

PAŃSTWOWA KOMISJA BADANIA WYPADKÓW LOTNICZYCH



SKORYGOWANY RAPORT KOŃCOWY

WYPADEK

zdarzenie nr: 440/13

statek powietrzny: samolot ultralekki Dedal-KB

SP-SWKB

13 kwietnia 2013 r. – Redzeń Drugi k/Sieradza

Raport jest dokumentem prezentującym stanowisko Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych dotyczące okoliczności zdarzenia lotniczego, jego przyczyn i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa, które zostało sporządzone 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 inne, niż zawarte w raporcie, sformułowanie przyczyn, okoliczności i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa. Badanie zdarzeń lotniczych przeprowadzone 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. Sformułowania zawarte w raporcie, w związku 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, nie mogą być traktowane jako wskazanie winnych lub odpowiedzialnych za zaistniałe zdarzenie. W związku z powyższym wszelkie formy wykorzystania 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 2016

SPIS TREŚCI

Informacje ogólne	3
Streszczenie	3
1. INFORMACJE FAKTYCZNE.....	6
1.1. Historia lotu.....	6
1.2. Obrażenia osób	7
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego	7
1.4. Inne uszkodzenia.	7
1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze).	7
1.6. Informacje o statku powietrznym.....	8
1.7. Informacje meteorologiczne.....	11
1.8. Pomoce nawigacyjne.....	16
1.9. Łączność	16
1.10. Informacje o miejscu zdarzenia.....	16
1.11. Rejestratory pokładowe.	17
1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu.....	17
1.13. Informacje medyczne i patologiczne.....	17
1.14. Pożar.....	17
1.15. Czynniki przeżycia.....	18
1.16. Badania i ekspertyzy.....	19
1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej.	20
1.18. Informacje uzupełniające.....	21
1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań.....	21
2. ANALIZA.....	21
2.1. Poziom wykszolenia.....	21
2.2. Organizacja i przebieg lotów	22
2.3. Wpływ parametrów lotu i innych czynników na możliwość awarii.....	26
2.4. Analiza szczątków i przebiegu niszczenia konstrukcji samolotu.....	41
3. WNIOSKI KOŃCOWE.....	43
3.1. Ustalenia Komisji	43
3.2. Przyczyna wypadku.....	49
4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA	49
5. ZAŁĄCZNIKI	50

INFORMACJE OGÓLNE

Numer ewidencyjny zdarzenia:	440/13			
Rodzaj zdarzenia:	WYPADEK			
Data zdarzenia:	13 kwietnia 2013 r., 09:45 UTC			
Miejsce zdarzenia:	Redzeń Drugi k/Sieradza			
Rodzaj, typ statku powietrznego:	Samolot ultralekki Dedal-KB			
Użytkownik / Operator SP:	Prywatny			
Dowódca SP:	Pilot zawodowy doświadczalny			
Liczba ofiar / rodzaj obrażeń:	<i>Śmiertelne</i>	<i>Poważne</i>	<i>Lekkie</i>	<i>Bez obrażeń</i>
	1	-	-	-
Nadzorujący badanie:	Tomasz Makowski			
Podmiot badający:	PKBWL			
Skład zespołu badawczego:	T.Makowski, B.Fydrych, T.Kuchciński, E.Łojek, R.Rutkowski, S.Żurkowski			
Forma dokumentu zawierającego wyniki:	RAPORT KOŃCOWY			
Zalecenia:	TAK			
Adresat zaleceń:	Urząd Lotnictwa Cywilnego			
Data zakończenia badania:	28.12.2016			

STRESZCZENIE

Dnia 13 kwietnia 2013 r. o godz. 09:10 (wszystkie czasy wg UTC; czas lokalny LMT = UTC + 2 godz.) pilot zawodowy doświadczalny na nowo zbudowanym samolocie ultralekkim Dedal-KB znaki rozpoznawcze SP-SWKB wystartował z prywatnego lądowiska Chojne k/Sieradza w celu wykonania lotu próbnego. Po starcie nawiązał łączność radiową z właścicielem lądowiska znajdującym się na miejscu startu, a następnie o godz. 09:25 z informatorem Służby Informacji (FIS) sektor Warszawa bez złożonego FPL informując o zamiarze wykonania próbnego naboru wysokości do poziomu lotu FL 090. Informator FIS przydzielił samolotowi indywidualny kod transpondera radaru wtórnego (SSR) i była to ostatnia korespondencja radiowa z pilotem tego samolotu. Po osiągnięciu FL088 pilot przystąpił do prób samolotu. W trakcie ich wykonywania, o godz. 09:45, w ok. 35-tej minucie lotu nastąpiło rozpadnięcie się

samolotu w powietrzu. Szczątki samolotu i ciało pilota spadły na pola uprawne i tereny leśne w okolicy miejscowości Redzeń Drugi (gmina Burzenin pow. Sieradz). Przybyli na miejsce upadku samolotu świadkowie zdarzenia ok. godz. 09:55 powiadomili policję oraz służby ratownicze (tel.112), a ok. godz. 10:05 odnaleźli ciało i stwierdzili zgon pilota.

Badanie zdarzenia przeprowadził zespół badawczy PKBWL w składzie:

inż. Tomasz Makowski	- kierujący zespołem,
mgr inż. pil. Bogdan Fydrych	- członek zespołu,
mgr inż. Tomasz Kuchciński	- członek zespołu,
mgr inż. Edