wyłączenie dwóch bezpieczników C809 i C803 i utratę kontroli nad sieciami AC.

## **1.5. Obwód 8 – STBY PWR CONT**

### ***Opis***

Obwód związany z C828 to obwód sterowania włączeniem szyn awaryjnych STBY BUS. Bezpiecznik ten zasila (plus) cewkę przekaźnika włączającego szyny awaryjne K109 STBY PWR z szyn BATTERY BUS-SECONDARY. Minus do cewki tego przekaźnika doprowadzony jest z przełącznika S1 STBY POWER na P5 w pozycji przełącznika OFF.

Przekaźnik jest więc aktywny, gdy szyny awaryjne są wyłączone.

### ***Możliwa sygnalizacja***

Podczas normalnego lotu przełącznik STBY PWR (P5) jest w pozycji AUTO, czyli przekaźnik K109 jest w stanie nieaktywnym. Dlatego też wyłączenie zasilania poprzez wyłączenie bezpiecznika C828 lub C829 nie ma wpływu na pracę układu i nie jest w żaden sposób sygnalizowane. Gdyby zaistniała konieczność wyłączenia szyn STBY, szyny te nie wyłączyłyby się i nie świeciłaby lampka STBY BUS OFF.

---

## **1.6. Obwód 9 – DC BUS TIE CONT**

### ***Opis***

Bezpiecznik C879 DC BUS TIE CONTR zasila obwód przełączenia sieci 28V DC. W normalnych warunkach napięcie z BATTERY BUS-SECONDARY (C829), przez bezpiecznik C879 DC BUS TIE CONT, doprowadzone jest do szeregowo połączonych styków przełączników S9 L BUS TIE i S10 R BUS TIE na tablicy P5.

W normalnym stanie przełączniki są w pozycji AUTO i mają zwarte styki, a napięcie z C879 doprowadzone jest do cewki przekaźnika K108 DC TIE RELAY.

W normalnych warunkach minusowy obwód tego przekaźnika, poprzez K123 CTR BUS ISLN, podłączony jest do bloku M10213 DC TIE CONTROL UNIT. Blok ten monitoruje napięcie na L DC BUS i R DC BUS zasilanych odpowiednio z L TRU i R TRU.

W przypadku usterki jednego z TRU, blok M10213 doprowadza minus do przekaźnika K108 i łączy L DC BUS z R DC BUS, co zapewnia zasilanie obydwu sieci.

### ***Możliwa sygnalizacja i objawy***

Podczas normalnej pracy sieci L DC BUS i R DC BUS nie będzie żadnych objawów i komunikatów związanych z wyłączeniem bezpiecznika C879. W przypadku gdyby nastąpiła awaria jednego z TRU, L DC BUS nie połączyłaby się z R DC BUS i jedna z szyn (z uszkodzonym TRU) pozostałaby bez napięcia, a na EICAS nie pojawiłby się komunikat (strona STATUS/MAINTENANCE) TR UNIT, który w takiej sytuacji powinien się pojawić.

## **1.7. Obwód 10 – HYD GEN CONT PWR**

### ***Opis***

Obwód ten zapewnia zasilanie układu sterującego włączeniem HMG (HYDRO MOTOR-GENERATOR), przy braku zasilania w lewej i prawej sieci AC, w powietrzu.

Napięcie z bezpiecznika C829 przez bezpiecznik C906 przez zwarte styki 10-11 AIR przekaźnika K148 doprowadzone jest do dwóch przekaźników „wyczuwających” obecność napięcia w lewej i prawej sieci AC, K859 R AC BUS i K858 L AC BUS (styki zwarte przy braku napięcia AC), przez przekaźnik opóźnienia czasowego M1230 TIME RELAY do cewki OPEN przekaźnika K860 HYD GEN CONT.

Przekaźnik ten swoimi stykami B2-B1 doprowadza zasilanie do zaworu V147 HYD MTR GEN SHUTOFF otwierającego dopływ płynu z C HYDRO do HMG. Z tego bezpiecznika zasilany jest również układ sygnalizacji pracy HMG na EICAS.

### ***Możliwa sygnalizacja i inne objawy***

Podczas normalnego lotu nie byłoby żadnych komunikatów i objawów wyłączenia bezpiecznika. W przypadku zaniku zasilania w lewej i prawej sieci HMG nie włączyłby się.

---

## **1.8. Obwód 11 – RAM AIR TURB-AUTO**

### ***Opis***

Obwód ten (bezpiecznik C1100) zapewnia zasilanie do sterowania automatycznym wypuszczeniem RAT'a (RAM AIR TURBINE).

Napięcie z BATTERY BUS-SECONDARY (C829) doprowadzone jest przez bezpiecznik C1100, przekaźnik K213 (AIR/GND SYS 2), sensor prędkości samolotu >80kts S614 AIR SPEED, karty prędkości obrotowej silników (obroty < 50%) do przekaźnika K235 RAT DEPLOY, który włącza zasilanie do RAT GEAR MOTOR w kanale wypuszczenia EXTEND. Na ziemi z bezpiecznika tego zasilany jest układ chowania RAT'a.

### ***Możliwa sygnalizacja lub inne objawy***

W normalnym locie nie będzie żadnych objawów i sygnalizacji związanych z wyłączeniem bezpiecznika. Gdyby zaistniały warunki do automatycznego wypuszczenia RAT'a, RAT nie zostałby wypuszczony. Możliwe byłoby ręczne wypuszczenie.

## **1.9. Obwód 12 - BAT CUR MONITOR PWR**

### ***Opis***

M10212 BAT CURRENT MONITOR monitoruje prąd ładowania >20A i rozładowania >6A, akumulatora głównego M223. M10212 zasilany jest przez bezpiecznik C4097 BAT CUR MON PWR z SECONDARY BAT BUS (bezpiecznik C829).

W przypadku korzystania z akumulatora jako źródła zasilania szyn STBY (przełącznik STBY POWER w pozycji BAT), lub w przypadku, gdy przełącznik jest w pozycji AUTO i nastąpi usterka TRU (Transformer Rectifier Unit), generowany jest w EICAS komunikat Advisory MN BAT DISCH i świeci lampka BAT DISCH na P5.

BAT CUR MONITOR kontroluje również prąd ładowania akumulatora głównego w cyklu „constant current-constant voltage”. W przypadku nieprawidłowości w cyklu ładowania wywołuje na EICAS komunikat na poziomie Status i Maintenance MN BAT CHGR.

### ***Możliwa sygnalizacja i inne objawy***

Podczas normalnej pracy (przełącznik STBY POWER w poz. AUTO) nie będzie żadnych sygnalizacji o nieprawidłowości pracy układu. W przypadku gdyby przełącznik STBY POWER był w poz. BAT lub AUTO przy usterce TRU nie byłoby komunikatu na EICAS „MN BAT DISCH” i nie świeciłaby lampka BAT DISCH. Gdyby zakłócony był cykl ładowania akumulatora nie byłoby komunikatu MN BAT CHGR.

## **1.10. Obwód 13 – LANDING GEAR-ALT EXT MOTOR**

### ***Opis***

Alternatywne (awaryjne) wypuszczanie podwozia odbywa się przy pomocy silnika elektrycznego prądu stałego 28V (praca w kierunku EXT), który napędza układ mechaniczny zwalnający zamki podwozia NOSE, L, R GEAR.



---

Po przestawieniu przełącznika alternatywnego wypuszczania podwozia S605 LDG GR ALTN SEL na P3-1 w pozycję ALTN silnik elektryczny poprzez wyłącznik krańcowy S607 LDG GR ALT EXT LIMIT otrzymuje zasilanie z bezpiecznika C4248 i obraca się w kierunku EXT.

Po „odpracowaniu” styki wyłącznika krańcowego S607 przechodzą do pozycji EXT i obwód zasilania otwiera się, silnik zatrzymuje się.

Powrót do stanu wyjściowego odbywa się po przełączeniu przełącznika S605 w pozycję OFF. Wówczas silnik poprzez zwarte styki wyłącznika krańcowego S606 COM-NC (stan NOT RETR) otrzymuje zasilanie przez bezpiecznik C1177 z L DC BUS i mechanizm powraca do stanu wyjściowego.

Po osiągnięciu stanu wyjściowego rozwierają się styki NOT RETR i silnik zostaje pozbawiony zasilania.

### ***Możliwa sygnalizacja i inne objawy***

Układ sterowania awaryjnym wypuszczaniem podwozia nie jest związany z żadnym układem sygnalizacji i pozbawienie go zasilania, w wyniku wyłączenia bezpiecznika C4248 (F6) lub C829 (A1), w żaden sposób nie jest sygnalizowane. Wyłączenie jednego z tych bezpieczników uniemożliwia alternatywne wypuszczenie podwozia.

## **2. Pomiary i sprawdzenia wybranych obwodów samolotu B767-300**

W dn. **03.11.2011r.** samolot BOEING B767-300 o znakach SP-LPB (typ zgodny z typem SP-LPC) został ustawiony na podnośnikach w hangarze LOT AMS. Konfiguracja systemów samolotu była przygotowana tak jak do próby funkcjonalnej alternatywnego systemu wypuszczania podwozia. Przeprowadzono szereg testów funkcjonalnych dla określenia wpływu bezpiecznika C829 na możliwość wypuszczania podwozia.



Ilustracja 2. Test wypuszczania podwozia z bezpiecznikiem C829 (A1) w pozycji OFF

---

### **Uwaga 1**

Testy alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia na samolocie SP-LPB przy braku ciśnienia w instalacji hydraulicznej „C” przeprowadzono dla dwóch położenia bezpiecznika C829 BAT BUS DISTR:

- gdy bezpiecznik C829 był w pozycji ON (wciśnięty) – przestawienie przełącznika ALT GEAR EXTEND w pozycję DN powodowało wypuszczenie podwozia samolotu;
- gdy bezpiecznik C829 był w pozycji OFF (wyciągnięty) – przestawienie przełącznika ALT GEAR EXTEND w pozycję DN nie powodowało wypuszczenia podwozia samolotu.

Po przeprowadzonych testach funkcjonalnych podwozia zweryfikowano widoczność panelu bezpieczników P-6 z fotela FO po przyjęciu w nim normalnej pozycji. Pierwszą obserwację wykonano bez walizki, drugą z walizką przystawioną do panelu P6-1.



Ilustracja 3. Widok z fotela FO na panel bezpieczników P6 bez walizki



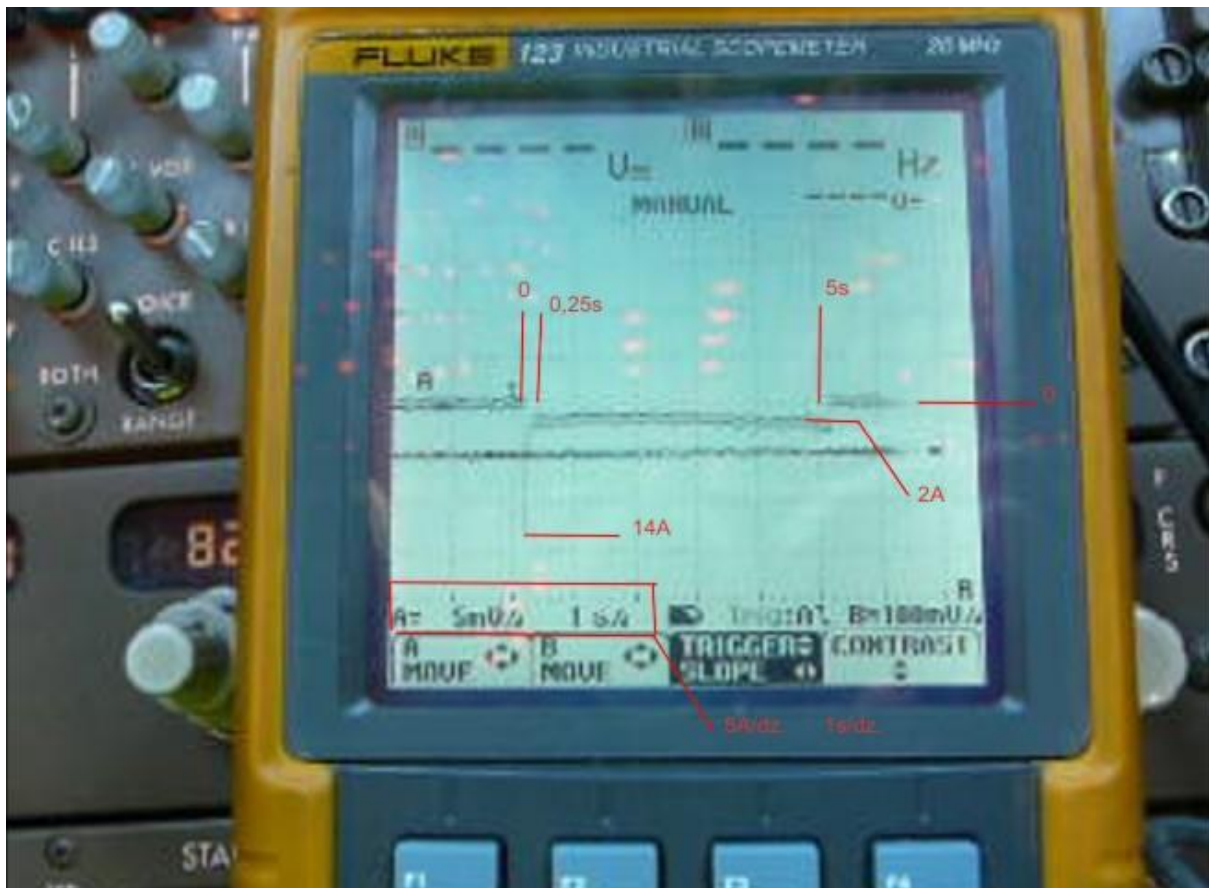
Ilustracja 4. Widok z fotela FO na panel bezpieczników P6 z walizką

## Uwaga 2

Stwierdzono, że obserwacja bezpiecznika C829 (A1) po przyjęciu normalnej pozycji w fotelu FO była mocno utrudniona, jeśli przy panelu P6-1 została umieszczona walizka.

W dniu 16 listopada 2011r. na samolocie SP-LPC wykonano, zgodnie z wytycznymi PKBWL, pomiary i sprawdzenia wg LOTAMS NON-ROUTINE/COMPLAINT CARD (NRC) nr C00143359 (Załącznik 2).

1. Podczas testu alternatywnego wypuszczania podwozia TASK CARD B767 32-021-01 (Boeing) wykonano rejestrację prądu silnika elektrycznego napędzającego układ (NRC step 1). Zarejestrowany przebieg prądu przedstawiony jest na Ilustracji 5.
2. Wartość prądu pracy mieściła się w dopuszczalnych granicach i wynosiła 2A, a wartość prądu rozruchu wynosiła 14A. Zgodnie z CMM EATON S257T400-1(-3) 32-35-01 przy normalnym obciążeniu prąd pracy nie powinien przekraczać 5A, a prąd rozruchu nie powinien przekraczać 10 x prąd pracy, czyli w opisywanym przypadku 20A.



Ilustracja 5. Zarejestrowany przebieg prądu silnika elektromechanizmu alternatywnego wypuszczania podwozia





Ilustracja 6. Podłączenie cęgów pomiarowych do obwodu bezpiecznika C4248

3. Wykonano oględziny wewnętrznej strony panelu P6-1, a w szczególności obszaru wiązki przewodów związanych z ww. bezpiecznikami: W1040-009,-010,-044,-047 krok (NRC step 2). Nieprawidłowości lub obecności obcych elementów nie stwierdzono.



Ilustracja 7. Widok wewnętrznej strony tablicy P6-1

4. Zmierzono wartość rezystancji obwodu zasilania „plusowego”, od bezpiecznika C4248 do złącza D10228, silnika elektrycznego napędu M1104 krok (NRC step 3/1-4). Zmierzona wartość rezystancji wynosiła  $0,24\Omega$  i była prawidłowa.
5. Zmierzono wartość rezystancji obwodu zasilania „minusowego” (masy) silnika, krok (NRC step 3/6) - złącze D10228, styki 1 i 7 (Ilustracja 23). Zmierzone wartości rezystancji były mniejsze od  $0,01\Omega$  i były prawidłowe.
6. Zmierzono wartość rezystancji izolacji obwodu zasilania „plusowego” silnika M1104, do masy samolotu (Ilustracja 23), krok (NRC step 3/5). Zmierzona wartość wynosiła  $7,56G\Omega$  i była prawidłowa.
7. Zmierzono wartość rezystancji izolacji do masy, obwodu bezpieczników: C829, C749, C804, C805, C807, C808, C809, C828, C879, C906, C1100, C4097, C4248 (Ilustracja 24), krok (NRC step 3/7-9). Zmierzona wartość rezystancji była prawidłowa i wynosiła  $6,4G\Omega$ .
8. Sprawdzone, czy wyłączenie bezpiecznika C829, przy wyłączaniu zasilania daje zauważalne objawy. Stwierdzono, że przy wyłączonym bezpieczniku C829 i wyłączaniu szyn STBY (normalna procedura przy wyłączaniu zasilania), lampka sygnalizacyjna STBY BUS OFF nie świeci.
9. Wybudowano bezpieczniki C829 (p/n BACC18X25), C4248 (p/n BACC18Z7R) do pomiarów warsztatowych w LOTAMS.

---

W bazie LOTAMS wykonano, zgodnie z zaleceniami PKBWL, badania warsztatowe bezpieczników C829 i C4248 (16.11.2011r).

- a) Prześwietlenie RTG wybudowanych z samolotu bezpieczników C829 i C4248, „Orzeczenie Techniczne nr 1353/TTWN/RT/11” (Załącznik 3);
- b) Badania bezpiecznika C829, WO nr TWPA/767/0963/11/R00, (Załącznik 4);
- c) Badania bezpiecznika C4248, WO nr TWPA/767/0964/11/R00, (Załącznik 5).

Badania warsztatowe bezpieczników miały na celu sprawdzenie

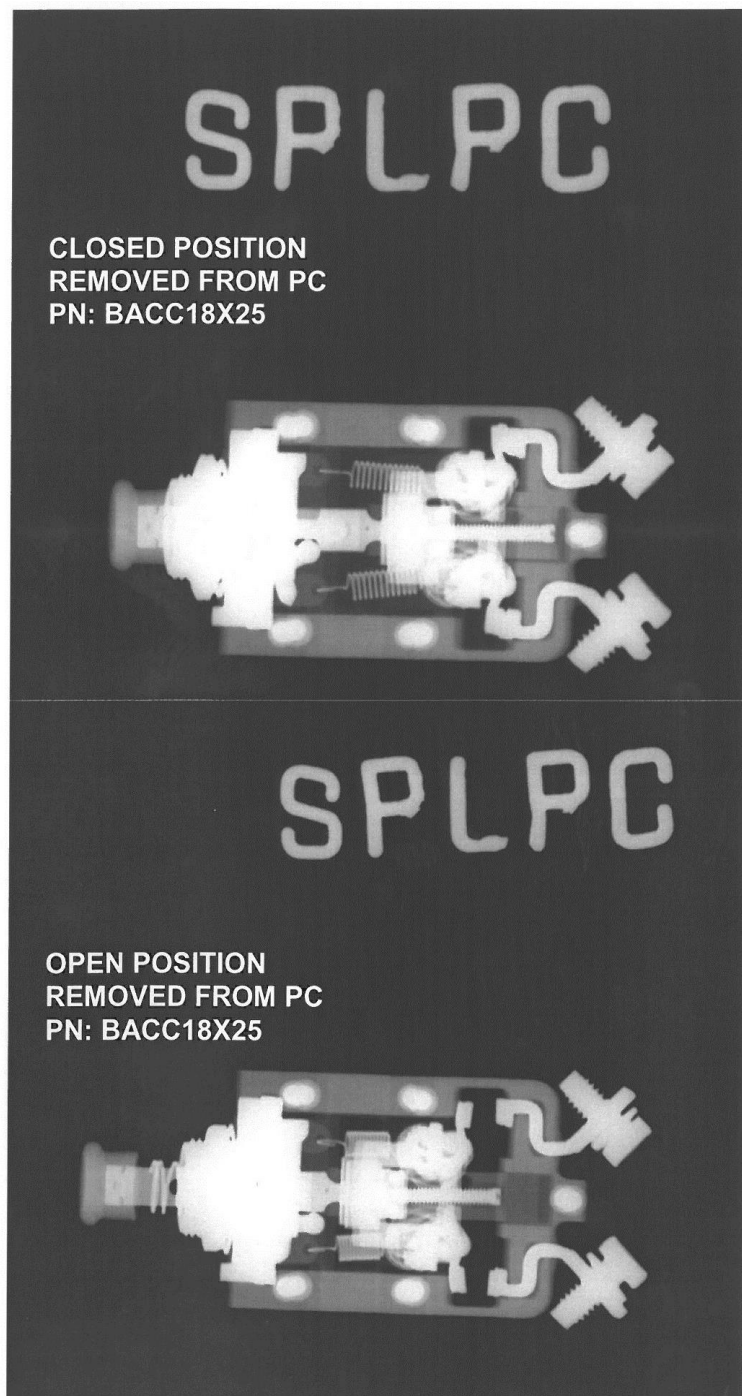
- czy możliwa była taka sytuacja, że wzrost prądu, w przypadku wystąpienia przeciążenia w układzie alternatywnego wypuszczenia podwozia, nie spowodował wyłączenia bezpiecznika C4248 (7,5A) a spowodował wyłączenie bezpiecznika C829 (25A);
- czy możliwe było samoczynne wyłączenie się bezpiecznika C829.

W tym celu wykonano prześwietlenie bezpiecznika C829 i określono siłę potrzebną do jego wyłączenia. Zdjęcia RTG (Ilustracja 8) nie wykazały żadnych uszkodzeń wewnętrznych bezpiecznika, a w szczególności uszkodzeń zapadki utrzymującej bezpiecznik w pozycji włączonej.

Pomiar siły wyciągnięcia główki bezpiecznika (wyłączenia bezpiecznika) wynosił średnio 1,5kG i mieścił się w normie (wg dokumentacji 0,61-5,44 kG). Bezpiecznik przy prądzie 28,5A w czasie 1godz. nie wyłączył się, natomiast przy prądzie 50A (200% In) wyłącza się po czasie 25s (wg dokumentacji 15-55s). Parametry te jak i pozostałe, są zgodne z dokumentacją (BOEING BPS BACC18X , BPS-C-144) i bezpiecznik C829 należy uznać za sprawny.

Pomiar siły wyciągnięcia główki bezpiecznika C4248 wynosił średnio 2,6kG i mieścił się w normie (wg dokumentacji 0,61-5,44 kG). Bezpiecznik przy prądzie 8,63A w czasie 1godz. nie wyłącza się, natomiast przy prądzie 15A (200% In) wyłączył się po czasie 14,5s (wg dokumentacji 15-55s). Parametry te jak i pozostałe, są zgodne z dokumentacją i bezpiecznik C4248 należy uznać za sprawny.

Należy nadmienić, że główka bezpiecznika C829 nosiła liczne ślady zadrapań i obtarć, (Ilustracje 9 i 10).



Ilustracja 8. Obraz RTG bezpiecznika C829

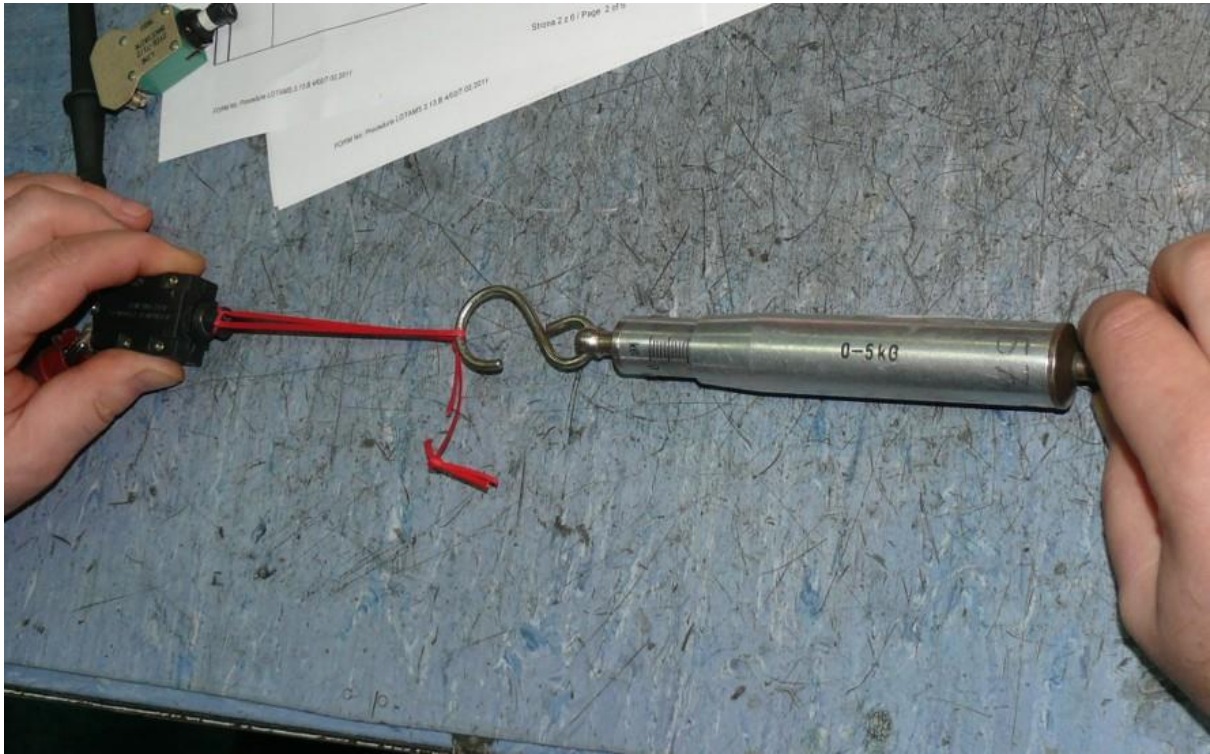




Ilustracja 9. Główki bezpieczników C829 (z lewej strony z samolotu SP-LPC, z prawej nowy)



Ilustracja 10. Widok główki bezpiecznika C829 z samolotu SP-LPC



Ilustracja 11. Pomiar siły wyłączenia bezpiecznika C829



Ilustracja 12. Pomiar rezystancji izolacji bezpiecznika C829





Ilustracja 13. Pomiary prądów bezpiecznika C829



Ilustracja 14. Pomiar wytrzymałości napięciowej bezpiecznika C829

---

### **3. Analiza aktywności układów zasilanych z BATTERY BUS-SECONDARY (C829) podczas lądowania i związane z tym badania**

Stan 13 układów (systemów) zasilanych z BATTERY BUS-SECONDARY (C829) był nieaktywny lub nie zmieniał się podczas lotu, przyziemienia i dobiegu, dlatego też układy te nie powodowały przeciążeń prądowych obwodów zasilania. Ponieważ samolot wylądował bez podwozia, konfiguracja samolotu AIR/GND pozostała jako AIR. W takiej konfiguracji mogłyby ewentualnie zaistnieć warunki do aktywacji układów RAM AIR TURBO-AUTO oraz HMG.

#### **3.1. Analiza aktywności RAT**

RAT włącza się automatycznie, przy konfiguracji samolotu AIR, gdy obroty obydwu silników są mniejsze od 50%, a prędkość samolotu jest większa od 80 kts. O godz. 13:38:42 (Ilustracja 32) zostały uaktywnione zawory odcinające paliwo od silników (LEFCUT, REFCUT) i po czasie 1 s obroty silników (koniec zapisu FDR 13:38:43) wynosiły L\_ENG=67,8%, R\_ENG=72%, a prędkość samolotu wynosiła 88 kts.

Należy nadmienić, że samolot był w konfiguracji AIR, klapy na pozycji 30, co oznacza, że obroty „małego gazu” silników były około 10% (FLT IDLE) większe niż GND IDL. Spadek prędkości obrotowej silników wynosi około 0,6%-5,0%/s, w zależności od silnika, warunków aerodynamicznych i upływu czasu. Spadek prędkości samolotu w rozpatrywanym okresie wynosił około 3 kts/s, czyli czas potrzebny, aby prędkość samolotu spadła do 80 kts to 2,7s.

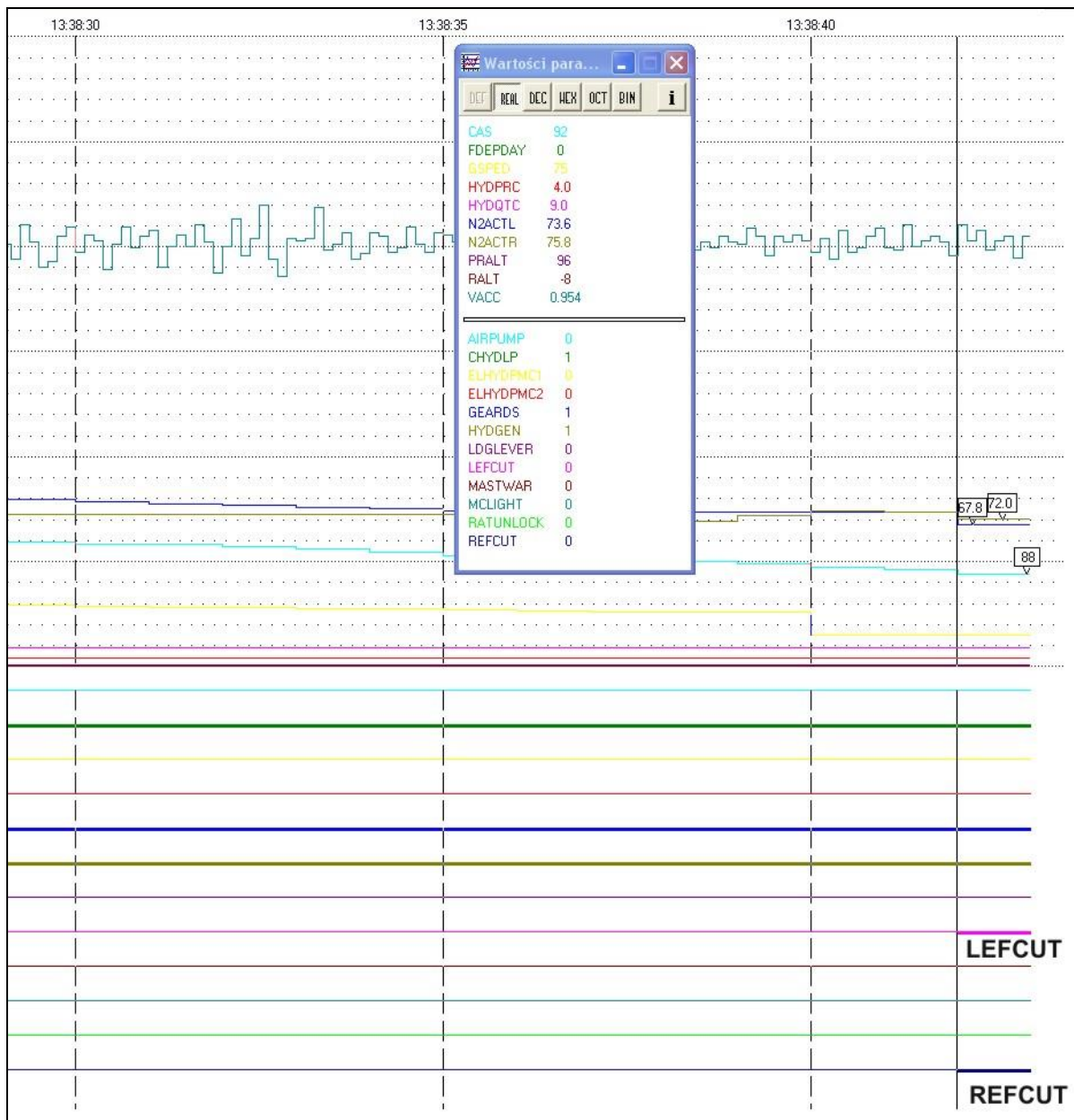
Przyjmując, że spadek prędkości obrotowej silników, w początkowej fazie, wynosi około 5,0%/s (bardziej niekorzystny), to po czasie 2,7s, obroty silników wynosiłyby odpowiednio L\_ENG=54,3%, R\_ENG=58,5% (spadek o 13,5%), czyli więcej niż 50% przy prędkości samolotu 80kts.

Nie wystąpiły więc warunki do automatycznego wypuszczenia RAT'a i obciążania obwodu bezpiecznika C1100.

#### **3.2. Analiza aktywności HMG.**

**HMG** włącza się automatycznie, przy konfiguracji samolotu AIR, gdy nastąpi zanik napięcia 115Vw lewej i prawej sieci. Taki stan nastąpił o godz. 13:38:43, tzn. po wyłączeniu silników i wyłączeniu się prądnic (IDG). Można założyć, że po wyłączeniu się prądnic, przez co najmniej 2 s akumulator główny był włączony, więc zaistniały warunki do otwarcia zaworu HMG VALVE i obciążenia obwodu zasilania C906.

(Oczywiście HMG nie włączył się, gdyż C HYD SYS był niesprawny).



Ilustracja 15. Obraz końca zapisu FDR

### **3.3. Sprawdzenie zaworu HMG VALVE**

W dn. **13.12.2011r** na samolocie SP-LPC przeprowadzono sprawdzenie funkcjonalne zaworu HMG VALVE oraz wykonano pomiary prądu tego zaworu. Badania przeprowadzono z użyciem funkcji test (przełącznik TEST HMG). Po przestawieniu przełącznika w pozycję TEST, zawór otworzył się, sygnalizując to na EICAS komunikatem HYD GEN VAL (Ilustracja 16), a wartość prądu silnika elektrycznego zaworu wynosiła 0,63A i była dużo mniejsza od prądu nominalnego indywidualnego zabezpieczenia C906- 2,5A. Po zwolnieniu przełącznika test, zawór zamknął się, a prąd również wynosił 0,63A.





Ilustracja 16. Komunikat HYD GEN VAL na ekranie EICAS

### **3.4. Sprawdzenie bezpieczników**

Dodatkowo wykonano sprawdzenie funkcjonalne pozostałych 12 szt. bezpieczników zabezpieczeń indywidualnych z grupy zasilanej z C829 (bezpiecznik C4248 (F6) LANDING GEAR-ALTN EXT MOTOR był sprawdzony w warunkach warsztatowych wcześniej).

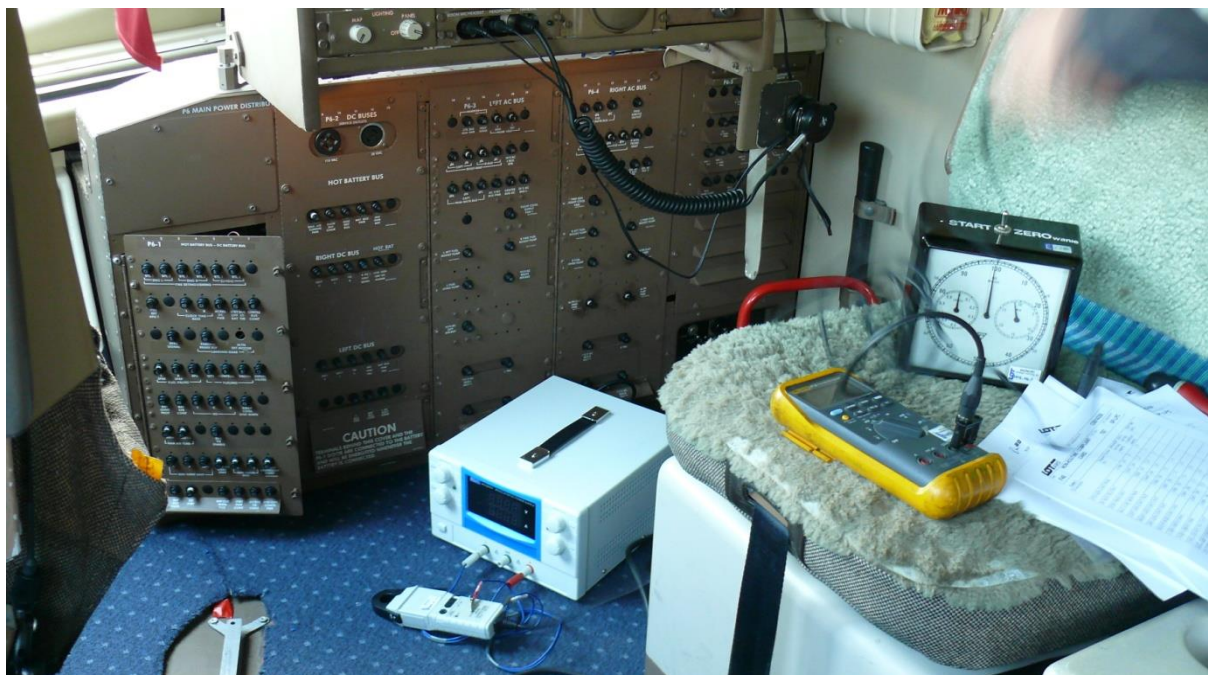
Sprawdzenie polegało na pomiarze czasu wyłączenia tych bezpieczników przy prądzie 200% In.

Wyniki pomiarów:

1. C749 2,5A (B7) CHILLER SHUTDOWN CONT	12s
2. C804 7,5A (B1) L GEN CONT UNIT	13s
3. C805 7,5A (B2) R GEN CONT UNIT	12s
4. C806 7,5A (B3) APU CONT UNIT	12s
5. C807 7,5A (B5) L GEN DRIVE DISC	13s
6. C808 7,5A (B6) R GEN DRIVE DISC	13s
7. C809 7,5A (B4) BUS PWR CONT UNIT	14s
8. C828 2,5A (A5) STBY PWR CONT	11s
9. C879 2,5A (A6) DC BUS TIE CONT	13s
10. C906 5A (A7) HYD GEN CONT PWR	14s
11. C1100 2,5A (C2) RAM AIR TURB-AUTO	19s
12. C4097 2,5A (A4) BAT CUR MON PWR	13s

Wyniki pomiarów są zgodne z wymaganiami (z uwzględnieniem dopuszczalnych błędów pomiarowych) z BPS BACC18X, BPC-C-144.

Karta zadaniowa NRC LOTAMS nr C0014359 uzgodniona z PKBWL (Załącznik 1).



Ilustracja 17. Zestaw pomiarowy czasu wyłączenia bezpieczników

### **3.5. Odczyty pamięci bloków BPCU/GCU**

Wykonano odczyty pamięci bloków BPCU/GCU. Na zapisie lotu o numerze 00 (lot zaczynający się po starcie samolotu z KEWR) oprócz innych komunikatów nie mających związku z badanym zdarzeniem, odczytano komunikaty „SERIAL DATA LINK FAILED” dla lewego i prawego GCU (GENERATOR CONTROL UNIT - bloki sterujące prądnicami lewego i prawego silnika). Taki komunikat świadczy o usterce interface’u pomiędzy BPCU/GCU, podczas pracy prądnic (FIM B767 24-20-00 page 180L,142,143,148,149). W odczycie GCU APU był zapis „SYSTEM OK”. W poprzednich lotach (01-03, lot 01 to lot WAW-EWR 31.10.2011r.) dla wszystkich trzech systemów zasilania L,R IDG, GEN APU wyświetlany był status „SYSTEM OK” (Ilustracja 18).





Ilustracja 18. Obrazy na wyświetlaczu BPCU

Okoliczności i czas w którym zostały wygenerowane komunikaty „R/L SERIAL DATA LINK FAILED”

Każdy blok GCU wyposażony jest w wewnętrzny zasilacz (Power Supply), który jest urządzeniem autonomicznym zasilanym z podwzbudnicy (PMG) prądnicy i podczas normalnej pracy L, R, ENG/APU (na obrotach) nie jest wymagane dodatkowe zasilanie z BATTERY BUS-SECONDARY (C804/C805-C829). Zasilacz ten jest w stanie utrzymać zasilanie również podczas spadku obrotów prądnicy, po wyłączeniu i w znacznym zakresie dobiegu silnika.

Blok BPCU zasilany jest z 28 V DC R BUS (C803) lub BATTERY BUS-SECONDARY (C809-C829). Przy normalnej konfiguracji samolotu, podczas wyłączenia silników, bloki BPCU i GCU zasilane są, co najmniej, z BATTERY BUS-SECONDARY i „SERIAL DATA LINK” zachowuje poprawność pracy.

W rozpatrywanym przypadku wyłączony był bezpiecznik C829 co pozbawiło zasilania bloki BPCU i GCU z BATTERY BUS-SECONDARY. Gdy pracowały silniki i prądnice zasilające sieci AC (w tym poprzez TRU, 28 V DC R BUS), nie było żadnych nieprawidłowości w komunikacji GCU-BPCU. GCU zasilane było z wewnętrznego zasilacza, a BPCU z 28 V DC R BUS.

Z chwilą wyłączenia silników sieci odłączyły się od prądnic i BPCU straciło całkowicie zasilanie, co spowodowało utratę „SERIAL DATA LINK”. W tym czasie GCU było jeszcze zasilane z wewnętrznego zasilacza i pracowało, ale straciło „SERIAL DATA LINK” z BPCU, ponieważ BPCU było już bez zasilania. W efekcie GCU wygenerowało komunikat „SERIAL DATA LINK FAILED”.

Na tej podstawie można wnioskować, że w chwili wyłączenia silników bezpiecznik C829 był już wyłączony.

#### **4. Wnioski**

Z przeprowadzonej analizy, prób i pomiarów na samolocie, prób i pomiarów warsztatowych (badania w dn. 16.11.2011 i 13.12.2011) nie wynikają żadne przesłanki mogące świadczyć, że wyłączenie bezpiecznika C829 wynikało z nieprawidłowości pracy rozpatrywanych układów i elementów. Liczne ślady uszkodzeń na główce bezpiecznika C829 oraz jego umiejscowienie, mogą świadczyć o tym, że umieszczone w kabinie załogi bagaże (torby, walizki itp.) lub prace zespołów sprzątających pokład, wielokrotnie naruszały bezpiecznik w przeszłości.

W chwili wyłączenia silników bezpiecznik C829 był już wyłączony.

767 Operations Manual	
Do the remaining actions <u>after a crew change</u> or maintenance action.	
Maintenance documents .....	Check
FLIGHT DECK ACCESS SYSTEM switch .....	Guard closed
FLIGHT RECORDER switch .....	NORM
SERVICE INTERPHONE switch .....	OFF
RESERVE BRAKES and STEERING RESET/DISABLE switch .....	Guard closed
Verify that the ISLN light is extinguished.	
<u>Circuit breakers</u> .....	Check
Emergency equipment .....	Check

Ilustracja 19. Fragment Boeing 767 Operations Manual dotyczący sprawdzania bezpieczników

## 5. Załączniki

załącznik nr 1

<b>LOTAMS</b>		WP identification No : <b>C0014359</b>	
Item : <b>F40</b>	<b>NON-ROUTINE / COMPLAINT CARD</b>	A/C type : <b>767</b>	A/C registration <b>SP-LPC</b>
Non Routine List No: <b>02</b>	Discrepancy No : <b>053230</b>		
Step	Work Description	Ordered by (sign, ID, date)	Performed by (sign, ID, date)
7	<p>MEASURE THE HYD MTR GEN SHUTOFF VALVE CURRENT</p> <p>(1) Make sure that BAT. BUS DISTR CB C829 is installed (see Item 4 (1)).</p> <p>(2) Open the P6-1 CB panel and connect clamp ammeter probe to the W070-02F-22 wire (CB C906). WDM 24-25-11.</p> <p>(3) Push the HYD GEN test switch at the P61 panel.</p> <p>(4) Measure and record the W070-02F-22 current value. Write down result: <u>0,63</u> (A)</p>	12 Dec. 11	<p><del>LOTAMS PL 145.000</del> Leszek Maciejowski ID: 618090276 LICZC.P.08.1341</p> <p><del>LOTAMS PL 145.000</del> Leszek Maciejowski ID: 618090276 LICZC.P.08.1341</p> <p>13 DEC 11</p>
8.	<p>(1) Install BPCU P/N 734285E S/N <b>1895</b> AMM 24-41-03 p 401.</p> <p>(2) Perform BPCU BITE AMM 24-20-00.</p>	12 Dec. 11	<p><del>LOTAMS PL 145.000</del> Leszek Maciejowski ID: 618090276 LICZC.P.08.1341</p> <p><del>LOTAMS PL 145.000</del> Leszek Maciejowski ID: 618090276 LICZC.P.08.1341</p> <p>13 DEC 11</p>
9.	<p>MEASURE THE TRIP TIME OF CIRCUITS BREAKERS CONNECTED TO THE CB C829 AT P6-1 PANEL</p> <p>(1) Remove electrical power AMM 24-22-00/201.</p> <p>(2) Open the BAT. BUS DISTR CB C829.</p> <p>(3) Disconnect the output wires from CBs listed in Table 1. WDM 24-54-71</p> <p>(4) Adjust the power supply to 200 % current value set in Table 1.</p> <p>(5) Connect power supply to each CB, measure and record the trip time.</p> <p>(6) Connect wires disconnected in item (2).</p> <p>(7) Close the BAT. BUS DISTR CB C829.</p>	12 Dec. 11	<p><del>LOTAMS PL 145.000</del> Leszek Maciejowski ID: 618090276 LICZC.P.08.1341</p> <p><del>LOTAMS PL 145.000</del> Leszek Maciejowski ID: 618090276 LICZC.P.08.1341</p> <p>13 DEC 11</p>

Form No: MOE LOTAMS 2.13A/12/08.08.2002

page 1 Of 4

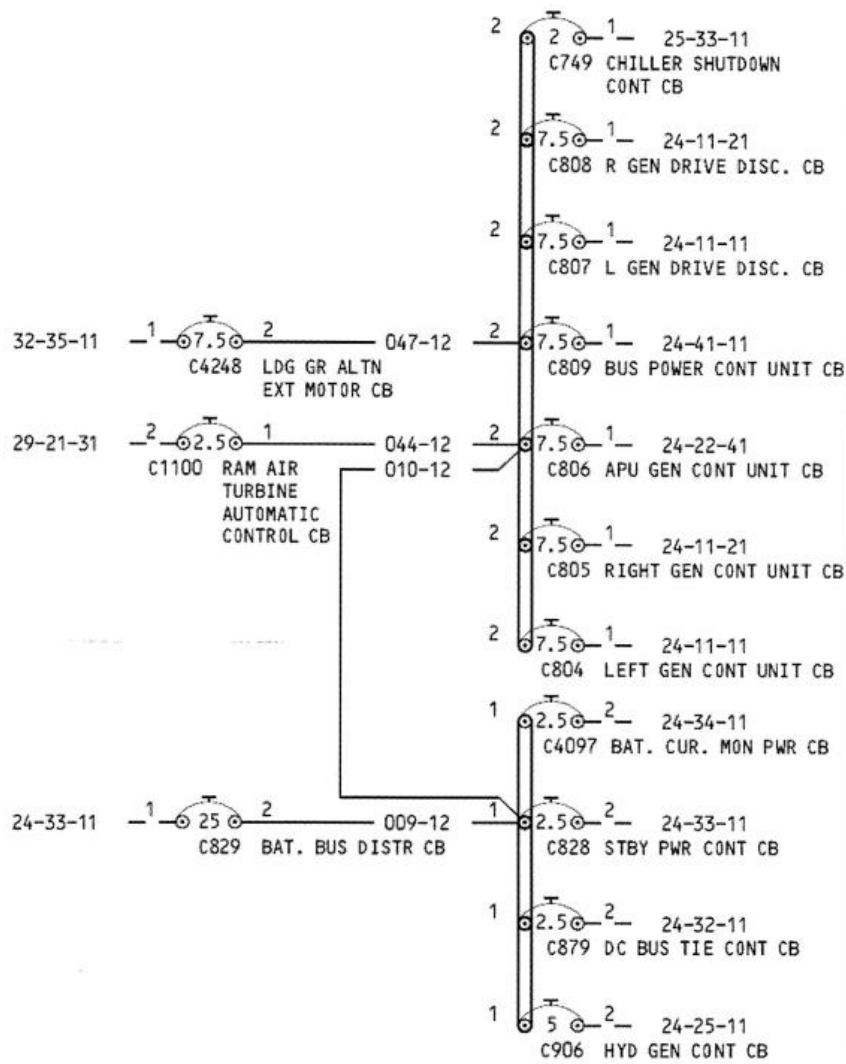




WP identification No :

**C0014359**

Item :	<b>NON-ROUTINE / COMPLAINT CARD</b>	A/C type :	A/C registration
<b>F40</b>		<b>767</b>	<b>SP-LPC</b>



24-54-71  
Page 3  
Jul 01/2005





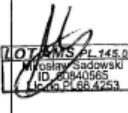
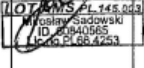


**LOTAMS**

WP identification No : C0014359

Item : F40	<b>NON-ROUTINE / COMPLAINT CARD</b>	A/C type : 767	A/C registration SP-LPC
---------------	---	-------------------	----------------------------

Non Routine List No: 02	Discrepancy No : 0053230
----------------------------	-----------------------------

**Action details**

Step	Work Description	Ordered by (sign, ID, date)	Performed by (sign, ID, date)
1.	Perform MAIN/NOSE ALTERNATE EXTEND SYSTEM TEST Task Card B 767 32-021-01 Note: Before the test: (1) Open the P6-1 CB panel and connect clamp ammeter probe to the W028-013 wire (CB C4248) During the test: (1) Measure and record the W028-013 current value.	  16.11.11	  16.11.2011
2.	<b>P6-1 panel wiring inspection.</b> References: WDM 24-54-71 page 3 (1) Remove electrical power (AMM 24-22-00/201). (2) Open the P6-1 CB panel. (3) Perform detail visual inspection for any damage to wiring or behind any of the breakers. Particular interest are the in yellow (specifically ones labelled W1040-009, -010, -044, and -047).	  16.11.11	  16.11.2011





WP identification No : **C0014359**

Item : <b>F40</b>	<b>NON-ROUTINE / COMPLAINT CARD</b>	A/C type : <b>767</b>	A/C registration <b>SP-LPC</b>
----------------------	---	--------------------------	-----------------------------------

3.	<p><b>Landing gear alternate extend actuator wiring check.</b> References: WDM 32-35-11 page 1.</p> <p>(1) Disconnect W028-013 wire terminal from the C4248 CB.</p> <p>(2) Disconnect connector D10228 from the alternate extend actuator.</p> <p>(3) Move the ALT N GEAR EXTENSION switch, on the panel P3, to the DN position.</p> <p>(4) Check the W028-013 wire continuity from CB terminal to connector D10228 pin 5.</p> <p>Write down result: <u>0,24 Ω</u></p> <p>(5) Perform W028-013 wire insulation test.</p> <p>Write down result: <u>7.56 GΩ</u></p> <p>(6) Check the connector D10228 pins 1 and 7 resistance to GND</p> <p>Write down result, pin 1: <u>0,01 kΩ</u> pin 7: <u>0,01 kΩ</u></p> <p>(7) Open following CBs: C749 (B7), C804 (B1), C805 (B2), C806 (B3), C807 (B5), C808 (B6), C809 (B4), C828 (A5), C879 (A6), C906 (A7), C1100 (C2), C4097 (A4), C4248 (F6), C 829 (A1)</p> <p>(8) Perform wire 010 (connected to the C829 CB output) insulation test.</p> <p>Write down result: <u>6.4 GΩ</u></p> <p>(9) Close CBs opened in item (7).</p> <p>(10) Connect W028-013 wire terminal to the C4248 CB.</p> <p>(11) Connect connector D10228 to the alternate extend actuator.</p> <p>(12) Move the ALT N GEAR EXTENSION switch, on the panel P3, to the OFF position</p>		
----	--	--	--

*[Handwritten signatures and stamps]*

LOTAMS 2.13A/12/08.08.2002  
Mikolaj Szadrowski  
ID: 00640568  
C. 02. 21. 02. 4284

LOTAMS 2.13A/12/08.08.2002  
Mikolaj Szadrowski  
ID: 00640568  
C. 02. 21. 02. 4284

16.11.11



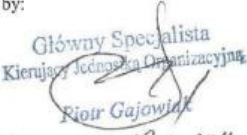

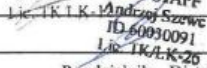

16.11.11



WP identification No : C0014359

Item : F40	<b>NON-ROUTINE / COMPLAINT CARD</b>	A/C type : <b>767</b>	A/C registration <b>SP-LPC</b>
---------------	---	--------------------------	-----------------------------------

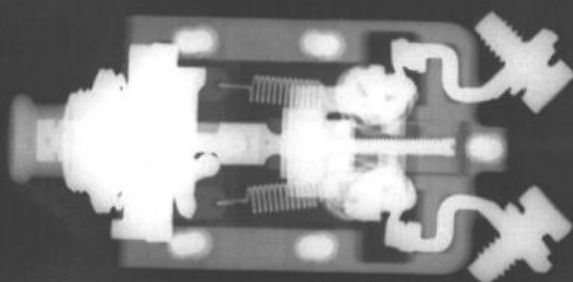
4.	(1) Replace the BAT. BUS DISTR CB C829 (SWPM 20-30-00 page 22) (2) Replace the LDG GR ALT EXT MOTOR CB C4248 (SWPM 20-30-00 page 22) (3) Close the P6-1 CB panel.  <b>Note: The removed CBs have to be transfer for further examination.</b>	 16.11.11	<p>CB C829 C4248 REMOVED</p> 16.11.11
5.	Remove the LANDING GEAR ALTERNATE EXTEND ACTUATOR (AMM 32-35-12 p.401) <b>Note: The removed ACTUATOR have to be transfer for further examination</b>	 16.11.11	
6.	Install the LANDING GEAR ALTERNATE EXTEND ACTUATOR (AMM 32-35-12 p.401)	 16.11.11	

<b>LOT AIRCRAFT MAINTENANCE SERVICES SP. z o.o.</b> Służba Obsługi Warsztatowej Sekcja Pomiarów i NDT 00-906 Warszawa ul. 17 stycznia 45c		 <b>POLISH AIRLINES NDT LAB.</b> PART-145 APPROVAL CERTIFICATE	
<b>Orzeczenie Techniczne Nr – Inspection Report No: 1353 / TTWN/RT/11</b>			
<b>I. Data Wykonania Badania(dd-mm-rr) – Date of inspection:</b> 16-11-2011			
<b>II. Rodzaj Przeglądu – Check No:</b>		<b>Spec</b>	
<b>III. Podstawa Badań - Ref. Documentation:</b> WO No. C0014359			
<b>IV. Dane Samolotu – Aircraft Data:</b>		<b>V. Dane Silnika – Engine Data:</b>	
1. Samolot – Aircraft: <b>SP-LPC</b>		1. Typ s-ka – Engine type: -----	
2. Nr fabryczny – S/N: <b>28656</b>		2. Pozycja – Position: -----	
3. Nalot – Flt. hrs.: <b>65379 h</b>		3. Nr fabryczny – S/N: -----	
		4. Nalot – Flt. hrs: ----- h	
<b>VI. Badany Rejon – Inspected Area:</b> 25A fuse P/N: BACC18X25 and 7A fuse P/N: BACC18Z7R Removed from SP-LPC			
<b>VII. Metoda i Aparatura – Method and equipment:</b> Metoda: X – RAY INSPECTION. Aparatura: Balteau SN: 4801812 calibrated on 25.05.2011, Scanner CR VMI 5100MS SN: 1091-3383 Badanie zgodne z – Carried out on: Part 2 - B767 NDT Manual No. D6347301 Aug 15/2011 Rev.99			
<b>VIII. Wyniki Badań – Results of inspection:</b>			
			
<b>IX. Badanie Wykonali – Inspected by:</b>		<b>Nr Lic. – Lic. No</b>	
1. Adam Talaga		LK – 12	
2. Andrzej Szewc		LK – 26	
<b>Zatwierdził - Approved by:</b>		<b>Podpis – Signature</b>	
 Główny Specjalista Kierujący Sekcją Organizacyjną Piotr Gajownik		 Adam Talaga  Andrzej Szewc ID: 60030091 Lic. LK/A-K-26	
<b>Data/Podpis - Date/Signature</b>		<b>Rozdzielnik – Distribute:</b>	
18.11.2011		TTWN, TZQ, TTC, TZQR, 	

7

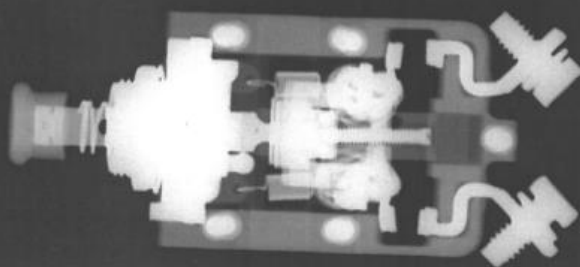
# SPLPC

CLOSED POSITION  
REMOVED FROM PC  
PN: BACC18X25



# SPLPC

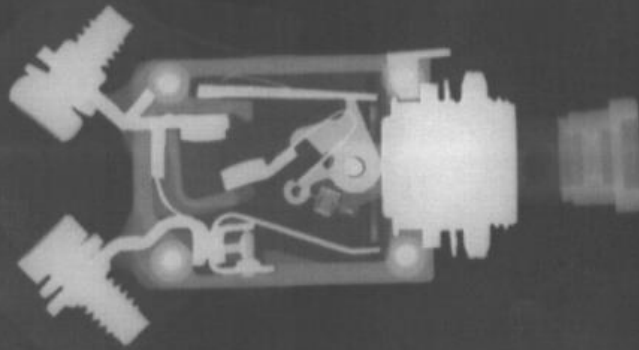
OPEN POSITION  
REMOVED FROM PC  
PN: BACC18X25



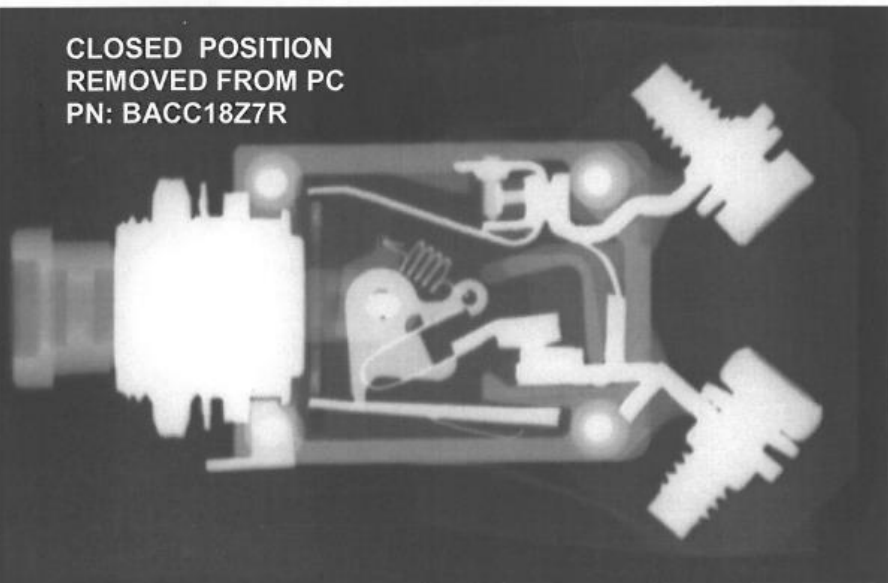
7

# SPLPC

OPEN POSITION  
REMOVED FROM PC  
PN: BACC18Z7R

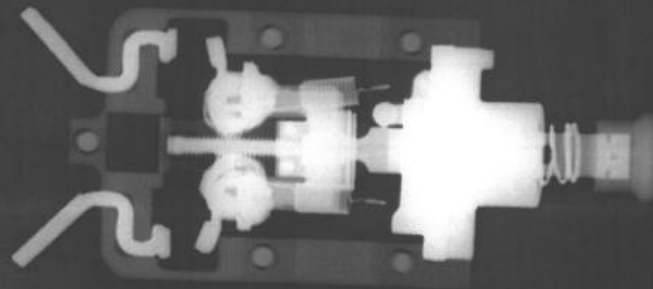


CLOSED POSITION  
REMOVED FROM PC  
PN: BACC18Z7R

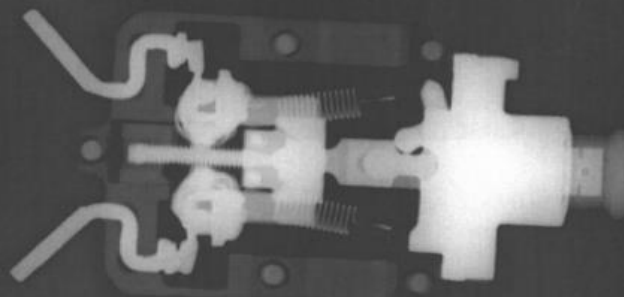


7

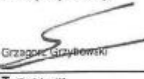
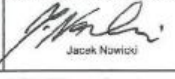
OPEN POSITION  
NEW - PN: BACC18X25



CLOSED POSITION  
NEW - PN: BACC18X25






<small>AVIATION MAINTENANCE SERVICES</small> <b>LOTAMS WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE</b> <small>(WORKSHOP ENGINEERING ORDER)</small>			WEO – numer (number)	
Stowarzyszone ED Nr (Associated with WEO number)		Stowarzyszone WEO Nr (Associated with WEO number)		Numer zlecenia (SWP number)
N/a		N/a		T3100009668
Rodzaj (Type of) WEO	Grupa ATA (coordination)	Data wydania (issue date)	Data zmiany (Revision date)	Kopie przesać co (Copy send to)
CHK	24	16.11.2011	N/a	N/a
Opracował (Prepared by)	Sprawdził (Checked by)	Zaakceptował (Approved by)	Zatwierdzenie Nadzoru Lotniczego (tak/nie) (CAA Approval (Y/No))	
 Grzegorz Grzybowski	 Krzysztof Majos	 Jacek Nowicki	No	
TEMAT (Subject): <b>Sprawdzenie Bezpiecznika (Circuit Breaker Test)</b> <span style="border: 1px solid red; padding: 2px;">załącznik nr.4</span>				
Wykonać na (Performed on)				
Samolot (Aircraft)	P/N komponentu (Component P/N)	S/N komponentu (Component S/N)	Nazwisko, podpis, data (Name, signature, date)	
SP-LPC	700-038-25, or BACC18X25	brak	N/a	
Warunki wykonania (Compliance):	N/A			
Dotyczy (Effectivity):	Bezpiecznik z samolotu SP-LPC z pozycji C829 Circuit breaker from position C829			
Dokumentacja związana (References):	Boeing Part Specification BPS-C-144 rev B Mar 17/1993 Boeing Part Standard BACC18X rev U Jun 23/2003			
Przyczyna (Reason):	Do sprawdzenia (Check)			
Dodatkowe środki ostrożności (Special precautions):	N/A			
Zmiany oznaczeń po modyfikacji/naprawie (Modification / Repair markings):	N/A			
Zmiany dotyczące dokumentacji (Publication affected):	N/A			
Współzamiennność (interchangeability):	N/A			
Części i materiały (Parts and materials):	Bezpiecznik (circuit breaker) p/n 700-038-25			
Pracochłonność / wymagany czas (Expected manhours / elapsed time):				
Narzędzia specjalne (Special tooling):	Zasilacz (power supply) 28 DC, obciążenie (load) E120, miernik uniwersalny (digital multimeter), miernik do pomiaru oporności izolacji (Isolation meter) E90, stoper (stopwatch), amperomierz (ammeter), dynamometr (dynamometer)			
Rysunki / Załączniki (Drawings / Appendices):	N/A			
Zmiana masy i położenia środka masy (Weight / MAC change / STA):	N/A			
Zmiany w bilansie elektrycznym (Electrical load data):	N/A			

<small>AIRCRAFT MAINTENANCE SERVICES</small> <b>LOTAMS WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE</b> <small>(WORKSHOP ENGINEERING ORDER)</small>		WEO – numer (number) <b>TWPA/767/0963/11/R00</b>		
Technologia wykonania prac – dla obsługi jednowarsztatowej <i>(Accomplishment instruction – for single shop maintenance):</i>				
Lp	Warsztat <i>(Work shop)</i>	Operacje <i>(Instructions)</i>	Nazwisko, podpis i data <i>(Name, sign &amp; date)</i>	
			Wykonał <i>(Worked by)</i>	Sprawdził <i>(Checked by)</i>
1.	TTWA Electrical	<b>Sprawdzenie (Check)</b> Sprawdzić wizualnie, czy bezpiecznik nie posiada śladów uszkodzeń mechanicznych. Sprawdzić stan terminali połączeniowych, czy nie noszą śladów przegrzania, czy są prawidłowo zabudowane w obudowie (nie występują luzy). <i>Visually inspect the fuse does not have signs of damage. Check the condition of the connecting terminals, and no signs of overheating, whether they are properly integrated in the housing (there are no clearances).</i>  Uwagi (Note):  <i>Brak wagi</i>	<i>17 LIS. 2011</i> <i>Dariusz Olewiński</i>	N/a
2.	TTWA Electrical	<b>Test (Test)</b> a) Sprawdzenie siły wyciągnięcia główki bezpiecznika. Podłączyć dynamometr i wykonać pięciokrotnie pomiar siły potrzebnej do wyciągnięcia bezpiecznika. Wymagany wynik: 1.35 do 12 lbs (0.61 do 5.44 kg) Zanotować poniżej wyniki pomiarów: <i>(Checking the force to draw the head of the fuse. Connect the dynamometer and measurement performed five times the force required to pull the fuse. Required result: 1.35 to 12 lbs (0.61 to 5.44 kg). Record the following measurements)</i>  <i>1 - 1.5, 2 - 1.4, 3 - 1.0, 4 - 1.5, 5 - 1.6</i>  Dla porównania wykonać identyczny test dla nowego bezpiecznika pobranego z magazynu. Zanotować poniżej wyniki pomiarów: <i>(For comparison, perform the same test for the new fuse downloaded from the store. Record the following measurements)</i>  <i>1 - 2.7, 2 - 2.8, 3 - 2.9, 4 - 2.8, 5 - 2.8</i>  Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation):  <input checked="" type="radio"/> TAK (Yes) / <input type="radio"/> NIE (No) **  Uwagi (Note):  <i>Brak wagi.</i>	<i>17 LIS. 2011</i> <i>Dariusz Olewiński</i>	N/a


<small>ANCILLARY MAINTENANCE SERVICES</small> <b>LOTAMS WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE</b> <small>(WORKSHOP ENGINEERING ORDER)</small>		WEO – numer (number) TWPA/767/0963/11/R00		
Technologia wykonania prac – dla obsługi jednowarsztatowej (Accomplishment instruction – for single shop maintenance):				
Lp	Warsztat (Work shop)	Operacje (Instructions)	Nazwisko, podpis i data (Name, sign & date)	
			Wykonał (Worked by)	Sprawdził (Checked by)
cd 2.	TTWA Electrical	<p>Sprawdzenie siły wciśnięcia główki bezpiecznika.  Podłączyć dynamometr i wykonać pięciokrotnie pomiar siły potrzebnej do wciśnięcia główki bezpiecznika.  Wymagany wynik: 2 do 16 lbs (0.91 do 7.26 kg)  Zanotować poniżej wyniki pomiarów:  <i>(Checking the force to reset the fuse.</i>  <i>Connect the dynamometer and measurement performed five times the force required to reset the fuse. Required result: 2 to 16 lbs (0.91 to 7.26 kg) Record the following measurements)</i></p> <p>1 - <u>6.2</u>, 2 - <u>6.2</u>, 3 - <u>6.3</u>, 4 - <u>6.2</u>, 5 - <u>6.3</u></p> <p>Dla porównania wykonać identyczny test dla nowego bezpiecznika pobranego z magazynu.  Zanotować poniżej wyniki pomiarów:  <i>(For comparison, perform the same test for the new fuse downloaded from the store. Record the following measurements)</i></p> <p>1 - <u>3.2</u>, 2 - <u>3.4</u>, 3 - <u>3.3</u>, 4 - <u>3.1</u>, 5 - <u>3.4</u></p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :  <input checked="" type="radio"/> TAK(Yes) / <input type="radio"/> NIE(No) **</p> <p>Uwagi(Note):  <i>Brak uwag</i></p>	17 LIS. 2011 <i>Dariusz Olewiński</i>	
		<p>b) Test przy maksymalnym obciążeniu nominalnym.  Zwiększać powoli obciążenie przy napięciu 28VDC do osiągnięcia wartości 28.75A. Pozostawić bezpiecznik z takim obciążeniem na czas 1 godziny, w tym czasie bezpiecznik nie powinien zadziałać.  <b>Uwaga:</b> w przypadku zadziałania bezpiecznika przed osiągnięciem wartości prądu 28.75A, bądź wcześniej niż zakładany czas testu należy zanotować te dane w uwagach.  <i>(Test at the maximum rated load.</i>  <i>Slowly increase the load to 28.75A, voltage 28VDC. Leave the fuse with this load for 1 hour, at the time fuse should not work.</i>  <i>Note: If the fuse knock out before reaching the current value of 28.75A, or earlier than expected test time, record the data in the comments.)</i></p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :  <input checked="" type="radio"/> TAK(Yes) / <input type="radio"/> NIE(No) **</p> <p>Uwagi(Note):  <i>Brak uwag</i></p>	17 LIS. 2011 <i>Dariusz Olewiński</i>	N/a




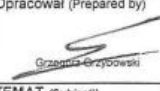
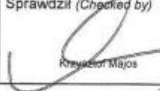
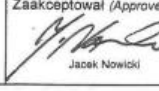
 <b>WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE</b> <small>(WORKSHOP ENGINEERING ORDER)</small>		WEO – numer (number) <b>TWPA/767/0963/11/R00</b>		
Technologia wykonania prac – dla obsługi jednowarsztatowej (Accomplishment instruction – for single shop maintenance):				
Lp	Warsztat (Work shop)	Operacje (Instructions)	Nazwisko, podpis i data (Name, sign & date)	
			Wykonał (Worked by)	Sprawdził (Checked by)
cd 2.	TTWA Electrical	<p>c) Test spadków napięcia na stykach.            Wykonać prądem 25 A, napięciem 28 VDC. Spadek napięcia powinien być mniejszy od 150 mV.            Podłączyć obciążenie po zwarceniu styków.            Próbę powtórzyć pięć razy. Zanotować poniżej wyniki pomiarów:            (Test voltage drop in the contacts.            Carry current 25 A, voltage of 28 VDC. The voltage drop should be less than 150 mV. Connect the load after shorting the contacts.            Repeat test five times. Record the following measurements)</p> <p>1 - 122mV, 2 - 123mV, 3 - 124mV, 4 - 121mV, 5 - 122mV</p> <p>W trakcie testu należy sprawdzić, czy przy wyciągniętej główce bezpiecznika następuje rozłączenie obwodu (R &gt; 100 Ω)            (During the test, check the fuse with outstretched head is disconnected the circuit (R &gt; 100 Ω).)</p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :</p> <p><input checked="" type="radio"/> TAK(Yes) / NIE(No) **</p> <p>Uwagi(Note): Brak uwag</p>	<p>17.11.2011 Dariusz Olewiński</p>	N/a
		<p>d) Sprawdzenie działania bezpiecznika przy przekroczonym nominalnym obciążeniu.            Przy wciśniętej główce bezpiecznika podać obciążenie 50A, 28VDC. Sprawdzić czas zadziałania bezpiecznika.            Czas powinien wynieść od 12,5 do 55 sekund.            (Checking the fuse when exceeded their rated load.            When pressed the head of state load fuse 50A, 28VDC. Check the fuse time. Time should range from 12,5 to 55 seconds.)</p> <p>Wynik pomiaru (The result): .....25s.....</p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :</p> <p><input checked="" type="radio"/> TAK(Yes) / NIE(No) **</p> <p>Uwagi(Note): Brak uwag</p>		


Technologia wykonania prac – dla obsługi jednowarsztatowej  
(Accomplishment instruction – for single shop maintenance):

Lp	Warsztat (Work shop)	Operacje (Instructions)	Nazwisko, podpis i data (Name, sign & date)	
			Wykonał (Worked by)	Sprawdził (Checked by)
cd 2.	TTWA Electrical	<p>e) Test upływności izolacji. Wykonać test upływności izolacji napięciem 1500 VAC, 50Hz pomiędzy połączonymi terminalami połączeniowymi a metalowymi elementami obudowy i pomiędzy terminalami przy otwartym bezpieczniku. Przyrost wartości napięcia w trakcie testu nie powinien być większy od 250 V na sekundę. W trakcie testu nie powinny nastąpić iskrzenia, lub inne czynniki świadczące o usterce urządzenia. Upływność nie powinna przekroczyć 1 mA. (Dielectric Test of insulation. Test voltage 1500 VAC , 50Hz between connected terminals and a metal elements the housing and terminals with an open fuse. Increase the voltage during the test should not be greater than 250 V per second. During the test no evidence of breakdown, flashover. Leakage should not exceed 1 mA)</p> <p>Wynik pomiaru (The result): <i>0 mA / brak upływności</i></p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :</p> <p>Uwagi(Note): <input checked="" type="radio"/> TAK(Yes) / NIE(No) ** <i>Brak uwag</i></p>	<p><i>17 LIS 2011</i> <i>Dariusz Olewiński</i></p>	<p>N/a</p>
<p>f) Test rezystancji izolacji. Wykonać test rezystancji izolacji napięciem 500 VDC pomiędzy połączonymi terminalami a metalowymi elementami obudowy i pomiędzy terminalami przy otwartym bezpieczniku. Rezystancja powinna wynosić <math>\geq 100M\Omega</math>. (Test insulation resistance. Perform insulation resistance test voltage of 500 VDC between connected terminals and a metal elements the housing and terminals with an open fuse. Resistance should be <math>\geq 100M\Omega</math>.)</p> <p>Wynik pomiaru (The result): <i>...50 G.Ω...</i></p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :</p> <p>Uwagi(Note): <input checked="" type="radio"/> TAK(Yes) / NIE(No) ** <i>Brak uwag</i></p>				

 <b>WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE</b> <small>(WORKSHOP ENGINEERING ORDER)</small>		WEO – numer (number) <b>TWPA/767/0963/11/R00</b>			
<b>Technologia wykonania prac – dla obsługi jednowarsztatowej</b> <b>(Accomplishment instruction – for single shop maintenance):</b>					
Lp	Warsztat (Work shop)	Operacje (Instructions)	Nazwisko, podpis i data (Name, sign & date)		
			Wykonał (Worked by)	Sprawdził (Checked by)	
cd 2.	TTWA Electrical	Po wykonanych testach, należy uznać urządzenie za sprawne: (After the tests performed, the device should be considered serviceable)  <input checked="" type="radio"/> TAK(Yes) / <input type="radio"/> NIE(No) **  ** zaznaczyć prawidłową odpowiedź (select the correct answer)	17.11.2011 Dariusz Olewiński	N/a	
Nazwisko, pieczęć, podpis i data (Name, Sign & date)		* Poświadczyl (Certify by) Dariusz Olewiński 20088918			
* Certifies that the work specified except as otherwise specified was carried out in accordance with Part-145 and in respect to that work the aircraft/aircraft component is considered for release to service.					
<b>Lista użytych narzędzi podlegających obsłudze metrologicznej (List of the used calibration tools):</b>					
Lp	Warsztat (Work shop)	Nazwa narzędzia (Tool description)	S/N	Lub (or) workshop S/N	Nazwisko, podpis i data (Name, sign & date)
1	TTWA Electrical	Zasilacz 28VDC	1101089		Dariusz Olewiński 17.11.2011
2	TTWA Electrical	Obciążenie		E120	Dariusz Olewiński 17.11.2011
3	TTWA Electrical	Miernik uniwersalny		0430-09-8441/002	Dariusz Olewiński 17.11.2011
4	TTWA Electrical	Miernik rezystancji izolacji		0430-09-6341	Dariusz Olewiński 17.11.2011
5	TTWA Electrical	Stoper		E233	Dariusz Olewiński 17.11.2011
6	TTWA Electrical	Miernik upływności izolacji		E113	Dariusz Olewiński 17.11.2011
7	TTWA Electrical	Amperomierz		E100	Dariusz Olewiński 17.11.2011
8	TTWA Electrical	Dynamometr	57		Dariusz Olewiński 17.11.2011
9	TTWA Electrical	Dynamometr		P3	Dariusz Olewiński 17.11.2011
KONIEC LISTY					Lucjusz



 <b>WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE</b> <i>(WORKSHOP ENGINEERING ORDER)</i>				WEO – numer (number) <b>TWPA/767/0964/11/R00</b>	
Stowarzyszone EO Nr (Associated with WEO number) N/a		Stowarzyszone WEO Nr (Associated with WEO number) N/a		Numer zlecenia (SWP number) T3100009668	
Rodzaj (Type of) WEO CHK	Grupa ATA (coordination) 24	Data wydania (issue date) 16.11.2011	Data zmiany (Revision date) N/a	Kopie przesłać do (Copy send to) N/a	
Opracował (Prepared by)  Grzegorz Grzybowski	Sprawdził (Checked by)  Krzysztof Majos	Zaakceptował (Approved by)  Jacek Nowicki	Zatwierdzenie Nadzoru Lotniczego (tak/nie) (CAA Approval (Y/No)) No		
TEMAT (Subject): <b>Sprawdzenie Bezpiecznika (Circuit Breaker Test) załącznik nr 5</b>					
Wykonać na (Performed on)					
Samolot (Aircraft) SP-LPC	P/N komponentu (Component P/N) BACC18Z7R or 2TC6-71/2	S/N komponentu (Component S/N) brak	Nazwisko, podpis, data (Name, signature, date) N/a		
Warunki wykonania (Compliance):	N/A				
Dotyczy (Effectivity):	Bezpiecznik z samolotu SP-LPC z pozycji C4248 Circuit breaker from position C4248				
Dokumentacja związana (References):	Boeing Part Specification BPS-C-144 rev B Mar 17/1993 Boeing Part Standard BACC18X rev U Jun 23/2003				
Przyczyna (Reason):	Do sprawdzenia (Check)				
Dodatkowe środki ostrożności (Special precautions):	N/A				
Zmiany oznaczeń po modyfikacji/naprawie (Modification / Repair markings):	N/A				
Zmiany dotyczące dokumentacji (Publication affected):	N/A				
Współzamiennność (Interchangeability):	N/A				
Części i materiały (Parts and materials):	Bezpiecznik (circuit breaker) p/n BACC18Z7R				
Pracochłonność / wymagany czas (Expected manhours / Elapsed time):					
Narzędzia specjalne (Special tooling):	Zasilacz (power supply) DC nr E105, obciążenie (load) E120, miernik uniwersalny (digital multimeter), miernik do pomiaru oporności izolacji (Isolation meter) E90, stoper (stopwatch), amperomierz (ammeter), dynamometr (dynamometer)				
Rysunki / Załączniki (Drawings / Appendices):	N/A				
Zmiana masy i położenia środka masy (Weight / MAC change / STA):	N/A				
Zmiany w bilansie elektrycznym (Electrical load data):	N/A				

 <b>WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE</b> <small>(WORKSHOP ENGINEERING ORDER)</small>		WEO – numer (number) TWPA/767/0964/11/R00		
Technologia wykonania prac – dla obsługi jednowarsztatowej (Accomplishment instruction – for single shop maintenance):				
L p	Warsztat (Work shop)	Operacje (Instructions)	Nazwisko, podpis i data (Name, sign & date)	
			Wykonał (Worked by)	Sprawdził (Checked by)
1.	TTWA Electrical	<b>Sprawdzenie (Check)</b> Sprawdzić wizualnie, czy bezpiecznik nie posiada śladów uszkodzeń mechanicznych. Sprawdzić stan terminali połączeniowych, czy nie noszą śladów przegrzania, czy są prawidłowo zabudowane w obudowie (nie występują luzy). <i>Visually inspect the fuse does not have signs of damage. Check the condition of the connecting terminals, and no signs of overheating, whether they are properly integrated in the housing (there are no clearances).</i>  Uwagi (Note): <i>Brak wagi</i>	<i>17.11.2011</i> <i>Dariusz Olewiński</i>	N/a
2.	TTWA Electrical	<b>Test (Test)</b> a) Sprawdzenie siły wyciągnięcia główki bezpiecznika. Podłączyć dynamometr i wykonać pięciokrotnie pomiar siły potrzebnej do wyciągnięcia bezpiecznika. Wymagany wynik: 1.35 do 12 lbs (0.61 do 5.44 kg) Zanotować poniżej wyniki pomiarów: <i>(Checking the force to draw the head of the fuse. Connect the dynamometer and measurement performed five times the force required to pull the fuse. Required result: 1.35 to 12 lbs (0.61 to 5.44 kg). Record the following measurements)</i>  <i>1 - 2.6, 2 - 2.9, 3 - 2.7, 4 - 2.6, 5 - 2.7</i>  Dla porównania wykonać identyczny test dla nowego bezpiecznika pobranego z magazynu. Zanotować poniżej wyniki pomiarów: <i>(For comparison, perform the same test for the new fuse downloaded from the store. Record the following measurements)</i>  <i>1 - 2.2, 2 - 1.8, 3 - 2.1, 4 - 2.0, 5 - 1.8</i>  Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :  <input checked="" type="radio"/> TAK (Yes) / <input type="radio"/> NIE (No) **  Uwagi (Note): <i>Brak wagi</i>	<i>17.11.2011</i> <i>Dariusz Olewiński</i>	N/a

AIRCRAFT MAINTENANCE SERVICES <b>LOTAMS</b> WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE (WORKSHOP ENGINEERING ORDER)		WEO – numer (number) TWPA/767/0964/11/R00		
Technologia wykonania prac – dla obsługi jednowarsztatowej (Accomplishment instruction – for single shop maintenance):				
Lp	Warsztat (Work shop)	Operacje (Instructions)	Nazwisko, podpis i data (Name, sign & date)	
			Wykonał (Worked by)	Sprawdził (Checked by)
cd 2.	TTWA Electrical	<p>Sprawdzenie siły wciśnięcia główki bezpiecznika. Podłączyć dynamometr i wykonać pięciokrotnie pomiar siły potrzebnej do wciśnięcia główki bezpiecznika. Wymagany wynik: 2 do 16 lbs (0.91 do 7.26 kg) Zanotować poniżej wyniki pomiarów: (Checking the force to reset the fuse. Connect the dynamometer and measurement performed five times the force required to reset the fuse. Required result: 2 to 16 lbs (0.91 to 7.26 kg) Record the following measurements)</p> <p>1 - 1.0, 2 - 1.4, 3 - 0.95, 4 - 0.95, 5 - 1.2</p> <p>Dla porównania wykonać identyczny test dla nowego bezpiecznika pobranego z magazynu. Zanotować poniżej wyniki pomiarów: (For comparison, perform the same test for the new fuse downloaded from the store. Record the following measurements)</p> <p>1 - 1.0, 2 - 1.0, 3 - 1.2, 4 - 1.3, 5 - 1.0</p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :</p> <p>TAK(Yes) / NIE(No) **</p> <p>Uwagi(Note):</p>	<p>Dariusz Olewiński 17.11.2011</p>	<p>N/a</p>
	<p>b) Test przy maksymalnym obciążeniu nominalnym. Zwiększać powoli obciążenie przy napięciu 28VDC do osiągnięcia wartości 8.63A. Pozostawić bezpiecznik z takim obciążeniem na czas 1 godziny, w tym czasie bezpiecznik nie powinien zadziałać. <u>Uwaga:</u> w przypadku zadziałania bezpiecznika przed osiągnięciem wartości prądu 8.63A, bądź wcześniej niż zakładany czas testu należy zanotować te dane w uwagach. (Test at the maximum rated load. Slowly increase the load to 8.63A, voltage 28VDC. Leave the fuse with this load for 1 hour, at the time fuse should not work. <u>Note:</u> If the fuse knock out before reaching the current value of 8.63A, or earlier than expected test time, record the data in the comments.)</p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :</p> <p>TAK(Yes) / NIE(No) **</p> <p>Uwagi(Note):</p>	<p>Dariusz Olewiński 17.11.2011</p>		

AIRCRAFT MAINTENANCE SERVICES <b>LOTAMS WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE</b> (WORKSHOP ENGINEERING ORDER)		WEO – numer (number) TWPA/767/0964/11/R00		
Technologia wykonania prac – dla obsługi jednowarsztatowej (Accomplishment instruction – for single shop maintenance):				
Lp	Warsztat (Work shop)	Operacje (Instructions)	Nazwisko, podpis i data (Name, sign & date)	
			Wykonał (Worked by)	Sprawdził (Checked by)
cd 2.	TTWA Electrical	<p>c) Test spadków napięcia na stykach. Wykonać prądem 7.5 A, napięciem 28 VDC. Spadek napięcia powinien być mniejszy od 150 mV. Podłączyć obciążenie po zwarciu styków. Próbie powtórzyć pięć razy. Zanotować poniżej wyniki pomiarów: (Test voltage drop in the contacts. Carry current 7.5 A, voltage of 28 VDC. The voltage drop should be less than 150 mV. Connect the load after shorting the contacts. Repeat test five times. Record the following measurements)</p> <p>1 - 148 mV 2 - 146 mV 3 - 145 mV 4 - 147 mV 5 - 146 mV</p> <p>W trakcie testu należy sprawdzić, czy przy wyciągniętej główce bezpiecznika następuje rozłączenie obwodu (R &gt; 100 Ω) (During the test, check the fuse with outstretched head is disconnected the circuit (R &gt; 100 Ω).)</p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :</p> <p><input checked="" type="radio"/> TAK (Yes) / <input type="radio"/> NIE (No) **</p> <p>Uwagi (Note): Brak uwag</p>	<p>Dariusz Olewiński 17 LIS. 2011</p>	N/a
		<p>d) Sprawdzenie działania bezpiecznika przy przekroczonym nominalnym obciążeniu. Przy wciśniętej główce bezpiecznika podać obciążenie 15A, 28VDC. Sprawdzić czas zadziałania bezpiecznika. Czas powinien wynieść od 12,5 do 55 sekund. (Checking the fuse when exceeded their rated load. When pressed the head of state load fuse 15A, 28VDC. Check the fuse time. Time should range from 12,5 to 55 seconds.)</p> <p>Wynik pomiaru (The result): 14,55.....</p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją (Parameters in accordance with the documentation) :</p> <p><input checked="" type="radio"/> TAK (Yes) / <input type="radio"/> NIE (No) **</p> <p>Uwagi (Note): Brak uwag</p>	<p>17 LIS. 2011 Dariusz Olewiński</p>	



<small>AIRCRAFT MAINTENANCE SERVICES</small> <b>LOTAMS WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE</b> <small>(WORKSHOP ENGINEERING ORDER)</small>		<small>WEO – numer (number)</small> <b>TWPA/767/0964/11/R00</b>		
<b>Technologia wykonania prac – dla obsługi jednowarsztatowej</b> <b>(Accomplishment instruction – for single shop maintenance):</b>				
Lp	Warsztat <small>(Work shop)</small>	Operacje <small>(Instructions)</small>	Nazwisko, podpis i data <small>(Name, sign &amp; date)</small>	
			Wykonał <small>(Worked by)</small>	Sprawdził <small>(Checked by)</small>
cd 2.	TTWA Electrical	<p>e) Test upływności izolacji.            Wykonać test upływności izolacji napięciem 1500 VAC, 50Hz pomiędzy połączonymi terminalami połączeniowymi a metalowymi elementami obudowy i pomiędzy terminalami przy otwartym bezpieczniku. Przyrost wartości napięcia w trakcie testu nie powinien być większy od 250 V na sekundę. W trakcie testu nie powinny nastąpić iskrzenia, lub inne czynniki świadczące o usterce urządzenia. Upływność nie powinna przekroczyć 1 mA.  <i>(Dielectric Test of insulation. Test voltage 1500 VAC , 50Hz between connected terminals and a metal elements the housing and terminals with an open fuse. Increase the voltage during the test should not be greater than 250 V per second. During the test no evidence of breakdown, flashover. Leakage should not exceed 1 mA)</i></p> <p>Wynik pomiaru <i>(The result):</i> 0 mA / Brak upływności /</p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją <i>(Parameters in accordance with the documentation) :</i></p> <p>Uwagi <i>(Note):</i> <input checked="" type="radio"/> TAK <i>(Yes)</i> / <input type="radio"/> NIE <i>(No)</i> ** Brak uwagi</p>	<p>Dariusz Olewiński 17.11.2011</p>	
		<p>f) Test rezystancji izolacji.            Wykonać test rezystancji izolacji napięciem 500 VDC pomiędzy połączonymi terminalami a metalowymi elementami obudowy i pomiędzy terminalami przy otwartym bezpieczniku. Rezystancja powinna wynosić <math>\geq 100M\Omega</math>.  <i>(Test insulation resistance. Perform insulation resistance test voltage of 500 VDC between connected terminals and a metal elements the housing and terminals with an open fuse. Resistance should be <math>\geq 100M\Omega</math>.)</i></p> <p>Wynik pomiaru <i>(The result):</i> &gt;500GΩ</p> <p>Parametry zgodne z dokumentacją <i>(Parameters in accordance with the documentation) :</i></p> <p>Uwagi <i>(Note):</i> <input checked="" type="radio"/> TAK <i>(Yes)</i> / <input type="radio"/> NIE <i>(No)</i> ** Brak uwagi</p>	<p>Dariusz Olewiński 17.11.2011</p>	N/a

<small>AIRCRAFT MAINTENANCE SERVICES</small> <b>LOTAMS</b> <b>WARSZTATOWE POLECENIE TECHNICZNE</b> <small>(WORKSHOP ENGINEERING ORDER)</small>	WEO – numer (number) TWPA/767/0964/11/R00
--	--

Technologia wykonania prac – dla obsługi jednowarsztatowej  
(Accomplishment instruction – for single shop maintenance):

Lp	Warsztat (Work shop)	Operacje (Instructions)	Nazwisko, podpis i data (Name, sign & date)	
			Wykonał (Worked by)	Sprawdził (Checked by)
cd 2.	TTWA Electrical	<p>Po wykonanych testach, należy uznać urządzenie za sprawne:  (After the tests performed, the device should be considered serviceable)</p> <p style="text-align: center;">TAK (Yes) / NIE (No) **</p> <p style="text-align: center;">** zaznaczyć prawidłową odpowiedź (select the correct answer)</p>	Dariusz Olewiński 17.11.2011	N/a

Nazwisko, pieczęć, podpis i data (Name, Sign & date)	* Poświadczyl (Certify by)
	Dariusz Olewiński 17.11.2011 UC-8916

\* Certifies that the work specified except as otherwise specified was carried out in accordance with Part-145 and in respect to that work the aircraft/aircraft component is considered for release to service.

Lista użytych narzędzi podlegających obsłudze metrologicznej (List of the used calibration tools):

Lp	Warsztat (Work shop)	Nazwa narzędzia (Tool description)	S/N	Lub (or) workshop S/N	Nazwisko, podpis i data (Name, sign & date)
1	TTWA Electrical	Zasilacz 28VDC	1101 089		Dariusz Olewiński 17.11.2011
2	TTWA Electrical	Obciążenie		E120	Dariusz Olewiński 17.11.2011
3	TTWA Electrical	Miernik uniwersalny		0430-09-8441/002	Dariusz Olewiński 17.11.2011
4	TTWA Electrical	Miernik rezystancji izolacji		0430-09-6341	Dariusz Olewiński 17.11.2011
5	TTWA Electrical	Stoper		E233	Dariusz Olewiński 17.11.2011
6	TTWA Electrical	Miernik upływności izolacji		E113	Dariusz Olewiński 17.11.2011
7	TTWA Electrical	Amperomierz		E100	Dariusz Olewiński 17.11.2011
8	TTWA Electrical	Dynamometr		P3	Dariusz Olewiński 17.11.2011
9	TTWA Electrical	Dynamometr ELEKTRONICZNY	0430-09-6881/002 51/122		Dariusz Olewiński 17.11.2011
10	TTWA Electrical	DYNAMOMETR	57		Dariusz Olewiński 17.11.2011

KONIEC LISTY



**ZAŁĄCZNIK 5 do Raportu Końcowego z badania wypadku B-767-300, SP-LPC**

**EKSPERTYZA PSYCHOLOGICZNA  
DZIAŁANIA ZAŁOGI SAMOLOTU BOEING, SP-LPC**

## SPIS TREŚCI

<b>Wstęp .....</b>	<b>3</b>
<b>1. Załoga Boeinga B-767-300:.....</b>	<b>4</b>
<b>2. Schemat przebiegu zdarzeń lotu nr LO 16 .....</b>	<b>5</b>
<b>3. Szczegółowa analiza psychologiczna krytycznej sytuacji lotu .....</b>	<b>6</b>
<b>4. Podsumowanie .....</b>	<b>13</b>
<b>5. Bibliografia: .....</b>	<b>14</b>

mgr Elżbieta Stolarek  
psycholog lotniczy

## **Ekspertyza psychologiczna działania załogi samolotu Boeing B-767-300, SP-LPC**

Nr zdarzenia PKBWL 1400/11

### **Wstęp**

W dniu 1.11.2011 roku samolot Boeing B-767 – 300, SP LPC uległ wypadkowi na lotnisku Warszawa – Okęcie. W związku z niemożnością wypuszczenia podwozia, brakiem pozytywnych efektów kolejnych podejmowanych prób wypuszczania podwozia oraz malejącej ilości paliwa załoga podjęła decyzję o wykonaniu awaryjnego lądowania bez podwozia. Samolot wylądował na lotnisku Warszawa-Okęcie (EPWA), na drodze startowej 33, o godzinie 13:39. Po zatrzymaniu samolotu załoga przeprowadziła ewakuację pasażerów. Wszyscy: 221 pasażerów, 8 członków załogi pokładowej, 2 członków załogi lotniczej – wyszli z opisanego zajścia bez obrażeń.

Po przybyciu na lotnisko członków Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych przeprowadzono wstępną inspekcję statku powietrznego w trakcie której stwierdzono, że w kokpicie, na panelu P6 bezpiecznik C 829 BAT BUS DISTR (na pozycji A1) znajdował się w pozycji „wyłączonej”, natomiast bezpiecznik C4248 LANDING GEAR - ALTN EXT MOTOR (na pozycji F6) znajdował się w pozycji „włączonej”. Po podniesieniu samolotu z drogi startowej, przeprowadzono test polegający na próbie wypuszczenia podwozia z wykorzystaniem instalacji alternatywnej. Po wcześniejszym podłączeniu naziemnego źródła zasilania, wciśnięciu bezpiecznika C829, BAT BUS DISTR i uruchomieniu alternatywnej instalacji wypuszczania podwozia, podwozie zostało wypuszczone.

Przeprowadzono testy funkcjonalne całości instalacji elektrycznej alternatywnego systemu wypuszczania podwozia. Z dokonanej analizy prób i pomiarów na samolocie, prób i pomiarów warsztatowych (badania z dnia 16.11.2011 i 13.12.2011) nie wynikają żadne przesłanki mogące świadczyć, że wyłączenie bezpiecznika C829 wynikało z nieprawidłowości pracy rozpatrywanych układów i elementów. W chwili wyłączenia silników samolotu bezpiecznik C829 był już wyłączony. Można przypuszczać że bezpiecznik ten mógł zostać wyłączony mechanicznie przez przemieszczane przedmioty będące pod czas lotu w kabinie załogi. Liczne ślady uszkodzeń na główce bezpiecznika C829 oraz jego umiejscowienie mogą świadczyć o tym, że umieszczone w kabinie załogi bagaże (torby, walizki itp.) wielokrotnie naruszały bezpiecznik w przeszłości. Biorąc pod uwagę wykonanie przez załogę czynności przedodlotowych w EWR (BOEING OPERATION MANUAL N.P.21.2) można przypuszczać, że bezpiecznik został wyłączony w locie EWR-WAW w dniu 01.11.2011 roku. Pozycja „wyłączona” bezpiecznika nie jest rejestrowana i sygnalizowana przez systemy samolotu: FDR – Flight Data Recorder oraz EICAS - Engine Indications and Crew Alerting System.

Na podstawie przedstawionych powyżej informacji można stwierdzić, że bezpośrednią przyczyną braku możliwości wypuszczenia podwozia za pomocą instalacji alternatywnej, był fakt pozostawiania bezpiecznika C829 (BAT BUS DISTR) w pozycji wyłączonej – co mogło pozostać poza uwagą, wiedzą i kontrolą pilotów.

W celu wyjaśnienia i zrozumienia zaistniałej sytuacji dokonano szczegółowej analizy funkcjonowania i współpracy członków załogi z punktu widzenia psychologii lotniczej. Źródłem danych służących do ekspertyzy były: osobiście przeprowadzone wywiady z kapitanem i drugim pilotem, wizja lokalna kokpitu samolotu B767-300, dokumentacja wypadku, analiza treści nagrań rozmów pilotów w kabinie z rejestratorów Cockpit Voice Recorder oraz z Centrum Operacyjnym na lotnisku Okęcie w Warszawie a także wywiadów powypadkowych przeprowadzonych z pilotami przez PKBWL, konsultacje z ekspertami ds. wypadków lotniczych PKBWL.

### **1. Załoga Boeinga B-767-300:**

Członkowie załogi lotniczej oraz pokładowej posiadali stosowne uprawnienia i dopuszczenia do wykonania lotu.

**Kapitan** - zatrudniony w PLL LOT SA od 1981 roku, nalot dowódczy na B-767: 12432h 51', od 22 lat pełni funkcje kapitana, nigdy dotąd nie zmagął się sytuacjami niebezpiecznymi w pilotowaniu spowodowanymi usterkami technicznymi. W przeprowadzonym wywiadzie przytoczył trzy sytuacje wyjątkowe związane z innymi okolicznościami tj.: zasłabnięciem pasażera oraz dwukrotnie - z pogorszeniem się warunków meteorologicznych. Ogólne samopoczucie dotyczące zdrowia psychicznego i fizycznego - dobre. Bieżącym obciążeniom życiowym wpływającym na kondycję psychiczną - zaprzecza. Okresowe badania lotniczo-lekarskie przechodził z wynikiem pozytywnym bez zastrzeżeń, w tym także odbyte ostatnio badania okolicznościowe powypadkowe.

**Drugi pilot** - zatrudniony w PLL LOT SA od 1996 roku, nalot na B-767: 1981h 09'. Doświadczenia z sytuacjami trudnymi: 24.10.2008 w czasie lotu z Nowego Jorku do Warszawy miało miejsce lądowanie z użyciem awaryjnego systemu wypuszczania podwozia, przebieg lądowania bez zakłóceń, zgodnie z obowiązującymi procedurami. Ogólne samopoczucie dotyczące zdrowia psychicznego i fizycznego – dobre. Bieżącym obciążeniom życiowym wpływającym na kondycję psychiczną – zaprzecza. Okresowe badania lotniczo-lekarskie przechodził z wynikiem pozytywnym bez zastrzeżeń, w tym także odbyte ostatnio badania okolicznościowe powypadkowe.

**Szef Personelu Pokładowego** - zatrudniony w PLL LOT SA od 1972 roku.

Obaj piloci wykonali uprzednio w swoim doświadczeniu zawodowym cztery wspólne loty, które przebiegały bez zakłóceń. W przeprowadzonych indywidualnie wywiadach deklarowali bezkonfliktową, harmonijną współpracę, pozytywne nastawienie do siebie, sympatię, wysoki poziom oceny profesjonalnych umiejętności oraz duże wzajemne zaufanie. Przystąpili do podjęcia czynności lotniczych wypoczęci, wyspani, będąc w dobrej kondycji psychofizycznej. Nie zgłaszali przeciążenia pracą w powietrzu w ostatnim czasie.

## 2. Schemat przebiegu zdarzeń lotu nr LO 16

Kontrola statku powietrznego przed startem została przeprowadzona zgodnie z wymaganiami. Samolot był poddany przeglądowi technicznemu przez mechanika lotniczego amerykańskiej organizacji obsługowej. Obchodu i oględzin zewnętrznych samolotu dokonał kapitan. Drugi pilot ocenił stan urządzeń pokładowych i przygotowanie do lotu w kokpicie. Nie stwierdzono żadnych usterek ani nieprawidłowości.

W ramach organizacji współpracy w załodze i określenia podziału obowiązków ustalono, że pilotem lecącym (PF - pilot flying) był kapitan a pilotem monitorującym, nielecącym (PM – pilot monitoring) drugi pilot.

Start nastąpił z lotniska Newark w USA. Niedługo, ok. 15 minut po starcie nastąpił wyciek płynu hydraulicznego z centralnej instalacji hydraulicznej systemu układu wypuszczania podwozia. Załoga została zaalarmowana ostrzegawczymi sygnałami dźwiękowymi i świetlnymi o zaistnieniu niesprawności instalacji przez system EICAS.

Po dokładnej analizie problemu oraz konsultacji z centrum operacyjnym zgodnie z zaleceniami Quick Reference Handbook, załoga podjęła decyzję o kontynuowaniu lotu do Warszawy.

Zarówno kapitan jak i drugi pilot zapytani o subiektywną ocenę znaczenia mających miejsce problemów w odniesieniu do poczucia negatywnego napięcia emocjonalnego nie określili wydarzeń w tej fazie lotu jako nadmiernie stresujących. Zdarzenie miało charakter sytuacji trudnej, ale kontrolowanej w kontekście szczegółowo przewidzianych w lotnictwie w takich okolicznościach działań i procedur. Była to sytuacja bardzo dobrze znana pilotom z wielokrotnych ćwiczeń odbywanych na symulatorze lotów.

Lądowanie w Warszawie miało odbyć się przy użyciu awaryjnego systemu wypuszczania podwozia. Lot przebiegał bez istotnych zakłóceń. Korzystając z czasu, który był do dyspozycji, kapitan oraz drugi pilot przygotowywali plan lądowania zgodnie z procedurą zawartą w QRH, omawiali sekwencję antycypowanych zdarzeń związaną z ich prognozą według przewidywanych okoliczności. Ważnym faktem było to, że trzy lata wcześniej PM pełnił obowiązki drugiego pilota w locie, który zakończył się lądowaniem z użyciem awaryjnego systemu wypuszczania podwozia. W związku z tym doświadczeniem podzielił się z kapitanem wiedzą dotyczącą innych, niż standardowo znane niuansów specyfiki tego typu lądowania (np. wydłużonego czasu potrzebnego dla odpowiedniego ustawienia klap i wychodzenia podwozia, inne wrażenia słuchowe temu towarzyszące).

W przetwarzaniu informacji przez pilotów wartość odebranej informacji pod względem funkcji znaczeniowej jest wielkością względną. Doświadczenie i opanowanie się z różnorodnymi sytuacjami w powietrzu sprawia iż pilot potrzebuje mniej czasu na poprawne zorientowanie się w funkcjonowaniu obiektu sterowania, ma większy margines komfortu psychicznego i poczucie pewności siebie. Obaj piloci byli dobrze przygotowani do prawidłowego wykonania lądowania zgodnie z procedurą wypuszczenia podwozia za pomocą instalacji alternatywnej.

W trakcie podejścia do lądowania na lotnisku Warszawa- Okęcie załoga wykonała procedurę wypuszczenia podwozia. Po upływie przewidywanego czasu, tj. około maksymalnie 2 minut, podwozie z przyczyn załozde nieznanych nie zostało wypuszczone.

W tym momencie rozpoczęła się krytyczna faza lotu, mająca według oceny poznawczej pilotów znamiona sytuacji niepewnej. W psychologii stresu jest to sytuacja braku obecności spostrzeganych danych, które pozwalałyby kontrolować stresory – utrata przekonania, że ma się zdolność oddziaływania na przebieg lub następstwa jakiegoś zdarzenia. Stres w lotnictwie jest integralną częścią życia prywatnego i pracy w tym zawodzie. W psychologii lotniczej podkreśla się ogromne znaczenie wpływu napięcia emocjonalnego związanego ze stresem na funkcjonowanie procesów poznawczych pilotów. W zespole podjęto działania zgodne z charakterystycznym dla profilu osobowości lotnika stylem radzenia sobie ze stresem: w sposób skoncentrowany na zadaniu [6]. Przedsięwzięto racjonalne czynności poszukiwania uzupełniających informacji niezbędnych do rozwiązania problemu.

Sprawdzono poprawność kolejnych kroków procedury zgodnie z opisem QRH. W związku z niepowodzeniem, którym zakończyła się druga próba przerwano podejście do lądowania. Załoga zgłosiła kontrolerowi ruchu lotniczego informację o braku możliwości wypuszczenia podwozia oraz zwróciła się o pomoc do centrum operacyjnego. Około godziny 12:25 piloci zadeklarowali sytuację EMERGENCY. Samolot został skierowany do strefy oczekiwania. Poprzez z centrum operacyjne uzyskano kontakt z ekspertami, w efekcie konsultacji wykonywano zalecone czynności - jednak bez oczekiwanego rezultatu. Podwozie nie zostało wypuszczone. W międzyczasie para samolotów bojowych F-16 pełniących dyżur dokonała oględzin Boeinga z powietrza potwierdzając informację, że podwozie pozostaje w pozycji schowanej. Przeprowadzono również ostatnią, także zakończoną niepowodzeniem próbę wypuszczenia podwozia sposobem grawitacyjnym. W związku z presją czasu związaną z ograniczoną ilością paliwa oraz brakiem efektów wykonanych prób wypuszczenia podwozia, załoga podjęła decyzję o wykonaniu awaryjnego lądowania bez podwozia.

Służby lotniskowe przygotowały drogę startową do lądowania. Awaryjne lądowanie bez podwozia przebiegło pomyślnie, następnie załoga przeprowadziła ewakuację pasażerów.

### **3. Szczegółowa analiza psychologiczna krytycznej sytuacji lotu**

Wraz z pojawieniem się nieoczekiwanej i niebezpiecznej awarii zapasowego systemu wypuszczenia podwozia świadomość sytuacyjna załogi ulegała dynamicznym zmianom. Piloci zmuszeni byli do szybkiego działania, myślowej analizy i poszukiwania brakujących informacji niezbędnych do rozwiązania problemu. W treści Quick Reference Handbook nie było zawartych instrukcji ani informacji, które odnosiłyby się do zaistniałej trudnej sytuacji statku powietrznego.

Nastąpiła sytuacja braku zaufania pilotów do podstawowych źródeł informacji. W lotnictwie przy przeprowadzaniu czynności w czasie pracy w powietrzu fundamentalnymi elementami w podejmowaniu decyzji są [5]:



- umiejętności i działania wynikające z nabytego doświadczenia zawodowego osadzone na bazie automatyzacji rutynowo wyuczonych reakcji;
- działania oparte o reguły (zasady, przepisy): procedury zakodowane w pamięci trwałej oraz pomocne w sytuacjach trudnych informacje szczegółowe zawarte w treści listy kontrolnej QRH;
- działania oparte o wiedzę: ma miejsce analiza sytuacji, myślenie, podejmowanie decyzji w sytuacjach nietypowych nieprzewidzianych w instrukcjach, z którymi pilot spotyka się po raz pierwszy. W tych sytuacjach pilot dokonuje analizy sytuacji i wyboru sposobu działania w świetle swojej najlepszej wiedzy.

Zasoby uwagi pilotów uległy przeciążeniu. Nastąpiła konieczność wzmożonej, bardzo intensywnej selekcji informacji i skrajna maksymalizacja wysiłku poznawczego w kontekście wielozadaniowej podzielności koncentracji umysłowej, która jest zawsze potrzebna i obecna także w czasie wykonywania rutynowych zadań lotniczych. Dodatkowym obciążeniem psychicznym załogi lotniczej była konieczność podejmowania zadań i decyzji w złożonej sytuacji probabilistycznej przy niedostatecznej ilości informacji z bardzo wysokim poziomem szacowanego ryzyka.

Kapitan pełnił funkcję pilota leżącego PF (pilot flying). Pilot leżący uważnie analizuje wszystkie informacje potrzebne człowiekowi do sterowania samolotem, śledzi czy prawidłowa jest praca pilota automatycznego, wprowadza dane do komputera pokładowego, w przypadku nieprawidłowości, złej pracy, znacznych odchyłeń od zamierzonego lotu wyłącza pilota automatycznego i przejmuje sterowanie samolotem. FP lądując pobiera i analizuje informacje dotyczące danych takich jak: wysokościomierz, wskaźnik dyrektywnego (flight director), ILS, prędkość IAS, prędkość pionowa, kurs samolotu, wskazania pracy autopilota (jeżeli jest on używany) w końcowej fazie lądowania obserwuje przestrzeń na zewnątrz samolotu [5].

Dodatkowe obciążenia pracy i pola koncentracji uwagi kapitana obejmowały następujące działania: kontrola lotu w kontakcie z pilotami samolotów F-16, dokładną analizę parametrów lotu z uwagi na tempo spalania paliwa, współudział w komunikowaniu się z centrum operacyjnym oraz pomagającym ekspertem, nadzorowanie prób wypuszczania podwozia (zgodnie z zaleceniami QRH oraz metodą grawitacyjną), przygotowanie i omówienie z załogą kwestii bezpiecznej ewakuacji, wykonanie manewru lądowania bez podwozia z uwzględnieniem czasu niezbędnego do optymalnego zachowania ochronnych parametrów piany wylanej na pasie.

Kapitan był bardzo silnie skoncentrowany na kontrolowaniu przebiegu lotu, co podkreślił w wywiadzie. Nie dokonał osobiście monitoringu czynności drugiego pilota. Wyraził opinię, że jako pilot leżący i kapitan statku powietrznego nie mógł zostawić kontroli nad lotem. Według wyjaśnień kapitana bezpieczniej było sprawdzać drugiemu pilotowi, a usytuowanie panelu P-6 uniemożliwiało mu kontrolę wzrokową.

Oprócz standardowych obowiązków, w sytuacji niebezpiecznej awarii dodatkowo doszły ogromne obciążenia zasobów uwagi i procesów myślowych pilotów oraz pojawiło się wysokie, eskalujące pobudzenie emocjonalne związane z zagrożeniem bezpieczeństwa lotu.

Analiza nagrań rozmów z kokpitu pozwoliła poznać poszerzone spektrum działań załogi i skalę przeżyć uczuciowych. Piloci potrafili zachować spokój i opanowanie, forma wypowiedzi była czytelna, z zachowaniem dyscypliny zwrotów proceduralnych, treść adekwatna do toczącego się przebiegu zdarzeń. Równolegle do toczącego się niekorzystnego rozwoju sytuacji, gdy miało miejsce długie oczekiwanie na pomoc ekspercką z centrum operacyjnego, realizowanie kolejnych prób resetowania bezpieczników i kontroli innych parametrów lotu zgodnie z wskazaniem inżyniera lotniczego – bez oczekiwanego efektu wypuszczenia podwozia – gdy trwały przygotowania do awaryjnego lądowania – w sposób oczywisty narastało wyczuwalne napięcie, zniecierpliwienie, zdenerwowanie ale z zachowaniem zasad dobrej komunikacji werbalnej. W swoich wypowiedziach kapitan wielokrotnie wyrażał troskę o pasażerów.

Drugi pilot pełnił rolę pilota monitorującego PM. Do obowiązków PM należy prowadzenie nawigacji, łączności, obsługa urządzeń i instalacji pokładowych a także monitorowanie pracy pilota lecącego. Przy procedurach związanych z podchodzeniem do lądowania PM odbiera i analizuje informacje z łączności radiowej z kontrolerem ruchu lotniczego, informacje dotyczące warunków atmosferycznych a także śledzi wskaźniki pracy silników i innych instalacji samolotowych [5].

Dodatkowe obciążenia pracy i zakresu koncentracji uwagi drugiego pilota obejmowały następujące działania: wielokrotne odczytywanie i analiza zaleceń listy Quick Reference Handbook, intensywna współpraca z kapitanem, prowadzenie dodatkowej łączności z pilotami samolotów F-16 oraz centrum operacyjnym, realizowanie zaleconych czynności według instrukcji ekspertów z MCC, przygotowanie kokpitu do awaryjnego lądowania, współpraca z szefem personelu pokładowego.

Drugi pilot realizując udzielane zalecenia eksperta w trakcie trwania konsultacji z centrum operacyjnym sprawdzał przełącznik awaryjnego wypuszczenia podwozia, bezpiecznik na panelu P-11 oraz dwukrotnie opuszczał swój fotel, aby dokonać kontroli bezpieczników znajdujących się na panelu P-6. Resetował wskazane bezpieczniki. Wskazania nie dotyczyły jednak bezpiecznika C829 BAT BUS DISTR znajdującego się na pozycji A1 (położony w pierwszym dolnym rzędzie na pierwszym miejscu z lewej strony). Dotyczyły bezpiecznika ALT.EXT.MOTOR na pozycji F6 (położony w szóstym rzędzie szóstej kolumny). Pilot chcąc zobaczyć cały panel P6-1 musiał wyjść z fotela, wsunąć go z powrotem do poprzedniego położenia by odsłonić panel. Według zeznań relacjonujących zdarzenie uczynił tak dwukrotnie: wyszedł z fotela, przesunął fotel, aby widzieć panel w całości i wykonywał czynności sprawdzające klęcząc, gdyż tylko w taki sposób mógł go dokładnie obejrzeć. Zameldował centrum operacyjnemu oraz kapitanowi, że bezpieczniki są sprawdzone.

Drugi pilot zapewniał, że oglądał panel P6-1 dokładnie „z góry na dół” nie zauważając by którykolwiek z bezpieczników był wyciągnięty („wybity”). Takie bezpieczniki mają widoczną białą część nasady i jeżeli nie są specjalnie oznakowane przez mechaników stanowią element konieczny do sprawdzenia.

Pilot w sytuacji ponownych zewnętrznych oględzin panelu zwrócił się z prośbą do obecnego w kokpicie szefa pokładu, aby spojrział na panel. Szef pokładu był zajęty przygotowywaniem ewakuacji pasażerów. Według mojej opinii nie był osobą kompetentną do tego rodzaju oceny. Pilot zdawał sobie z tego sprawę. Kapitan także pamięta tę sytuację. Epizod ten jest argumentem zaznaczającym niepewność siebie i napięcie psychiczne drugiego pilota.

Przestrzeń całej prawej strony kokpitu samolotu zajmuje szereg paneli z licznymi bezpiecznikami. Od poziomu podłogi, na długości 110 cm ułożono obok siebie pięć paneli, każdy o szerokości 20 cm oraz wysokości 42 cm oznakowanych numerami od lewego P6-1 do P6-5 ostatniego, z prawej strony. Na każdym panelu znajdują się bezpieczniki systemów elektrycznych samolotu. Tworzą siatkę 7 kolumn (oznaczone cyframi 1-7) po 8 rzędów (oznaczone literami od „A” do „H”). Na każdym panelu znajduje się 56 bezpieczników w różnych pozycjach. Bezpiecznik C829 BAT BUS DISTR, który odpowiadał za niesprawność układu elektrycznego zapasowego wypuszczenia podwozia znajduje się na panelu P6-1 równolegle w bezpośredniej bliskości prawej strony fotela drugiego pilota, w pozycji A-1, czyli w lewym dolnym rogu tuż nad podłogą. To położenie bezpiecznika pozostawało w skrajnie peryferyjnej części pola uwagi pilota.

Członkowie PKBWL w trakcie oględzin samolotu po wypadku zastali ten bezpiecznik wyłączony. Według ekspertyzy taki stan bezpiecznika spowodował niemożność wypuszczenia podwozia.

Po przeprowadzeniu testów i opracowaniu ekspertyz przez inżynierów lotniczych dokonano wnikliwej analizy sytuacji na podstawie której zespół badawczy PKBWL wysunął hipotezę, według której prawdopodobne jest, że pozycja wyłączona bezpiecznika mogła zostać niezauważona i nieświadomie zignorowana.

Rozmieszczenie przyrządów pokładowych w kabinie samolotu jest zaplanowane według układu pod względem znaczeniowym. W układzie tym przestrzega się zasady ważności i dlatego grupowane są w określonych zespołach. Zapewnia to pilotowi optymalne warunki odbierania informacji. Podczas szkolenia i zdobywania doświadczenia w pilotażu pilot wypracowuje i utrwala określone stereotypy czynnościowe zwane „trasą spostrzeżeń pilota”. W psychologii lotniczej znane jest zjawisko występujące w sytuacjach, w których pilot nadmiernie koncentruje uwagę na wskazaniach istotnych dla niego przyrządów – obserwuje się wówczas ograniczenie, zwężenie pola percepcji wzrokowej. Eksperymentalne badania zachowań pilotów obserwowane w czasie lotów na symulatorze wykazują, że piloci podczas podchodzenia do lądowania z opóźnieniem kilku sekund spostrzegają sygnał „pożar”. Koncentracja uwagi na określonym odcinku sensorycznego pola pracy sprawia, że nie spostrzega się bodźców występujących w obwodowym polu widzenia [1]. Prawdopodobnie podobna sytuacja mogła mieć miejsce w opisywanym zdarzeniu. Pozycja wyłączona bezpiecznika C829 BAT BUS DISTR mogła być niezauważona z uwagi na swoje skrajnie peryferyjne położenie, brak wiedzy pilotów dotyczącej znaczenia tego bezpiecznika oraz z powodu wielopoziomowego zaangażowania procesów poznawczych pilotów na innych istotnych w krytycznej sytuacji czynnościach.

Centrum uwagi pilotów było w opisywanej sytuacji niebezpiecznej nakierowane na liczne obiekty i zadania. Napięcie emocjonalne mogło zaburzyć procesy spostrzegania i mogło również obniżyć czujność. Czujność jest to stan, w którym jednostka potrafi w dłuższym okresie wykrywać bodźce specyficzne spośród wielu możliwych bodźców pojawiających się w środowisku. Nawet w stanie optymalnego pobudzenia można nie wykryć bodźców krytycznych wymagających podjęcia pewnego działania, na przykład dlatego, że inne monotonne bodźce działały przez długi czas, albo że człowiek w danej sytuacji wytwarza negatywne oczekiwanie, które zakłada, iż bodziec krytyczny się nie pojawi. Badania wykazują, że przy długotrwałym wykonywaniu powtarzających się zadań detekcyjnych czujność się obniża, ludzie pomijają bodźce, na które powinni zareagować [8]. Jest to zjawisko doskonale znane w lotnictwie w kontekście ograniczeń funkcjonowania procesów poznawczych pilotów zwłaszcza w sytuacji trudnej. Szersze omówienie i uzasadnienie prawdopodobieństwa tej hipotezy zamieszczono poniżej .

Psychologia procesów poznawczych zajmuje się procesami zdobywania, przetwarzania i wykorzystywania informacji przez człowieka. Elementarnym procesem poznawczym jest spostrzeganie. Podstawowym celem spostrzegania jest uzyskanie trafnego, stabilnego obrazu świata. Nie jest to wyłącznie prosty, automatyczny proces, zapoczątkowany przez odbiór danych zmysłowych a zakończony analizą na poziomie ośrodków mózgowych typu „bottom up process” (przetwarzanie oddolne, wstępujące), w którym napływające informacje bodźcowe pochodzące z danych zmysłowych przesyłane są do mózgu w celu analizy informacji. Dominującą i istotną formą ludzkiego spostrzegania są procesy typu „top down processing” (przetwarzanie odgórne), w którym informacje z posiadanych doświadczeń, wiedzy, wykształcenia człowieka a więc nastawienia i oczekiwania wpływają na sposób interpretacji i klasyfikacji odbieranych cech postrzeganego obiektu. Procesy pamięciowe kierują poszukiwaniem i interpretacją danych zmysłowych [8]. Spostrzeganie zawsze bezpośrednio wiąże się z wieloma innymi procesami poznawczymi i – co warto podkreślić – także w sposób niezwykle istotny - z procesami emocjonalnymi człowieka.

Wzrok jest najważniejszym i najbardziej złożonym systemem percepcyjnym człowieka. Badania wykazują, że rozmiary źrenicy odzwierciedlają również stan układu nerwowego, wielkość otworu źrenicy ulega zmianie przy zmianach stanów emocjonalnych w czasie myślenia i rozwiązywania problemów. Mechanizm akomodacji oka nie jest zautomatyzowany i mimowolny, jest uzależniony od wyższych ośrodków nerwowych [7]. System percepcyjny człowieka nie dokonuje prostej rejestracji informacji o świecie zewnętrznym ale aktywnie organizuje je i interpretuje. W percepcji wzrokowej następuje ustalenie bodźca dystalnego (cech obiektów świata zewnętrznego) na podstawie informacji zawartych w bodźcu proksymalnym (zmysłowym – na obrazie siatkówki). Spostrzeganie jest procesem trójfazowym składającym się z fazy sensorycznej, fazy organizacji percepcyjnej oraz fazy identyfikacji (rozpoznawania treści bodźca).

Procesy identyfikacji, rozpoznawania, organizacji spostrzegania są bardzo skomplikowane i uzależnione od wielu aspektów poznawczych, motywacyjno – emocjonalnych, sytuacyjnych, które nadają kształt finałowemu efektowi przetwarzania percepcyjnego. Punkt proggu oszacowania sygnału jest efektem procesu decyzyjnego a nie sensorycznego [6]. Procesy

percepcyjne to procesy obliczeniowe umysłu, które integrują naszą wiedzę z bieżącym świadectwem zmysłów i kontekstem bodźca. Synteza percepcyjna podlega zawsze modyfikacjom. Złudzenia percepcji są funkcją zniekształceń informacji otrzymanych z wzorca sensorycznego. Pojawić się mogą gdy nie występują znane nam wzorce, sytuacja bodźcowa jest wieloznaczna, brakuje kluczowych informacji. Z punktu widzenia organizacji i interpretacji danych dominujące znaczenie odgrywają procesy, które mają początek w umyśle i wpływają na interpretację, selekcję, organizację danych. Zwane są sterowanymi pojęciowo (conceptually-driven) lub odgórnymi (top-down). Aspekty wyższych procesów umysłowych: pojęcia abstrakcyjne, wiedza, przekonania, system wartości są filtrem wykorzystania napływających informacji.

Funkcja aktywacyjna emocji w odniesieniu do procesów poznawczych wskazuje, że oddziaływania przedstawiają się odmiennie w odniesieniu do emocji pozytywnych i negatywnych. Spostrzeganie nie jest wyłącznie rezultatem analizy percepcyjnej, stanowi również wynik znaczenia emocjonalnego sytuacji. W przypadku przeżywania bardzo silnych emocji negatywnych następuje zawężenie pola uwagi i silna koncentracja na bodźcach zagrażających, na krytycznych szczegółach danego zdarzenia. Pobudzenie emocjonalne jest kluczowym dystraktorem wewnętrznym, ogranicza pole uwagi – człowiek nie potrafi odebrać części potencjalnie dostępnych informacji, skupia się na najbardziej zagrażających elementach sytuacji. Takie zmiany pola uwagi określa się mianem pamięci tunelowej. Wszystkie zasoby uwagi jednostki do tego stopnia są zaangażowane w daną sytuację trudną, że nie starcza ich na radzenie sobie z równoległymi wyzwaniem i koniecznością rozwiązywania dodatkowych problemów. Ludzka zdolność do wykonywania kilku zadań na raz jest mocno ograniczona. Mówi o tym teoria zasobów uwagi Kahnemana (1973) [8].

Badania wypadków lotniczych nigdy nie mogą być sprowadzone do identyfikacji i eliminacji jednej bezpośredniej przyczyny. Termin „błąd człowieka” nie jest równoznaczny z określeniem „błąd pilota”. Uznaje się taki sposób widzenia jako znaczące i niesprawiedliwe uproszczenie. Są one zawsze wynikiem nawarstwienia się błędów całego, szeroko rozumianego systemu ochrony i bezpieczeństwa lotów przebiegających na różnych poziomach. Bardzo przenikliwie przedstawił koncepcję ujmowania problematyki wypadków lotniczych James Reason dzieląc ich zdiagnozowane przyczyny na „czynniki aktywne”, oraz „czynniki ukryte” [3]. W psychologii lotniczej jest to znana i ceniona koncepcja zrozumienia wypadków lotniczych. Znalazła szerokie zastosowanie w lotnictwie cywilnym. Zmusza do przyjrzenia się i szczegółowej odpowiedzi na pytania dotyczące okoliczności, jakie umożliwiły lub ułatwiły pojawienie się błędu pilota.

W rozpatrywanym przypadku wypadku lotniczego należy zwrócić uwagę na obecność następujących czynników stresowych uznanych w lotnictwie jako stresory wysokiej rangi: był to lot długotrwały ze świadomością zaistniałej awarii, w momencie podchodzenia do lądowania pojawiły się całkowicie zaskakujące i nieoczekiwane kolejne okoliczności awaryjne statku powietrznego związane z zagrożeniem życia pilotów i pasażerów.

Zdarzenie miało miejsce 1.XI. - w dniu Święta Zmarłych. Jest to przypadkowy kontekst sytuacyjny psychologicznie istotny, znaczący, zauważony przez pilotów, znacznie pogłębiający ciężar dramatycznych wydarzeń.

Stres psychologiczny, stanowiący sytuację alarmową związaną z zagrożeniem życia jest niezwykle skomplikowaną reakcją neurohormonalną i psychofizjologiczną o maksymalnym natężeniu. Gdy nasilenie stresu jest duże - odpowiedzią jest złożona reakcja psychofizjologiczna wynikająca z właściwości temperamentu człowieka oraz cech osobowości. Tego typu siła działań stresowych może zmienić zdolność oceny sytuacji, zaburzać procesy myślenia, podejmowania decyzji, koncentracji uwagi.

Psychologia lotnicza zna i opisuje możliwe do wystąpienia katastrofalne skutki zaburzeń procesów poznawczych u pilotów w sytuacjach stresowych. Piloci szczególnie uważnie śledzą informacje warunkujące osiągnięcie zamierzonego celu oraz bezpieczeństwo lotu. Wykonują wiele czynności jednocześnie: odbierają i przetwarzają informacje z przyrządów kontrolnych, informacje akustyczne (komunikacja w załodze, sygnały akustyczne sprzętu), wykonują czynności sterownicze oddziałując na dźwignie, przyciski i przełączniki. Podejmują procesy myślowe konstruujące strategie rozwiązywania problemów wynikających w trakcie lotu. Ze wzrostem stopnia obciążenia pilotów zwiększa się ilość nieodebranych informacji, występują różnorodne zakłócenia w przebiegu procesów orientacyjnych [2]. Analiza procesów percepcyjno – decyzyjnych wskazuje, że pilot będący pod wpływem oddziaływania emocji o bardzo dużym negatywnym natężeniu i zawsze w swoich działaniach będąc pod wpływem presji czasu może nie potrafić skoncentrować uwagi na wskazaniach przyrządów. Przestaje im ufać, traci zdolność oceny sytuacji. Działając w deficycie czasu może zapomnieć o kolejności wykonania niezbędnych czynności lotniczych, podejmować niewłaściwe i nieadekwatne do zaistniałej sytuacji decyzje, może podlegać iluzjom i złudzeniom na skutek zaburzeń percepcji zmysłowej [4]. Może wystąpić zjawisko ograniczenia pola widzenia tzw. widzenie tunelowe, mogą występować różne inne błędy w procesach odbioru i przetwarzania informacji np.: mylenie kolorów, mylenie stron prawalewa, pomijanie informacji ważnych, nieprawidłowe spostrzeganie zakłóceń w funkcjonowaniu urządzeń, nieodpowiednie reakcje na te zakłócenia [5].

Wyniki badań eksperymentalnych wykazują, że nadmierne jednoczesne obciążenie informacjami narządów zmysłowych pilota i pamięci operacyjnej powoduje: obniżenie efektywności działania w procesie śledzenia wzrokowego, straty w odbiorze informacji, opóźnienie lub przerwanie przekazywania odebranej informacji, opóźnienie lub brak reakcji psychomotorycznych. Przy eksperymentalnym, nietypowym, dużym dodatkowym obciążeniu informacjami przekazywanymi drogą radiową pilot przestawał odbierać informacje z przyrządów kontrolnych oraz prawidłowo wykonywać czynności korekcyjne związane ze sterowaniem samolotem. W odbiorze informacji słownej, jej zapamiętaniu oraz przekazywaniu przeszkadzają czynności związane z procesem śledzenia wzrokowego wskazań przyrządów kontrolnych. Ruchy gałek ocznych pilota w czasie odbierania informacji radiowych w sytuacji badawczej określono jako minimalne i nie mające charakteru poszukiwawczego [2]. Możliwości pilota w odbiorze informacji o różnej modalności ulegają ograniczeniu. Nadmierne obciążenie powoduje, że popełnia on w swoich czynnościach błędy.



W sytuacji trudnej przeżywany lęk dodatkowo obniża poziom działania człowieka przez zjawisko zawężenia pola świadomości utrudniając analizę i obiektywną ocenę sytuacji. Napięcie psychiczne i stan silnego niepokoju skupia uwagę na trudnościach, wywołuje tendencję do wycofania się i samoobrony. Ładunek emocjonalny przeżywanego lęku w sytuacji zagrożenia życia jest bardzo silny, gdyż jest głęboko osadzony w ewolucyjnie najstarszych mechanizmach psychicznych związanych z walką o przetrwanie. Może zaburzać funkcje umysłowe filogenetycznie młodsze związane z świadomym gospodarowaniem zasobami uwagi, analitycznym myśleniem, podejmowaniem decyzji.

#### **4. Podsumowanie**

Można potwierdzić opinię Jamesa Reasona, że najistotniejszą rolę w diagnozowaniu wypadków lotniczych pełnią tzw. „czynniki ukryte”. Piloci mogą popełniać błędy, ale najważniejsze jest rozpatrzenie kontekstu sytuacyjnego, który sprzyjał i mógł doprowadzić do pojawienia się obniżenia poziomu wykonania zadania lotniczego bez bezpośrednio obserwowanego rażącego błędu w poczynionych czynnościach wykonawczych pilotów. W jaki sposób sprawnie funkcjonujący system zabezpieczenia lotów mógł także wpłynąć na zaistnienie opisywanego wypadku lotniczego?

1. Piloci poszukując informacji nie znaleźli żadnego odniesienia do zaistniałej sytuacji w Quick Reference Handbook.
2. Piloci z wieloletnim stażem pracy w powietrzu, którzy przebyli liczne szkolenia, także regularne dotyczące sytuacji trudnych na symulatorze lotów, nie posiadali szczegółowej wiedzy związanej z budową układu elektrycznego zapasowego systemu wypuszczania podwozia oraz wiedzy związanej z umiejętnością rozwiązywania problemów, które mogą zaistnieć w sytuacji niemożności wypuszczenia podwozia za pomocą instalacji alternatywnej.
3. Centrum operacyjne nie dysponowało szybką i profesjonalną strukturą opracowanych działań w sytuacjach kryzysowych i możliwością pomocy pilotom zgłaszającym problemy (bez względu na dni wolne od pracy, święta etc.).
4. Działanie pod wpływem stresu i presji czasu mogło spowodować:
  - 4.1. Prawdopodobne zaburzenie funkcji procesów odbioru i przetwarzania informacji u drugiego pilota, co mogło przyczynić się do niemożności zarejestrowania położenia bezpiecznika i prawidłowego zdiagnozowania tej nieprawidłowości w funkcjonowaniu samolotu. Warto podkreślić ważny fakt, że gdyby piloci posiadali w pamięci trwałej szczegółową wiedzę o funkcjonowaniu układu zapasowego systemu wypuszczania podwozia mogliby ją wykorzystać w pamięci operacyjnej i uniknąć zagrożenia. Pamięć i intelekt są odporniejsze na działanie stresu niż funkcje percepcyjne [2].

4.2. Zawężenie pola działania pilota lecącego wyłącznie do perfekcyjnego, skrupulatnego wypełniania swoich priorytetowych obowiązków bez próby monitorowania czynności drugiego pilota.

Sprawne funkcjonowanie załogi lotniczej wymaga dokładnego określenia zakresu podziału obowiązków i organizacji pracy w sposób najbardziej efektywny, otwartej i płynnej komunikacji wewnątrz załogi, umiejętności harmonijnej współpracy, zrozumienia. Bardzo ważna jest zasada przestrzegania wzajemnego monitorowania ważnych dla lotu czynności /przestrzeganie zasady „kontrola krzyżowej” - cross-checking/. To optymalny sposób kontroli symptomów zagrożenia pozwalający ostatecznie weryfikować dane wejściowe.

Pilot lecący podczas usuwania przez pilota monitorującego powstałej niesprawności poza obowiązującymi go czynnościami sprawowania kontroli nad lotem powinien kontrolować i monitorować całość procesu mającego na celu usunięcie awarii. Wszystkie ważne zmiany winny być kontrolowane na bieżąco niezależnie od tego czy zmian tych dokonuje pilot osobiście sterujący samolotem, pilot monitorujący czy pilot automatyczny [5]. Błąd monitorowania polega na zaniedbaniu przez pilotów wzajemnej kontroli. Proces kontroli określony jest przez warunki wymagane przez zasady zachowania bezpieczeństwa lotu – między innymi przez ilość czasu, który mają do dyspozycji piloci w danej sytuacji trudnej. W przypadku, gdy nie ma naglącej potrzeby bardzo szybkich decyzji i reakcji, wskazane jest przestrzeganie zasady wzajemnego monitorowania działań pilotów. Tak osiąga się pętlę dodatkowej korekcji poziomu wykonania zadań, co podnosi niezawodność całego systemu.

Rola wzajemnego kontrolowania się pilotów w trakcie wykonywania zadań lotniczych niezależnie od automatycznych systemów monitorujących jest bardzo istotna gdyż błędy w monitorowaniu wielokrotnie były przyczyną groźnych wypadków [5].

Należy podkreślić, że w ramach zachowania zasad przestrzegania maksymalnego bezpieczeństwa w lotnictwie musi obowiązywać prymarna zasada ograniczonego zaufania.

## 5. Bibliografia:

1. Romuald Błoszczyński „Medycyna lotnicza i kosmiczna”
2. Romuald Błoszczyński „Psychologia lotnicza”
3. Olaf Truszczyński „Czynnik ludzki w zdarzeniu lotniczym” Polski Przegląd Medycyny Lotniczej nr 1, tom 8, 2002 rok
4. Jan F. Terelak, Tadeusz Jasiński „Stres w lotnictwie” Polski Przegląd Medycyny Lotniczej nr 2, tom 5, 1999 rok
5. Tomasz Smolicz „Psychologia lotnicza dla pilotów” Polskie Linie Lotnicze „LOT” S.A.
6. Philip G. Zimbardo „Psychologia i życie”
7. Peter H. Lindsay Donald A. Norman “Procesy przetwarzania informacji u człowieka”
8. Tomasz Maruszewski „Psychologia poznania”

# **ZAŁĄCZNIK 6**

**do Raportu Końcowego z badania wypadku B-767-300, SP-LPC**

*Niniejszy dokument został opracowany przez wewnętrzną Komisję Badania Zdarzeń  
Lotniczych PLL LOT S.A.*

## **Ewakuacja pasażerów z samolotu SP-LPC**

*(działania załogi kabinowej)*

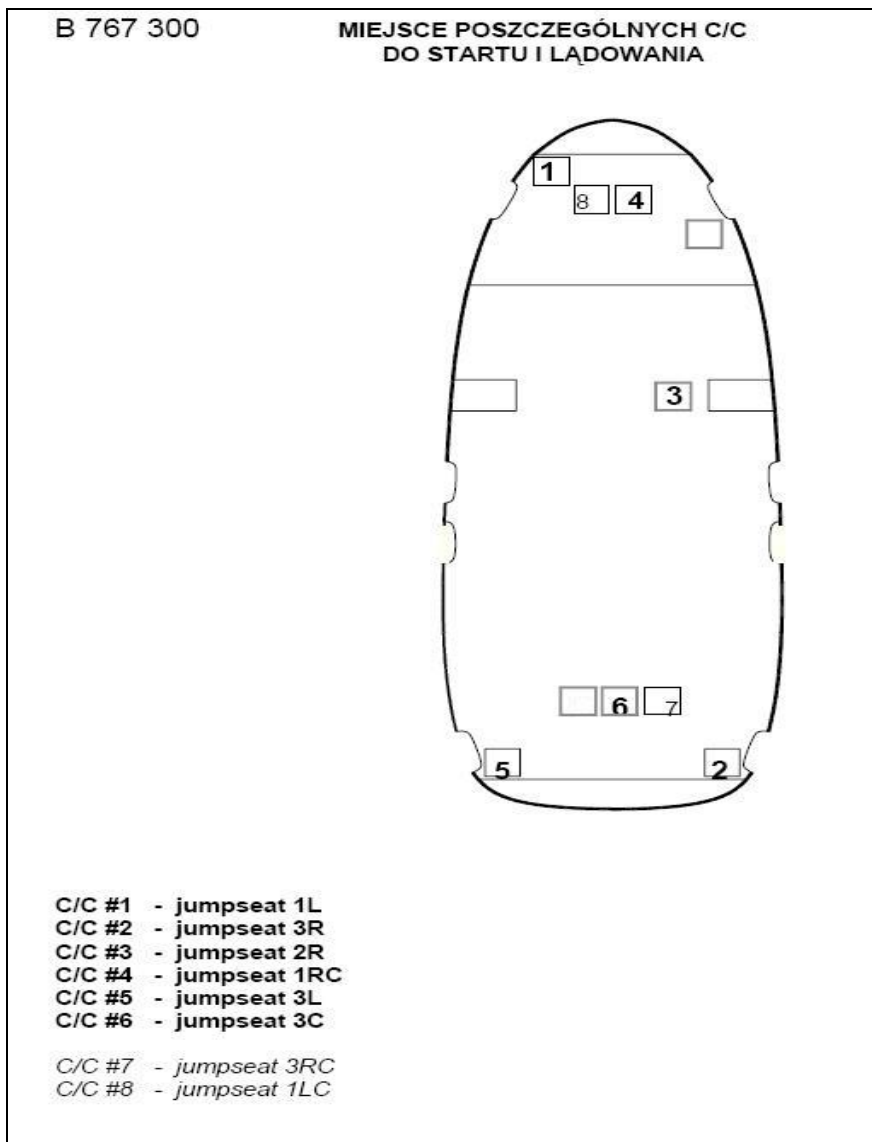
## SPIS TREŚCI

1. Wstęp.....	3
2. Lot LO 16 Newark – Warszawa, 1 listopada 2011 r., samolot B767-300ER, SP-LPC .....	4
2.1. Przed startem .....	4
2.2. Po starcie .....	4
2.3. Przed lądowaniem .....	4
2.4. Po lądowaniu .....	6
3. Czasy działania w UTC .....	10
4. Strefy działania załogi po całkowitym zatrzymaniu samolotu.....	11
5. Wnioski z ewakuacji pokładu samolotu SP-LPC:.....	11

## 1. Wstęp

Lista załogi pokładowej jest opracowywana przez dział Crew Control według uprawnień w czterech kategoriach: Instruktor, Supervisor, Purser, Stewardesa. W ramach tych kategorii, osoby są wymienione na liście w kolejności zgodnej ze starszeństwem.

W trakcie briefingu przed lotem Instruktor bądź Supervisor ustawia zespół zgodnie z potrzebami: szkoleniowymi, kontrolnymi, potrzebami serwisowymi i innymi (np. językowymi). Przed lotem LO 16 Cabin Crew#1 (CC1), który był jednocześnie instruktorem, ustawił zespół zgodnie ze swoimi potrzebami. Pozycje poszczególnych CC pokazane są na Ilustracji 1.



Ilustracja 1. Ustawienie personelu pokładowego w rejsie LO 16.

## **2. Lot LO 16 Newark – Warszawa, 1 listopada 2011 r., B767-300ER, SP-LPC**

### **2.1. Przed startem**

Po przyjeździe do samolotu załoga wykonała wszystkie czynności przedstartowe zgodnie z obowiązkami i podziałem czynności personelu pokładowego zawartymi w Cabin Crew Manual. W trakcie kontroli wyposażenia awaryjnego CC5 stwierdził, że słuchawka przy stanowisku CC2 (jumpseat 3R) była niesprawna i oznakowana naklejką INOP.

### **2.2. Po starcie**

Start samolotu przebiegł bez zakłóceń. Po ok. 20-25 minutach od startu sygnalizacja "Zapiąć pasy" była wciąż włączona. Ponieważ pasażerowie zaczęli wstawać ze swych miejsc, CC3 zadzwoniła do CC1 z pytaniem o przyczynę włączonej sygnalizacji. Telefon odebrał CC4 i poinformował CC3, że CC1 jest w kokpicie. Niedługo potem sygnalizacja została wyłączona.

Po przystąpieniu do standardowych czynności po starcie CC pracujące w przednim i środkowym bufecie zauważyły problemy z zasilaniem bufetów. Zgłoszono to do kokpitu. Po chwili problemy ustały i zasilanie wróciło. Piloci wyłączyli i ponownie załączyli zasilanie bufetów.

CC1 po wezwaniu do kokpitu (przez INT) został poinformowany o usterce systemu hydraulicznego (wyciek płynu). W swym oświadczeniu napisał: „O usterce, ani o tym, że w przypadku wystąpienia kolejnej będziemy zmuszeni do lądowania na najbliższym lotnisku, pozostałej części załogi pokładowej nie informowałem”.

Kapitan, po konsultacji z Centrum Operacyjnym w EPWA, podjął decyzję o kontynuacji lotu do EPWA. Dalsza część lotu do momentu próby wypuszczenia podwozia przebiegała bez zakłóceń.

### **2.3. Przed lądowaniem**

Przygotowanie kabiny i pasażerów do lądowania w Warszawie przebiegało standardowo. Na około 20 min. przed planowanym lądowaniem w EPWA CC1 został wezwany do kokpitu i poinformowany, że występują problemy z wypuszczeniem podwozia.

Po pewnym czasie CC1 otrzymał od kapitana polecenie przygotowania kabiny i pasażerów do lądowania awaryjnego, ponieważ pomimo wielokrotnych prób nie udało się wysunąć podwozia. Następnie CC1 wrócił do swojego stanowiska i poprzez przycisk ALERT chciał wywołać szefowe poszczególnych sekcji w celu przekazania szczegółów dotyczących awaryjnego lądowania. Okazało się jednak, że system ALERT nie działa. W związku z tym CC1 przekazał stosowne informacje CC4 oraz CC8, wyznaczył CC4 do czytania zapowiedzi awaryjnej, a CC8 zlecił przeszkolenie AP do drzwi 1L.

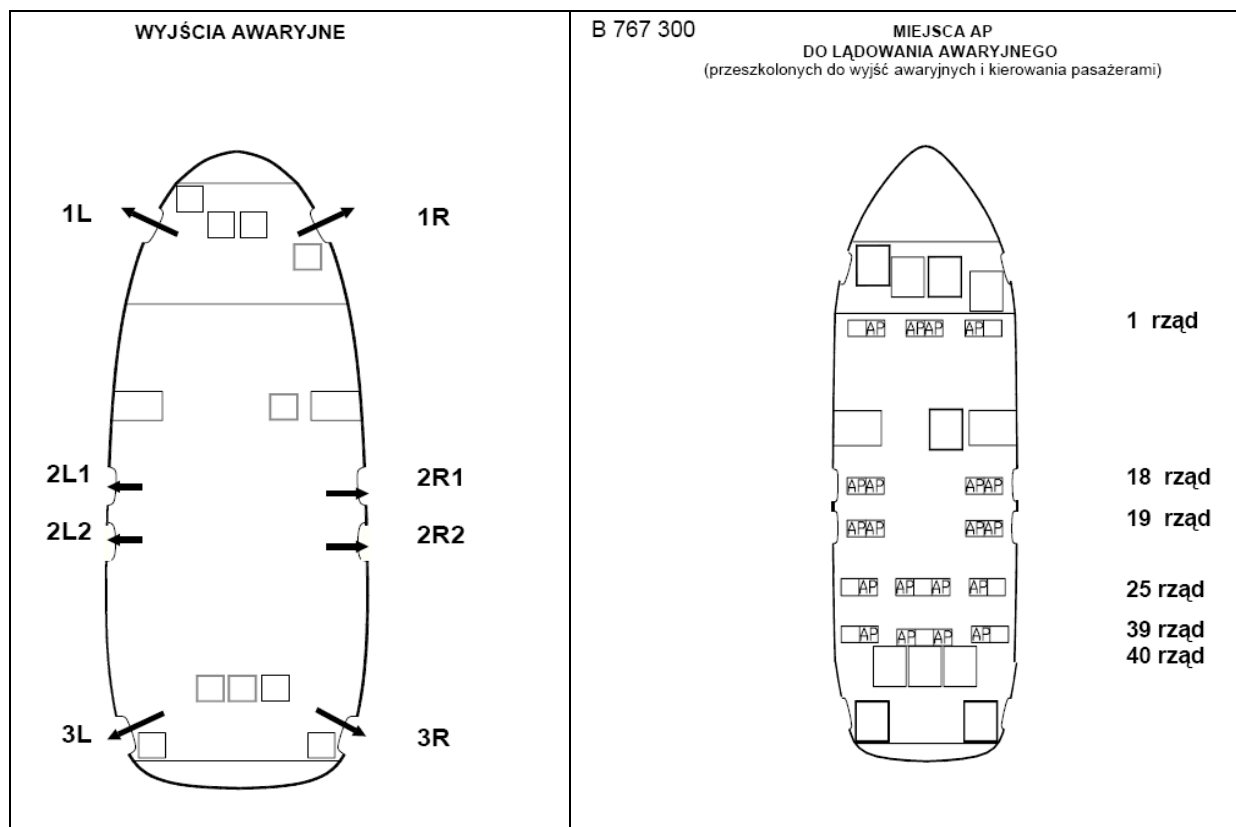


CC1 na polecenie kapitana większość czasu spędzał w kabinie pilotów, gdzie był na bieżąco informowany o rozwoju sytuacji i spodziewanym zachowaniu samolotu podczas lądowania bez podwozia, brał udział w ustaleniach dotyczących przebiegu ewakuacji, uczestniczył w sprawdzaniu stanu bezpieczników, a także usunął z kokpitu i zabezpieczył wszystkie luźne przedmioty. W związku z tym część załogi (CC3, CC6, CC2, CC5, CC7) nie została poinformowana bezpośrednio przez CC1 o zaistniałej sytuacji. CC2 udała się do przedniego bufetu, gdzie uzyskała stosowne informacje od CC4, a następnie przekazała je CC3, CC6, CC5 i CC7, wracając do tylnego bufetu. W tym samym czasie CC4 rozpoczął czytanie zapowiedzi awaryjnej.

W trakcie przygotowania kabiny (ok. 1,5 godziny do lądowania) pasażerowie byli spokojni, wykonywali polecenia załogi, nie było paniki aktywnej/pasywnej. Zademonstrowano pozycje awaryjne w fotelach, zabezpieczono cały luźny bagaż podręczny, pokazano wyjścia awaryjne.

Na pomocników do wyjść zostali wybrani głównie pasażerowie polskojęzyczni, z wyjątkiem pomocników do wyjść przez okna awaryjne, gdzie połowę AP stanowili pasażerowie anglojęzyczni. Przeszkolono 16 AP do wszystkich wyjść w samolocie oraz pomocników do kierowania ruchem w sekcji C.

Niektórzy członkowie załogi mieli problemy z odszukaniem właściwych kartek w podręczniku „AP Briefing & Evacuation Commands Booklet”, inni, widząc, że wybrani pomocnicy mają problemy z koncentracją uwagi i docierają do nich tylko proste komendy/hasła, rezygnowali z posługiwania się tekstem zawartym w podręczniku i używali swoich własnych, prostych słów.



Ilustracja 2. Oznaczenia wyjść awaryjnych oraz rozmieszczenie pomocników AP.

W międzyczasie miała miejsce dodatkowa próba wypuszczenia podwozia za pomocą wygenerowania przeciążenia pionowego. Próba nie przyniosła oczekiwanego rezultatu.

W trakcie przygotowywania pasażerów do awaryjnego lądowania CC1 otrzymał instrukcje od kapitana, że po zatrzymaniu się samolotu załoga pokładowa ma natychmiast rozpocząć ewakuację pasażerów nie czekając na hasło z kokpitu.

Na kilkanaście minut przed przyziemieniem CC1 przeszedł po samolocie i poinformował wszystkich członków załogi pokładowej, aby po zatrzymaniu samolotu i ocenie sytuacji rozpoczęli ewakuację nie czekając na komendę do ewakuacji (zgodnie z ustaleniami z kapitanem).

CC1 uzgodnił również z kapitanem, że komendę do przyjęcia pozycji awaryjnej wyda CC1 i tak też się stało. Trzeba jednak zaznaczyć, że załoga pokładowa miała problemy z oceną wysokości, na jakiej znajdował się samolot, co z kolei utrudniało oszacowanie czasu pozostałego do przyziemienia.

Taka zmiana procedur standardowych, ćwiczonych na szkoleniach spowodowała wyraźne zaburzenie momentu rozpoczęcia ewakuacji przez personel pokładowy. W efekcie braku standardowego call-out „Crew at Stations” oraz „Evacuate”, czy użycia przycisku EVAC przez kapitana, załoga tylnego bufetu (CC5, CC2 i CC7) według własnej oceny wysokości samolotu względem ziemi zaczęła krzyżeć komendy „Pozycja awaryjna, Brace position”. CC1 podał komendę do przyjęcia pozycji awaryjnej (przez PA) już po wydaniu tej komendy przez załogę tylnego bufetu.

#### **2.4. Po lądowaniu**

Po zatrzymaniu się samolotu w pierwszej kolejności zostały otwarte wyjścia 3L i 3R; rozpoczęto ewakuację pasażerów. Wyjścia w przedniej części samolotu: 1L i 1R zostały otwarte w drugiej kolejności, po upływie około 12 sekund od chwili otwarcia wyjść tylnych. Spowodowane to było tym, że z powodu iluzji lądowania jak z wypuszczonym podwoziem CC1, pomimo wcześniejszych ustaleń, chciał upewnić się, czy ewakuacja jest w takiej sytuacji konieczna. Warto tutaj podkreślić, że zjawiska towarzyszące lądowaniu bez podwozia i odczucia pasażerów oraz załogi w przedniej i tylnej części samolotu były różne.

CC1 wszedł do kokpitu, uzyskał potwierdzenie konieczności ewakuacji, po czym otworzył drzwi 1L i rozpoczął ewakuację pasażerów. CC4 otworzył drzwi 1R w tym samym czasie.

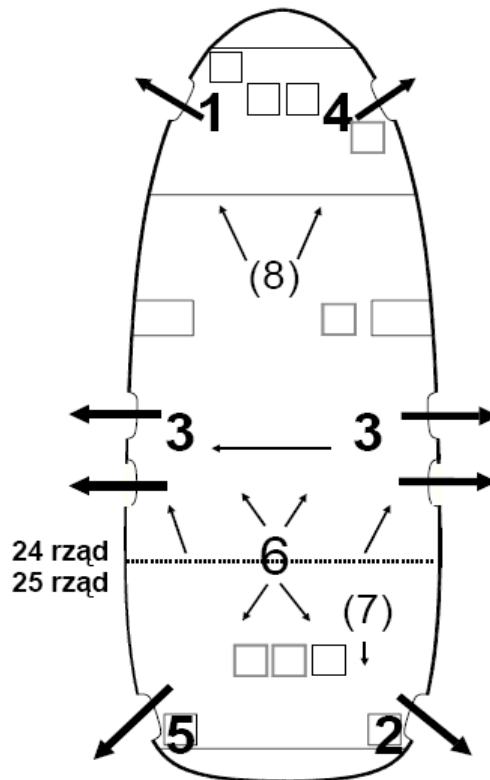
Wszystkie wyjścia przez drzwi zostały otwarte, trapy napełniły się.

Trapy tylne przy drzwiach 3L i 3R były ustawione względem ziemi pod niewielkim kątem, co spowodowało ich płaskie ułożenie w trakcie ewakuacji.

Spowalniało to ewakuację pasażerów. W jej początkowej fazie przy tylnym prawym trapie (3R) nie było nikogo, kto odbierałby pasażerów z trapy - pomocnicy zawiedli, uciekli. Dlatego w pewnym momencie CC2 musiała znacznie zwolnić tempo ewakuacji, tak, aby kolejni pasażerowie nie skakali na głowy osobom siedzącym na trapie.

B 767 300

**ŁĄDOWANIE AWARYJNE**  
**(planowane i nieplanowane)**  
Strefy działania poszczególnych C/C



C/C #1 - drzwi 1L

C/C #2 - drzwi 3R

C/C #3 - okna awaryjne 2R1/2R2, 2L1/2L2

C/C #4 - drzwi 1R

C/C #5 - drzwi 3L

C/C #6 - kieruje pax z sekcji C do wyjść 3R/3L oraz okien awaryjnych

C/C #7 - kieruje pax z pierwszych siedmiu rzędów sekcji C do okien awaryjnych,  
pozostałych pax do wyjść 3R i 3L

C/C #8 - kieruje pax z sekcji A i B do wyjść 1L i 1R

Ilustracja 3. Strefy działania personelu pokładowego podczas lądowania awaryjnego.



Ilustracja 4. Ułożenie tylnych trapów samolotu SP-LPC po lądowaniu ze schowanym podwoziem.

Wyjścia awaryjne przez okna z prawej strony samolotu 2R1, 2R2 nie zostały otwarte, ponieważ CC3 po dokonaniu oceny sytuacji na zewnątrz samolotu stwierdziła zagrożenie w postaci dymu. Po przyziemieniu silnik nr 2 tarł o suchą nawierzchnię pasa, pozostawiając warkocz ognia. Okna z lewej strony samolotu 2L1, 2L2 zostały otwarte, ale nikt nie został przez nie ewakuowany. Wynikało to z faktu, że wszyscy pasażerowie bardzo szybko przemieścili się w kierunku tylnych wyjść, kierowani przez CC7 i CC6. Okno 2L1 zostało wyrzucone na zewnątrz samolotu, okno 2L2 pozostało w środku. Trap skrzydłowy napełnił się, natomiast opuszczany stopień pod oknem 2L2 nie otworzył się.



Ilustracja 5. Trap ewakuacyjny na lewym skrzydle samolotu oraz zamknięty stopień pomocniczy.

Załoga pokładowa używała komend ewakuacyjnych adekwatnych do sytuacji. System EVAC został uruchomiony przy drzwiach 3L przez CC5, który pierwszy wcisnął przycisk.



Ilustracja 6. System sygnalizacji do ewakuacji nad fotelem CC5.

W trakcie ewakuacji załoga podejmowała próby powstrzymania pasażerów przed zabieraniem ze sobą bagażu, ale nie zawsze były one skuteczne.

Ewakuacja przebiegała bardzo sprawnie.

Trzy osoby z załogi: CC8, CC6, CC7 kierowały pasażerów do czynnych wyjść:

- CC8 do wyjść 1L i 1R,
- CC6 i CC7 do wyjść 3L i 3R.
- pozostała załoga prowadziła ewakuację przy wyjściach: CC1 – 1L, CC4 – 1R, CC2 – 3R, CC5 – 3L.

Kiedy wszyscy pasażerowie opuścili samolot załoga sprawdziła kabinę, przekazała standardowe meldunki „POKŁAD PUSTY”, po czym zaczęła opuszczać samolot.

- CC4 i CC8 opuścili samolot wyjściem 1R;
- CC2, CC5, CC6, CC7, CC3, CC1, F/O i CPT opuścili samolot wyjściem 3L.



Ilustracja 7. Trap ewakuacyjny przy drzwiach 1R.





Ilustracja 8. Trap ewakuacyjny przy drzwiach 3L.

Ostatni z samolotu wyszli CC1 i CPT, po kilkukrotnym ponownym sprawdzeniu, czy na pewno wszyscy opuścili pokład. W samolocie przebywali ponad 5 min. po ewakuacji.

Po około 12-15 min. od zakończenia ewakuacji CC1 wszedł dwukrotnie do samolotu po trapie tylnym lewym 3L, na prośbę policji. Podczas drugiego wejścia zobaczył osoby trzecie w kokpicie. Do samolotu weszły również przez drzwi 3L dwie inne osoby z załogi pokładowej: CC3 i CC7, by zabrać swoje rzeczy osobiste.

Załoga samolotu dość długo, ok. 15 min. czekała pod samolotem (niektóre osoby bez butów) na kolejne decyzje. Brak właściwej koordynacji ze strony naziemnej służby ratowniczej spowodował rozdzielenie załogi: CC4 i CC8 zostali odwiezieni autobusem z pasażerami, reszta załogi czekała pod samolotem w autobusie ok. 1,5 godziny, nie mając informacji o losach CC4 i CC8.

### **3. Czasy działania w UTC**

Czasy ustalono na podstawie materiałów z PAŻP.

13:38:40 – przyziemienie

13:39:25 – zatrzymanie się samolotu

13:39:26 – otwarcie wyjścia 3L

13:39:27 – otwarcie wyjścia 3R

13:39:31 – pierwsi pasażerowie na trapie 3L

13:39:33 – pierwsi pasażerowie na trapie 3R

13:39:38 – otwarcie wyjścia 1R

13:39:40 – otwarcie wyjścia 1L

13:39:46 – pierwsi pasażerowie na trapie 1L

13:39:47 – pierwsi pasażerowie na trapie 1R



13:40:18 – ostatni pasażerowie na trapie 1R  
13:40:20 – ostatni pasażerowie na trapie 1L  
13:40:38 – CC3 i CC6 opuszczają samolot wyjściem 3L  
13:40:39 – CC2 i CC7 opuszczają samolot wyjściem 3L  
13:40:42 – CC5 opuszcza samolot wyjściem 3L  
13:40:45 – ostatni pasażer (w jasnej koszuli)opuszcza samolot wyjściem 3L  
13:40:51 – wszyscy pasażerowie odchodzą od samolotu  
13:41:28 – FO opuszcza samolot wyjściem 3L  
13:44:38 – w samolocie są jeszcze CPT i CC1

#### **4. Strefy działania załogi po całkowitym zatrzymaniu samolotu**

Strefy działania załogi zostały zamieszczone na końcu dokumentu. Zgodnie z zapisami w Cabin Crew Manual (CCM) wyposażenie awaryjne C/C zabierają z pokładu w przypadku lądowania awaryjnego w przygodnym terenie.

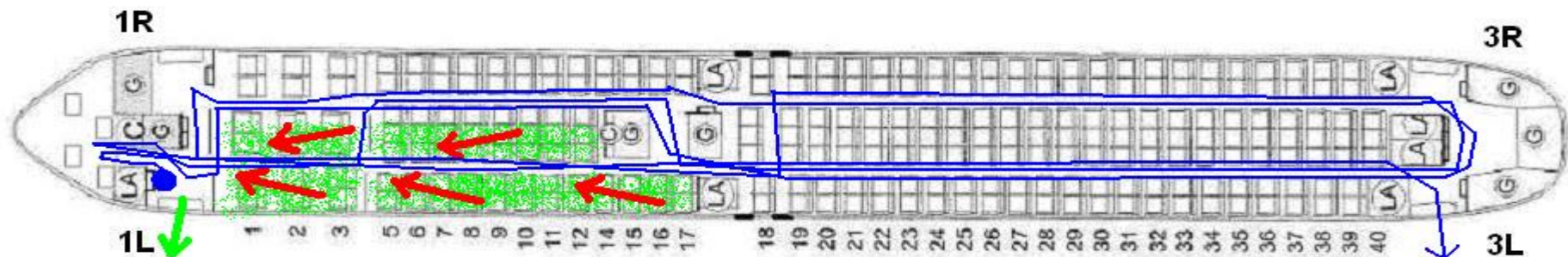
#### **5. Wnioski z ewakuacji pokładu samolotu SP-LPC:**

1. Ewakuacja była skuteczna. Ewenementem jest fakt, że w trakcie ewakuacji nikt z pasażerów oraz załogi nie odniósł żadnych obrażeń. Było to możliwe dzięki profesjonalnym działaniom załogi, która nie tylko wykazała znajomość i umiejętność zastosowania w praktyce procedur, ale także potrafiła zachowywać się elastycznie w sytuacjach, które tego wymagały. Ponadto bardzo wysoko należy ocenić opanowanie załogi, dzięki któremu udało się zapobiec powstaniu paniki na pokładzie. W tym kontekście słuszna wydaje się decyzja CC1 o nieinformowaniu w początkowej fazie lotu pozostałej części załogi pokładowej o usterce systemu hydraulicznego.
2. Podczas rejsu LO 16 wśród załogi kabinowej panowała atmosfera zaufania i doskonałej współpracy, co w dużej mierze było zasługą umiejętności budowania atmosfery w zespole przez CC1. Przełożyło się to na bardzo dobrą współpracę załogi kabinowej w sytuacji awaryjnej w warunkach bardzo silnej presji na załogę czynników psychologicznych.
3. Komisja oceniła komunikację i współpracę załogi kokpitowej z załogą kabinową jako poprawną.
4. W trakcie przygotowania kabiny i pasażerów do planowanego lądowania awaryjnego niektórzy członkowie załogi kabinowej mieli problemy z odszukaniem właściwych kartek w podręczniku „AP Briefing & Evacuation Commands Booklet”. Stąd

zalecenie Komisji, by zafoliowane, sztywne kartki z tekstem szkolenia AP były na stałe umieszczone w samolocie w pobliżu wyjść awaryjnych.

5. W trakcie instruowania AP załoga kabinowa spostrzegła, że wybrani pomocnicy mają problemy z koncentracją uwagi i docierają do nich tylko proste komendy/hasła. Niektórzy członkowie załogi rezygnowali z posługiwania się tekstem zawartym w podręczniku i używali swoich własnych, prostych słów. Konieczne jest uproszczenie i skrócenie tekstu szkolenia AP.
6. Zgodnie z poleceniem kapitana komendę do przyjęcia pozycji awaryjnej wydał CC1. Załoga pokładowa miała jednak problemy z oceną wysokości, na jakiej znajdował się samolot, co z kolei utrudniało oszacowanie czasu pozostałego do przyziemienia. W efekcie załoga tylnego bufetu (CC5, CC2 i CC7) według własnej oceny wysokości samolotu względem ziemi zaczęła krzyczeć komendy „Pozycja awaryjna, Brace position”. CC1 podał komendę do przyjęcia pozycji awaryjnej już po wydaniu tej komendy przez załogę tylnego bufetu. Komisja w odniesieniu do szkoleń załóg z postępowania w sytuacjach awaryjnych rekomenduje, by podkreślać, aby komendę do przyjęcia pozycji awaryjnej wydawała zawsze, gdy jest to możliwe, załoga kokpitowa.
7. Komendy „Pozycja awaryjna, Brace position” wykrzykiwane przez CC były kompletnie niesłyszalne w częściach kabiny odległych od bufetów. Należy rozważyć zmianę w procedurach, tak by komendy te podawane były w pierwszej kolejności przez PA, a wykrzykiwanie komend było metodą alternatywną stosowaną jedynie w przypadku niesprawności systemu PA.
8. Kapitan wydał dyspozycję, by po zatrzymaniu samolotu załoga natychmiast rozpoczęła ewakuację, nie czekając na hasło z kokpitu. Decyzja CC1 o upewnieniu się, czy ewakuacja jest faktycznie konieczna, spowodowała opóźnienie ewakuacji przez drzwi 1R i 1L o około 12 sekund w stosunku do tylnych wyjść.
9. Na podstawie oceny spostrzeżeń dokonanych przez członków personelu pokładowego w czasie awaryjnego lądowania, Komisja rekomenduje wzmacnianie ćwiczenia elementów praktycznych podczas szkoleń z sytuacji awaryjnych. Szczególnie przydatne w rzeczywistej sytuacji awaryjnej wydają się te elementy, które są przez personel nie tylko opanowane teoretycznie, ale także wielokrotnie powtarzane na ćwiczeniach praktycznych.

## Strefa działania CC1



### Obowiązki i odpowiedzialność wg. CCM

✓ Odbiera od kapitana informacje o:

- ⇒ **czasie jaki pozostał** - rodzaj przygotowania (pełne lub skrócone)
- ⇒ **miejscu** – lotnisko / teren przygodny, lądowanie / wodowanie
- ⇒ **rodzaju usterki** – pod kątem zagrożenia strony samolotu lub konkretnych wyjść
- ⇒ **haśle, sygnałe** – do przyjęcia pozycji awaryjnej
- ⇒ **haśle, sygnałe** – do rozpoczęcia lub zaniechania ewakuacji pasażerów oraz
- ⇒ **specjalne instrukcje** – kto i w jakiej formie poinformuje pasażerów

(C/C #1 korzysta z QRC – SYTUACJA AWARYJNA PLANOWANA).

- ✓ Przekazuje otrzymane od kapitana informacje pozostałym C/C
- ✓ Wydaje polecenia przygotowania kabin i pasażerów do lądowania awaryjnego lub wodowania
- ✓ Włącza pełne oświetlenie sekcji A
- ✓ Czyta zapowiedź awaryjną - przedni bufet
- ✓ Sprawdza uzbrojenie drzwi 1L i 1R
- ✓ Wyznacza i instruuje 2 AP do drzwi 1L

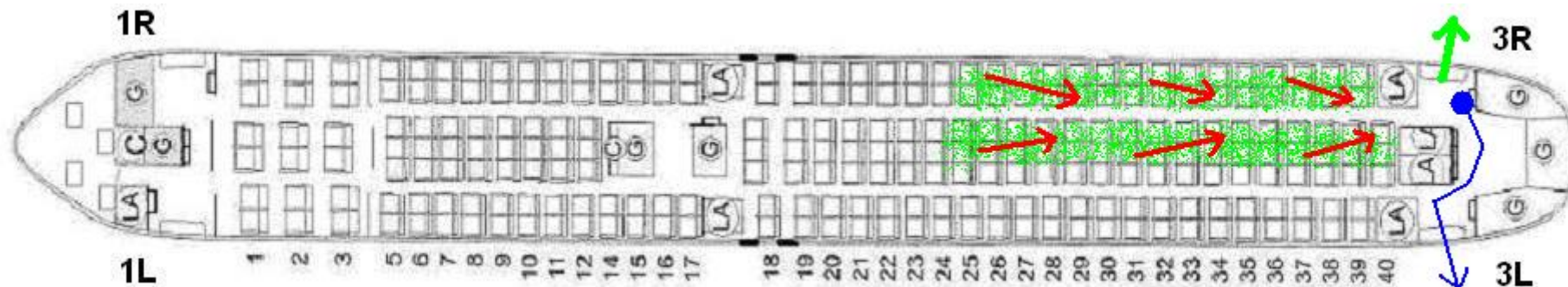
#### Miejsca AP: 1B i 1C

- ✓ Sprawdza przygotowanie kabin, paps, bufetów do lądowania awaryjnego lub wodowania, odbiera meldunek od pozostałych C/C
- ✓ Wylacza oświetlenie przedniego bufetu
- ✓ Melduje kapitanowi o zakończeniu przygotowań do lądowania awaryjnego lub wodowania
- ✓ Zmniejsza natężenie oświetlenia w sekcji A do nadokiennego
- ✓ Zajmuje miejsce do lądowania awaryjnego lub wodowania - **jumpseat 1L**
- ✓ Wylacza oświetlenie nadokienne
- ✓ Na komendę włącza oświetlenie awaryjne, przyjmuje pozycję awaryjną i zachowuje ją do całkowitego zatrzymania się samolotu
- ✓ Po lądowaniu awaryjnym i wodowaniu: ewakuuje paps przez drzwi 1L
- ✓ Zabiera **latarkę, ELT, megafon i apteczkę typu A**
- ✓ Ewakuuje się przez drzwi 1L.

### Działanie rzeczywiste

1. Odebrał wszystkie potrzebne informacje od CPT
2. Przekazał informacje C/C4 i C/C8
3. Włączył pełne oświetlenie kabiny (sekcja A)
4. Nie czytał zapowiedzi awaryjnej, zlecił przeczytanie zapowiedzi awaryjnej C/C4
5. Nie wyznaczał pomocników do drzwi 1L, zlecił wyznaczenie i przeszkolenie pomocników C/C8
6. Zerwał kotary z bufetu i korytarza
7. Sprawdził uzbrojenie drzwi 1L i 1R
8. Na polecenie CPT brał udział w ustaleniach dot. przebiegu ewakuacji, uczestniczył w sprawdzaniu stanu bezpieczników, a także usunął z kokpitu i zabezpieczył wszystkie luźne przedmioty
9. Odbierał meldunki od pozostałych CC
10. Zameldował CPT o zakończeniu przygotowań
11. Zredukował oświetlenie kabiny
12. Zajął miejsce jumpseat 1L
13. Podał komendę „POZYCJA AWARYJNA” przez PA
14. Włączył światła awaryjne
15. Ewakuował pasażerów przez drzwi 1L
16. Odebrał meldunki „POKŁAD PUSTY”
17. Zameldował CPT, że wszyscy opuścili samolot
18. Wraz z CPT kilkakrotnie sprawdzałabinę
19. Długo przebywał w samolocie po ewakuacji
20. Opuścił samolot wyjściem 3L - **czas nieznanym**
21. Dwa razy wszedł po trapie 3L do samolotu

## Strefa działania CC2



### Obowiązki i odpowiedzialność wg. CCM

- ✓ Odbiera informację od C/C #1
- ✓ Włącza pełne oświetlenie sekcji B i C
- ✓ W czasie zapowiedzi awaryjnej zajmuje pozycję na wysokości:

**B 767 300 - 29 rzędu sekcji C, prawa strona**

- ✓ Przygotowuje paps do lądowania awaryjnego lub wodowania:

**B 767 300 - rzędy 25-40 (ład. awar), 22-40 (wodowanie) - prawa strona**

- ✓ Wyznacza i instruuje dwóch AP do pomocy przy drzwiach 3R

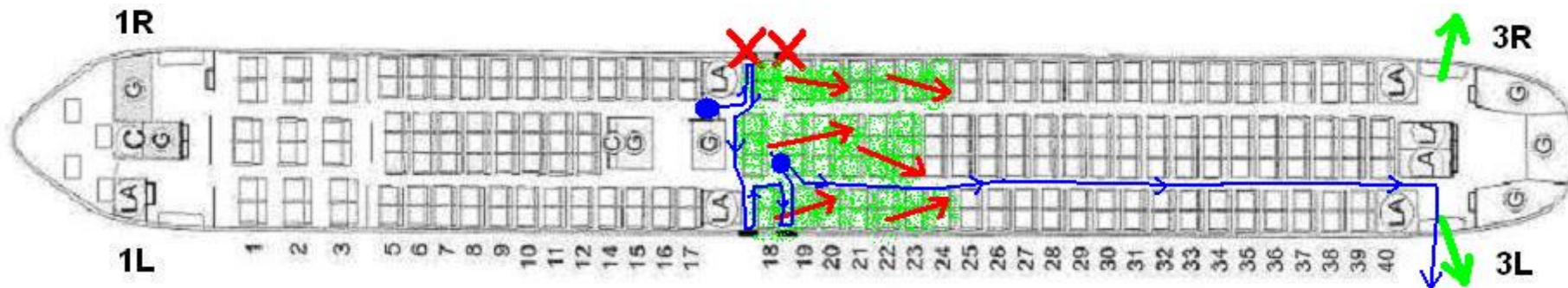
**Miejsca AP:**  
**B 767 300 - 39 F, 40E**

- ✓ Sprawdza i przygotowuje tylny bufet, wyłącza urządzenia elektryczne bufetu
- ✓ Sprawdza uzbrojenie drzwi 3R i 3L
- ✓ Melduje gotowość C/C#1
- ✓ Redukuje oświetlenie sekcji B i C do nadokiennego, wyłącza oświetlenie tylnego bufetu
- ✓ Zajmuje miejsce do lądowania awaryjnego lub wodowania - **jumpseat 3R**
- ✓ Wyłącza oświetlenie nadokienne
- ✓ Przyjmuje - na komendę - pozycję awaryjną i zachowuje ją do całkowitego zatrzymania się samolotu
- ✓ **Po lądowaniu awaryjnym i wodowaniu:** ewakuuje paps przez drzwi 3R
- ✓ Zabiera **latarkę, megafon, ELT i apteczkę typu A**
- ✓ Ewakuuje się przez drzwi 3R.

### Działanie rzeczywiste

1. Odebrała potrzebne informacje od CC 4 i CC 8
2. Włączyła pełne oświetlenie kabiny (sekcja B i C)
3. Zajęła wyznaczoną procedurą pozycję czasie zapowiedzi awaryjnej
4. Przygotowała pasażerów w wyznaczonych sekcjach
5. Wyznaczyła i przeszkoliła pomocników do wyjścia 3R
6. Zerwała kotary z bufetu i korytarza
7. Sprawdziła uzbrojenie drzwi 3L i 3R
8. Wyłączyła zasilanie elektryczne bufetu
9. Zameldowała CC 1 przygotowanie kabiny
10. Zredukowała oświetlenie kabiny (sekcja B i C)
11. Zajęła miejsce jumpseat 3R
12. Bez komendy „POZYCJA AWARYJNA” zaczęła krzyczyć komendy
13. Ewakuowała pasażerów przez drzwi 3R
14. Odebrała meldunek od CC 7 „POKŁAD PUSTY”
15. Opuściła samolot wyjściem 3L - **UTC 13:40:39**
16. Po ewakuacji weszła samodzielnie po trapie 3L do samolotu

## Strefa działania CC 3



### Obowiązki i odpowiedzialność wg. CCM

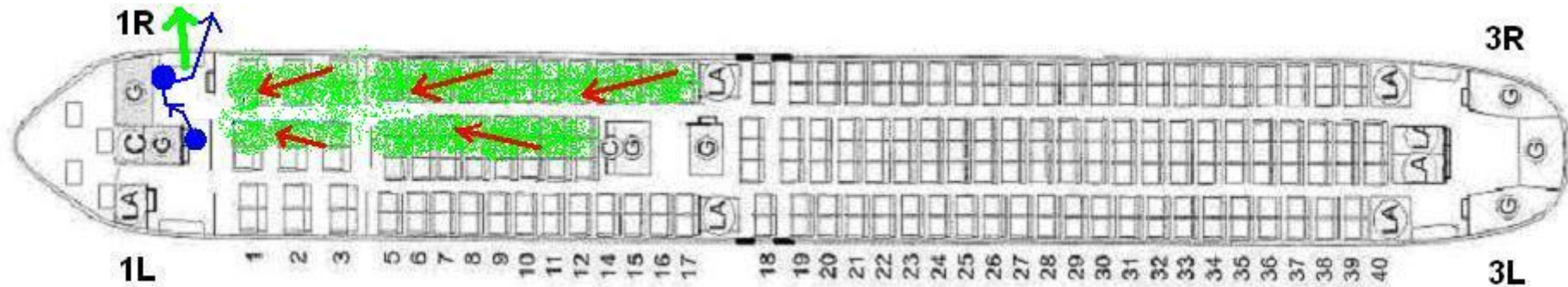
- √ Odbiera informacje od C/C #1
- √ W czasie zapowiedzi awaryjnej zajmuje pozycję na wysokości:
  - B 767 300 - rzędu 5, prawa strona**
- √ Przygotowuje paps do lądowania awaryjnego lub wodowania:
  - B 767 300 - rzędy 5-24 (ład. awar.), 5-21 (wodow.), prawa strona**
- √ Wyznacza i instruuje 2 lub 8 AP do pomocy:
  - B 767 300 - przy oknach awaryjnych 2R1, 2R2, 2L1, 2L2**
  - Miejsca AP (odpowiednio): 18 FG, 19 FG, 18 AB, 19 AB**
- √ Przygotowuje środkowy bufet, wyłącza urządzenia elektryczne i oświetlenie bufetu
- √ **Do wodowania:** (wraz z dwoma AP lub jednym AP i C/C #6 i C/C #7) sprawdza dodatkową tratwę
- √ Zdejmuje zabezpieczenie rączek w oknach awaryjnych
- √ Melduje gotowość C/C#1
- √ Zajmuje miejsce do lądowania awaryjnego lub wodowania:
  - B 767-300 - jumpseat 2R**
- √ Przyjmuje - na komendę - pozycję awaryjną i zachowuje ją do całkowitego zatrzymania się samolotu
- √ **Po lądowaniu ewakuuje przez:**
  - B 767 300 - okna awar. 2R1, 2R2, 2L1, 2L2 (paps z siedmiu rzędów 18 - 24)**
- √ **Po wodowaniu kieruje do:**
  - B 767-300 - przednich wyjść 1R i 1L (paps z czterech rzędów 18-21) oraz tylnych wyjść 3R i 3L (pozostałych paps z sekcji C)**
- √ Zabiera **latarkę i apteczkę typu E**
- √ Sprawdza sekcję **C**
- √ Ewakuuje się przez najbliższe wyjście.

### Działanie rzeczywiste

1. Odebrała informację od CC 2
2. O awaryjnym lądowaniu dowiedziała się słysząc czytaną zapowiedź awaryjną
3. Zajęła wyznaczoną procedurą pozycję czasie zapowiedzi awaryjnej
4. Przygotowała pasażerów w wyznaczonych sekcjach
5. Wyznaczyła i przeszkoliła pomocników do wyjść okiennych 2R1-2, 2L1-2
6. Wyznaczyła dwóch pomocników
7. Zerwała kotary z bufetu i korytarza
8. Wyłączyła zasilanie elektryczne bufetu
9. Zameldowała CC 1 przygotowanie kabiny
10. Zajęła miejsce jumpseat 2R
11. Po komendzie „POZYCJA AWARYJNA” podanej przez C/C1 przez PA, zaczęła krzyczeć komendy
12. Nie otworzyła wyjść na prawą stronę – zagrożenie
13. Otworzyła okna z lewej strony
14. Nie ewakuowała nikogo przez okna awaryjne
15. Kierowała pasażerów do drzwi 3R i 3L
16. Sprawdziła sekcję C i podała meldunek „POKLAD PUSTY”
17. Opuściła samolot wyjściem 3L - **UTC 13:40:38**
18. Po ewakuacji weszła po trapie 3L do samolotu



### Strefa działania CC 4



#### Obowiązki i odpowiedzialność wg. CCM

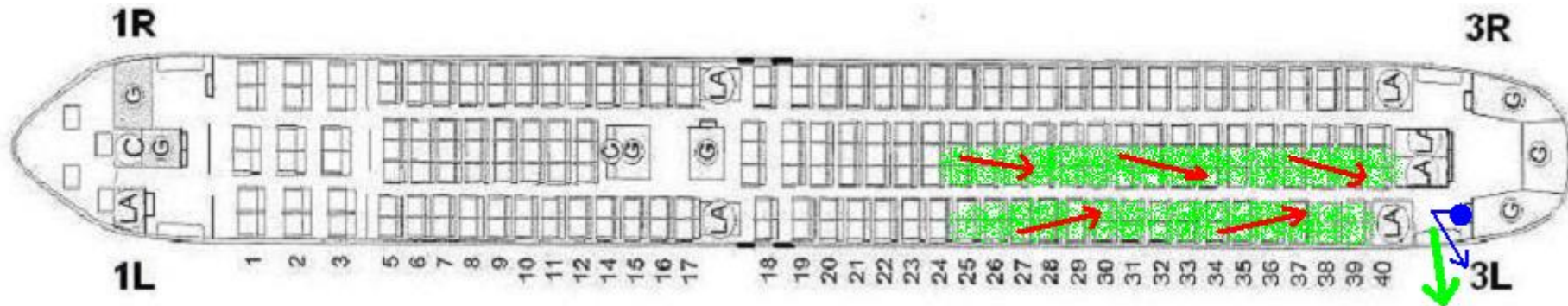
- √ Odbiera informację od C/C #1
- √ W czasie zapowiedzi awaryjnej zajmuje pozycję na wysokości:  
**1 rzędu, strona prawa**
- √ Przygotowuje paps do lądowania awaryjnego lub wodowania:  
**B 767 300 - rzędy 1-3 ABCDEF (sekcja A)**
- √ Wyznacza i instruuje 2 AP do pomocy przy drzwiach 1R  
**Miejsca AP: - 1 DE**
- √ Przygotowuje przedni bufet, wyłącza urządzenia elektryczne bufetu
- √ Sprawdza uzbrojenie drzwi 1R i 1L
- √ Melduje gotowość C/C #1
- √ Zajmuje miejsce do lądowania awaryjnego lub wodowania - **jumpseat 1RC**
- √ Przyjmuje - na komendę - pozycję awaryjną i zachowuje ją do całkowitego zatrzymania się samolotu
- √ **Po lądowaniu awaryjnym i wodowaniu:** ewakuuje paps przez drzwi **1R**
- √ Zabiera **latarkę, apteczkę typu A**
- √ Sprawdza sekcje **A i B**
- √ Ewakuuje się przez najbliższe wyjście.

#### Działanie rzeczywiste

1. Odebrał informację o awaryjnym lądowaniu od CC 1
2. Nie zajął wyznaczonej procedurą pozycji w czasie zapowiedzi awaryjnej
3. Na polecenie CC 1 czytał zapowiedź awaryjną
4. Przygotował pasażerów w wyznaczonej sekcji
5. Wyznaczył i przeszkolił pomocników do wyjścia 1R
6. Wyłączył zasilanie elektryczne bufetu
7. Sprawdzał uzbrojenie drzwi 1L i 1R
8. Zameldował CC 1 przygotowanie kabiny
9. Zajął miejsce jumpseat 1RC
10. Po komendzie „POZYCJA AWARYJNA” podanej przez C/C1 przez PA zaczął krzyczeć komendy
11. Ewakuował pasażerów przez drzwi 1R
12. Nie sprawdził sekcji A i B
13. Odebrał meldunek od CC 8 „POKŁAD PUSTY”
14. Zameldował CC 1 „POKŁAD PUSTY”
15. Opuścił samolot wyjściem 1R - **czas nieznany**



## Strefa działania CC 5



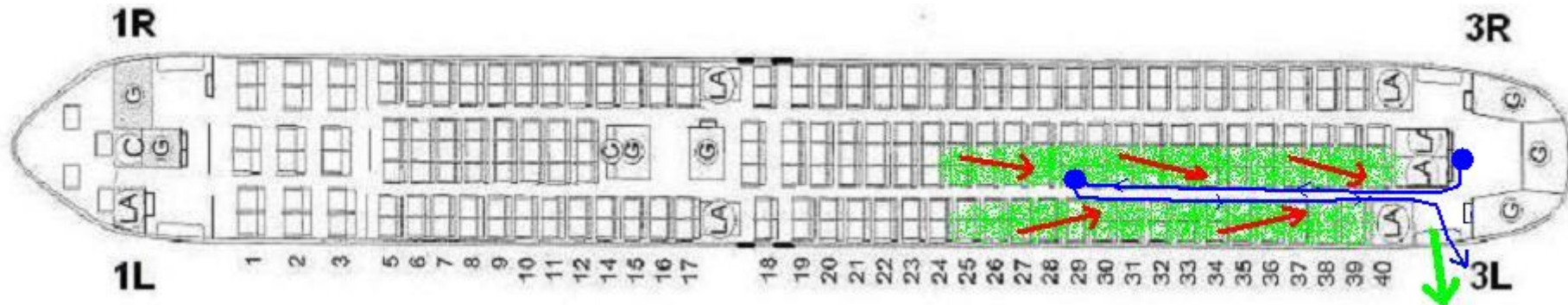
### Obowiązki i odpowiedzialność wg. CCM

- ✓ Odbiera informacje od C/C#1
- ✓ W czasie zapowiedzi awaryjnej zajmuje pozycję na wysokości:  
**B 767 300 - 18 rzędu sekcji C, lewa strona**
- ✓ Przygotowuje paps do lądowania awaryjnego lub wodowania:  
**B 767 300 - rzędy 25- 40 (ląd. awar.), 22- 40 (wodowanie) - lewa str.**
- ✓ Wyznacza i instruuje 2 AP do pomocy przy drzwiach 3L  
**Miejsca AP:  
B 767 300 - 39B, 40C**
- ✓ Sprawdza uzbrojenie drzwi 3L i 3R
- ✓ Melduje gotowość C/C #1
- ✓ Zajmuje miejsce do lądowania awaryjnego lub wodowania - **jumpseat 3L**
- ✓ Przyjmuje - na komendę - pozycję awaryjną i zachowuje ją do całkowitego zatrzymania się samolotu
- ✓ **Po lądowaniu awaryjnym i wodowaniu:** ewakuuje paps przez drzwi 3L
- ✓ Zabiera **latarkę**
- ✓ Ewakuuje się przez drzwi 3L.

### Działanie rzeczywiste

1. Odebrał informację o awaryjnym lądowaniu od CC 2
2. Zajął wyznaczone procedurą miejsce w czasie zapowiedzi awaryjnej
3. Przygotował pasażerów w wyznaczonej sekcji
4. Wyznaczył i przeszkolił pomocników do wyjścia 3L
5. Sprawdzał uzbrojenie drzwi 3L i 3R
6. Zameldował CC 1 i CC 2 przygotowanie kabiny
7. Zajął miejsce jumpseat 3L
8. Bez komendy „POZYCJA AWARYJNA” zaczął krzyczyć komendy
9. Ewakuował pasażerów przez drzwi 3L
10. Sprawdzał sekcję C
11. Odebrał meldunki i sam zameldował CC 2 „POKŁAD PUSTY”
12. Opuścił samolot wyjściem 3L UTC **13:40:42**
13. Po ewakuacji zbierał i instruuwał pasażerów biegających po pasie

## Strefa działania CC 6



### Obowiązki i odpowiedzialność wg. CCM

- ✓ Odbiera informację od C/C #1
- ✓ W czasie zapowiedzi awaryjnej zajmuje miejsce na wysokości:

**B 767 300 - rząd 5, lewa strona**

- ✓ Przygotowuje paps do lądowania awaryjnego lub wodowania:

**B 767 300 rzędy 5-24 (ląd. awar.), 5-21 (wodowanie), lewa strona**

- ✓ Wyznacza i instruuje 4 AP do kierowania pasażerami:

**B 767 300 lądowanie, miejsca AP: 25BC, 25EF**

**B 767 300 wodowanie, miejsca AP: 22BC, 22EF**

- ✓ Melduje gotowość C/C #1

- ✓ Zajmuje miejsce do lądowania awaryjnego lub wodowania:

**B 767 300 - jumpseat 3C**

- ✓ Przyjmuje - na komendę - pozycję awaryjną i zachowuje ją do całkowitego zatrzymania się samolotu

- ✓ **Po lądowaniu awaryjnym** ewakuuje paps przez wyjścia :

**B 767 300 - kieruje do wyjść 3R i 3L oraz okien awaryjnych**

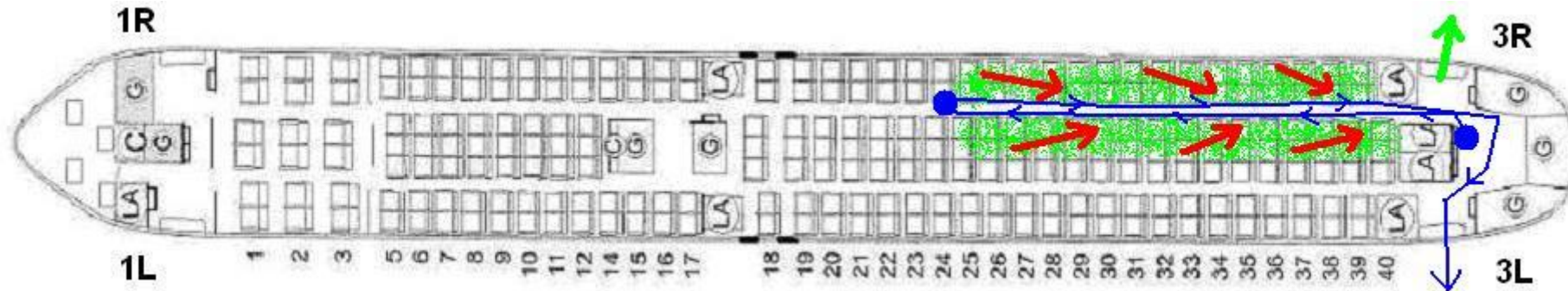
- ✓ Zabiera **latarkę**

- ✓ Ewakuuje się przez najbliższe wyjście.

### Działanie rzeczywiste

1. Odebrała informację o awaryjnym lądowaniu od CC 2
2. Zajęła wyznaczoną procedurą pozycję czasie zapowiedzi awaryjnej
3. Przygotowała pasażerów w wyznaczonej sekcji
4. Wyznaczyła i przeszkoliła pomocników kierunkowych
5. Zameldowała CC 2 przygotowanie kabiny
6. Zajęła miejsce jumpseat 3C
7. Bez komendy „POZYCJA AWARYJNA” zaczęła krzyczyć komendy
8. Nie kierowała pasażerów do okien awaryjnych
9. Kierowała pasażerów do drzwi 3L
10. Sprawdziła sekcję C lewy korytarz
11. Opuściła samolot wyjściem 3L - **UTC 13:40:38**

## Strefa działania CC 7



### Obowiązki i odpowiedzialność wg. CCM

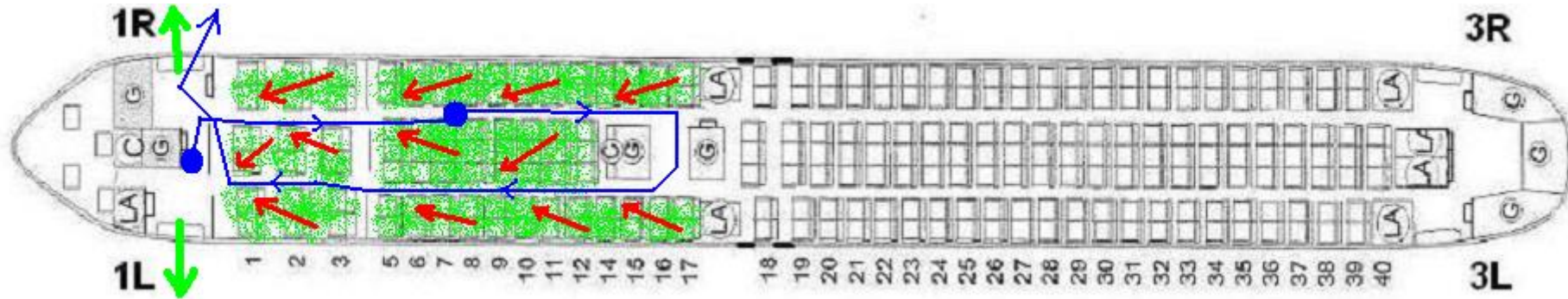
- √ Odbiera informację od C/C #1
- √ W czasie zapowiedzi awaryjnej pozostaje do dyspozycji C/C#1
- W przypadku kompletu pasażerów sugerowana pozycja to:  
**B 767 300 - 18 rząd sekcji C, prawa strona**
- √ Do lądowania awaryjnego lub wodowania :
- B 767 300 - pozostaje do dyspozycji i wykonuje polecenia C/C #1**
- √ Gdy zajdzie taka potrzeba, pomaga C/C #3 w sprawdzeniu i przygotowaniu dodatkowej tratwy
- √ Melduje gotowość C/C #1
- √ Zajmuje miejsce do lądowania awaryjnego/wodowania - jumpseat **3RC**
- √ Przyjmuje - na komendę - pozycję awaryjną i zachowuje ją do chwili całkowitego zatrzymania się samolotu
- √ **Po lądowaniu awaryjnym** postępuje zgodnie z poleceniami C/C#1.
- W przypadku kompletu pasażerów sugerowane postępowanie to kierowanie pasażerów do:  
**B 767 300 - okien awaryjnych** (paps z pierwszych siedmiu rzędów sekcji C)  
wyjść **3R i 3L** (pozostałych paps sekcji C)
- √ Zabiera **latarkę**
- √ Ewakuuje się przez najbliższe wyjście

### Działanie rzeczywiste

1. Odebrała informację o awaryjnym lądowaniu od CC 4
2. Zajęła wyznaczone procedurą miejsce w trakcie zapowiedzi awaryjnej
3. Przygotowała pasażerów w sekcji C
4. Pomogła przy szkoleniu pomocników kierunkowych
5. Zameldowała CC 2 przygotowanie kabiny
6. Zajęła miejsce jumpseat 3RC
7. Bez komendy „POZYCJA AWARYJNA” zaczęła krzyczeć komendy
8. Nie kierowała pasażerów do okien awaryjnych
9. Kierowała pasażerów do drzwi 3R
10. Sprawdziła sekcję C prawy korytarz
11. Zameldowała CC 2 „POKŁAD PUSTY”
12. Opuściła samolot wyjściem 3L - **UTC 13:40:44**



## Strefa działania CC 8



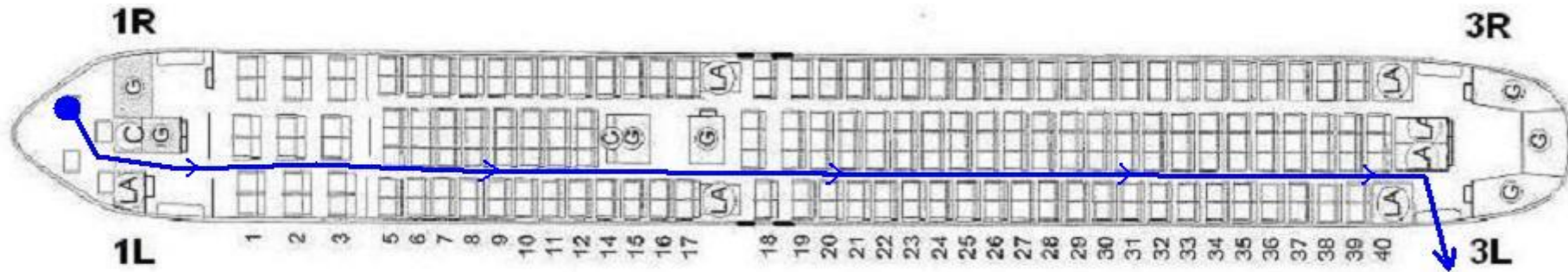
### Obowiązki i odpowiedzialność wg. CCM

- √ Odbiera informację od C/C #1
- √ W czasie zapowiedzi awaryjnej pozostaje do dyspozycji C/C#1.  
W przypadku kompletu pasażerów sugerowana pozycja :  
**B 767 300 29 rząd sekcji C, lewa strona**
- √ Przygotowuje pasażerów do lądowania awaryjnego lub wodowania :  
**B 767 300** pozostaje do dyspozycji i wykonuje polecenia C/C #1
- √ Melduje gotowość C/C #1
- √ Zajmuje miejsce do lądowania awaryjnego lub wodowania - jumpseat 1LC
- √ Przyjmuje - na komendę - pozycję awaryjną i zachowuje ją do chwili całkowitego zatrzymania się samolotu
- √ **Po lądowaniu awaryjnym** postępuje zgodnie z poleceniami C/C#1  
W przypadku kompletu pasażerów sugerowane postępowanie to kierowanie pasażerów do:  
**B 767 300 - wyjść 1L i 1R** (paps z sekcji A i B)
- √ Zabiera **latarkę**
- √ Ewakuuje się przez najbliższe wyjście

### Działanie rzeczywiste

1. Odebrała informację o awaryjnym lądowaniu od CC 1
2. W trakcie zapowiedzi awaryjnej zajęła pozycję C/C4 (pierwszy rząd, prawa strona)
3. Przygotowywała pasażerów w sekcji A
4. Wyznaczyła i przeszkoliła pomocników do wyjścia 1L
5. Zameldowała CC 1 i CC 4 przygotowanie kabiny
6. Zajęła miejsce jumpseat 1LC
7. Po komendzie „POZYCJA AWARYJNA” podanej przez C/C1 przez PA zaczęła krzyczeć komendy
8. Kierowała pasażerów do drzwi 1L i 1R
9. Sprawdziła sekcję A i B
10. Zameldowała CC 4 „POKŁAD PUSTY”
11. Opuściła samolot wyjściem 1R - UTC 13:40

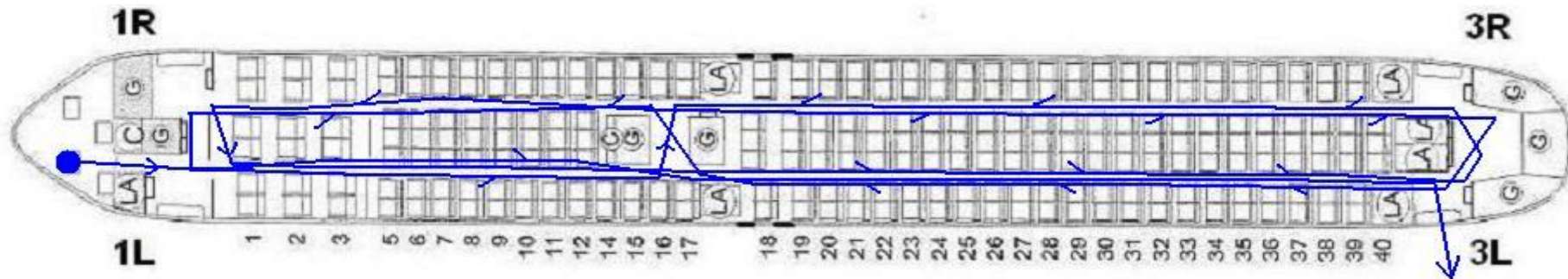
### Strefa działania FO



Na polecenie CPT sprawdził kabinę pasażerską, czy nikt nie został w samolocie.

Samolot opuścił o godz. UTC 13:41:28.

### Strefa działania CPT



CPT wraz z CC 1 przebywali w środku samolotu ponad 5 min sprawdzając kilkakrotnie kabinę pasażerską. Czas opuszczenia samolotu nie został określony.

**ZAŁĄCZNIK 7 do Raportu Końcowego z badania wypadku B-767-300, SP-LPC**

*Poniższy materiał jest opracowaniem Zarządzającego lotniskiem Chopina w Warszawie*

**AKCJA RATOWNICZO-GAŚNICZA  
PO AWARYJNYM LĄDOWANIU SAMOLOTU SP-LPC  
w dniu 1 listopada 2011**



## Spis treści

1. Siły i środki LSP przewidziane do działań zgodnie z PDSZ .....	3
2. Chronologia.....	4
3. Siły i środki biorące udział w akcji ratowniczo-gaśniczej .....	7
4. Organizacja wsparcia psychologicznego dla pasażerów i ich rodzin/bliskich.....	7
5. Dokumentacja fotograficzna .....	8
5.1. Koncentracja sił i środków, przygotowanie DS .....	8
5.2. Lądowanie i dobieg samolotu .....	10
5.3. Ewakuacja i akcja ratowniczo-gaśnicza .....	12
5.4. Miejsce zdarzenia.....	14

**AKCJA RATOWNICZO-GAŚNICZA  
PO AWARYJNYM LĄDOWANIU SAMOLOTU SP-LPC  
w dniu 1 listopada 2011**

**Wstęp**

Akcja ratowniczo-gaśnicza po awaryjnym lądowaniu samolotu SP-LPC organizowana była na podstawie Planu Działania w Sytuacjach Zagrożenia (PDSZ) w Porcie Lotniczym im. F. Chopina w Warszawie.

Użytkownikami PDSZ są:

- Służby Portu Lotniczego
- Centrum Zarządzania Kryzysowego m. st. Warszawy
- Komenda Wojewódzka PSP
- Wojewódzka Stacja Pogotowia Ratunkowego i Transportu Sanitarnego „Meditrans”
- Komisariat Policji PL Warszawa-Okęcie
- Placówka Straży Granicznej Warszawa-Okęcie
- Urząd Celny III „Port Lotniczy” w Warszawie

**1. Siły i środki LSP przewidziane do działań zgodnie z PDSZ**

Lp.	Samochód ratowniczo-gaśniczy	Sprzęt ratowniczy	Środek gaśniczy	Czas dojazdu do progę DS
1.	1 x GCBAPr-12/5,5/250 BARRACUD A	piła do stali i betonu, aparaty ochrony dróg oddechowych, hydrauliczny zestaw ratowniczy, latarki przenośne, topór duży, noże do cięcia pasów, sprzęt medyczny	woda: 12m <sup>3</sup> środek pianotwórczy: 1,45m <sup>3</sup> proszek: 250 kg wydajność: 5,5m <sup>3</sup> /min.	Próg 33 do 3 min. Próg 29 do 2,5 min. Próg 15 do 2 min. Próg 11 do 1,5 min.
2.	3 x GCBAPr-12/5,5/250 EAGLE	piła do stali i betonu, aparaty ochrony dróg oddechowych, hydrauliczny zestaw ratowniczy, latarki przenośne, topór duży, noże do cięcia pasów, sprzęt medyczny	woda: 3x12m <sup>3</sup> środek pianotwórczy: 3x1,5m <sup>3</sup> proszek: 3 x250 kg wydajność: 3x5,5m <sup>3</sup> /min.	Próg 33 do 3 min. Próg 29 do 2,5 min. Próg 15 do 2 min. Próg 11 do 1,5 min.
3.	1 x GCBAPr-5/5,5/150 EAGLE	piła do stali i betonu, aparaty ochrony dróg oddechowych, hydrauliczny zestaw ratowniczy, latarki przenośne, topór duży, noże do cięcia pasów, sprzęt medyczny	woda: 5m <sup>3</sup> środek pianotwórczy: 0,6m <sup>3</sup> proszek: 150kg wydajność: 5,5m <sup>3</sup> /min.	Próg 33 do 3 min. Próg 29 do 2,5 min. Próg 15 do 2 min. Próg 11 do 1,5 min.
4.	2 x GCBAPr-9/6,5/250 TIGER	aparaty ochrony dróg oddechowych wysięgnik gaśniczy Snozzle sprzęt i armatura wodno – pianowa.	woda: 2x9m <sup>3</sup> środek pianotwórczy: 2x1,08m <sup>3</sup> proszek: 2x250 kg wydajność: 2x6,5m <sup>3</sup> /min.	Próg 33 do 3 min. Próg 29 do 2,5 min. Próg 15 do 2 min. Próg 11 do 1,5 min.

Lp.	Samochód ratowniczo-gaśniczy	Sprzęt ratowniczy	Środek gaśniczy	Czas dojazdu do progu DS
5.	SRT MERCEDES	sprzęt radiacyjny ubranie kwaso-lugoodporne, piła do stali i betonu, piła łańcuchowa, hydrauliczny zestaw ratowniczy, poduszki powietrzne, aparaty powietrzne, agregat oddymiający, pompa do chemikaliów, narzędzia nie iskrzące, sprzęt oświetleniowy	woda: 2m <sup>3</sup> środek pianotwórczy: 0,24m <sup>3</sup> proszek: 135 kg wydajność: 2,7m <sup>3</sup> /min	Próg 33 do 3 min. Próg 29 do 2,5 min. Próg 15 do 2 min. Próg 11 do 1,5 min.
6.	GBMPrSn Mercedes	nie dotyczy	woda: 0,6m <sup>3</sup> środek pianotwórczy: 0,08m <sup>3</sup> proszek: 250 kg CO <sub>2</sub> : 60 kg	nie dotyczy

Powiadamanie: KZDOP, TWR

Dysponowanie: PA LSP

## 2. Chronologia

### Godz. 07.00.

Służby dyżurne w stałej gotowości nie zgłosiły uwag do przebiegu dyżuru. Urządzenia i systemy lotniska sprawne.

Warunki meteorologiczne:

- widzialność: 10 km;
- podstawa chmur: warstwa pierwsza - 500 m, warstwa druga -1300 m;
- temperatura:12°C;
- wiatr: 3 m/s, kierunek południowo- wschodni.

### Godz. 12:23.

Kontroler kontroli lotniska (TWR) informuje KZ-DOP iż ogłasza stan niepewności dla rejsu LO 16. Załoga zgłosiła kłopoty techniczne z klapami a następnie z podwoziem.

### Godz.12:24.

KZ-DOP informuje ZMR i LSP o ogłoszeniu stanu niepewności dla rejsu LO 16.

### Godz. 12:25.

Kontroler TWR przekazuje szczegółowe informacje o ilości PAX (231 osób), paliwa (7,7 t) oraz położenie SP-LPC (holding w rejonie „Linin”).

**Godz. 12:26.**

Kontroler TWR przekazuje do KZDOP informację, iż załoga rejsu LO 16 zadeklarowała sytuację EMERGENCY (lądowanie bez wypuszczonych klap i podwozia). KZDOP ogłasza alarm dla służb Portu Lotniczego.

**Godz. 12:27.**

Kontroler TWR ogłasza alarm dla LSP, DOP, ZMR (trzy dzwonki). Pojazdy bojowe LSP zajmują ustalone pozycje wzdłuż DS 3. KZDOP informuje dyspozytora WSPR i TM o ogłoszeniu alarmu dla samolotu z 231 pax na pokładzie.

**Godz.12:28**

Pojazdy służb lotniskowych przybywają do rejonu koncentracji nr 1.

**Godz.12:55.**

Strażak 1, dowodzący Akcją Ratowniczą podejmuje decyzję o rozłożeniu piany na nawierzchni DS 33 po obu stronach osi na odcinku: 100m od progu 33 do DK D (około 3000m).

**Godz.12:59.**

Przybycie sił zewnętrznych (PSP, karetki WSPRiT) do rejonu koncentracji nr 2.

**Godz.13:05.**

Strażak 1 przekazuje informację do wszystkich służb, że samolot będzie lądował bez wysuniętego podwozia.

**Godz.13:15.**

Zakończono ustawianie kolumn PSP i służb medycznych przybyłych z miasta w RK 2.

**Godz.13:16.**

Samolot w odległości 12 mil od drogi startowej. Służby ratownicze w pełnej gotowości.

**Godz.13:32.**

Samolot rozpoczyna końcowe podejście.

**Godz.13:37.**

Samolot w zasięgu wzroku służb lotniskowych. Potwierdzony brak wysuniętego podwozia.

**Godz.13:38.**

Przyziemienie samolotu. Samolot sunie po nawierzchni drogi startowej utrzymując się na osi centralnej. Widoczne iskrzenie z prawego silnika tłumione przez rozłożoną pianę.

**Godz. 13:39.**

Samolot zatrzymuje się około 42 m za osią DS 11. Widać oznaki pożaru prawego silnika. Załoga uruchamia trapy ratunkowe. Rozpoczyna się ewakuacja pasażerów.

Przybywają jednostki LSP. Rozpoczyna się gaszenie prawego silnika oraz zabezpieczanie konstrukcji samolotu przed wybuchem pożaru.

Zamknięcie lotniska dla ruchu lotniczego.

**Godz.13:41.**

Zakończenie ewakuacji pasażerów z samolotu . Trwa schładzanie silników.

**Godz. 13:47.**

Przewiezienie pasażerów do salonu VIP w terminalu. Otoczenie opieką pasażerów.

**Godz.13:53.**

Zakończono przeszukiwanie pokładu samolotu. Samolot bez pasażerów. Nikt nie odniósł obrażeń.

**Godz. 13:56.**

Karetki pogotowia z miasta wyprowadzone z terenu lotniska.

**Godz. 14:06.**

Zakończenie działań ratowniczo - gaśniczych.

**Godz. 14:16.**

Jednostki PSP opuściły lotnisko.

**Godz. 14:48.**

Odwołanie alarmu dla służb lotniskowych. Wysłano meldunek do PKBWL.

### **3. Siły i środki biorące udział w akcji ratowniczo-gaśniczej**

W akcji wzięło udział:

- 10 jednostek ratowniczo – gaśniczych i 18 strażaków Lotniskowej Straży Pożarnej,
- 21 zastępów z 81 strażakami Państwowej Straży Pożarnej,
- 2 Portowe Zespoły Ratownictwa Medycznego (7 osób), dodatkowo 6 osób spoza zmian oraz dwie karetki reanimacyjne,
- 33 karetki Wojewódzkiej Stacji Pogotowia Ratunkowego i Transportu Sanitarnego „MediTrans” (około 110 osób),
- Policja – początkowo 10 wozów z 30 funkcjonariuszami, w dalszym etapie zabezpieczenia miejsca dodatkowo 15 wozów i 140 funkcjonariuszy,
- Straż Graniczna – 3 pojazdy i 12 funkcjonariuszy,
- Nadzór Ruchu Kołowego – 1 pojazd, dwóch pracowników portu,
- Służba Ochrony Lotniska – 5 samochodów – 21 pracowników portu,
- Dyżurni Operacyjni Portu – 4 pracowników.

**Łącznie w akcji wzięło udział około 420 osób.**

### **4. Organizacja wsparcia psychologicznego dla pasażerów i ich rodzin/bliskich**

- Organizacja wsparcia dla rodzin i pasażerów odbywała się przy stałej i ścisłej współpracy: Służby Medycznej (Szef Służby, Psycholog i Zespół Medycyny Ratunkowej), Służby Obsługi Pasażerów, Kapelanii Lotniska Chopina, Zespołu Pomocy Poszkodowanym PLL LOT SA.
- Zgodnie z „Procedurą Powiadamiania Służb i Uruchamiania Działań w Wyznaczonych Pomieszczeniach w Sytuacjach Zagrożenia na Lotnisku Chopina w Warszawie” - PS-NKT-11 (edycja 1) uruchomiono CENTRUM DLA PASAŻERÓW (Salon VIP) oraz dodatkowo CENTRUM DLA RODZIN/OSÓB OCZEKUJĄCYCH (w Centrum Konferencyjnym w Terminalu).
- Pasażerom zapewniono między innymi: możliwość telefonicznego kontaktu z bliskimi, dostęp do informacji (w tym Internet, TV), ciepłe i zimne napoje, poczęstunek, koce, podstawowe środki higieny etc.
- Pasażerów objęto opieką min. Psychologa Służby Medycznej Lotniska Chopina oraz Zespołu Pomocy Poszkodowanym PLL LOT (ze strony przewoźnika).
- Obecność Psychologa Służby Medycznej na lotnisku w godz. 14:45 – 24:00 w tym od godz. 15:00 z pasażerami w Salonie VIP.



- Pasażerowie otrzymali broszurki zawierające podstawowe informacje dotyczące normalnych reakcji doświadczanych w przypadku uczestnictwa w zdarzeniu potencjalnie traumatycznym oraz podstawowych metod radzenia sobie z doświadczanym stresem. To, że pasażerowie mogli zabrać te materiały ze sobą do domów, jest bardzo ważne, ponieważ psychologiczne skutki zdarzenia często ujawniają się kilka dni lub miesięcy po zaistnieniu danej sytuacji.
- Opracowano Lokalny Plan Reagowania Kryzysowego (LPRK) / Local Emergency Response Action Plan (LERAP) Portu Lotniczego im. Fryderyka Chopina w Warszawie. Dokument LERAP Lotniska Chopina stanowi materiał źródłowy dla podmiotów współpracujących. Po analizie działań podjętych 1 listopada 2011r. rozszerzono zapisy dokumentu LERAP o procedury działań podejmowanych wobec pasażerów przez reprezentantów służb państwowych (Policja, Straż Graniczna).

## **5. Dokumentacja fotograficzna**

### **5.1. Koncentracja sił i środków, przygotowanie DS**



Ilustracja 1. Rejon koncentracji służb lotniskowych.



Ilustracja 2. Personel lotniska w rejonie koncentracji.



Ilustracja 3. Rejon koncentracji służb zewnętrznych.



Ilustracja 4. Pojazdy bojowe LSP.

## 5.2. Lądowanie i dobieg samolotu



Ilustracja 5. Pojazd bojowy w rejonie progu drogi startowej 33.



Ilustracja 6. Przyziemienie samolotu SP-LPC.



Ilustracja 7. Dobieg samolotu SP-LPC i pożar prawego silnika.





Ilustracja 8. Zatrzymanie samolotu SP-LPC.

### 5.3. Ewakuacja i akcja ratowniczo-gaśnicza



Ilustracja 9. Otwarcie tylnego prawego trapu ewakuacyjnego.



Ilustracja 10. Wypuszczone trapy samolotu SP-LPC i ewakuacja pasażerów.



Ilustracja 11. Ewakuowani pasażerowie samolotu SP-LPC.





Ilustracja 12. Akcja gaśnicza prowadzona z wozu bojowego LSP.

#### 5.4. Miejsce zdarzenia



Ilustracja 13. Miejsce zatrzymania samolotu SP-LPC i odległość od osi drogi startowej 29.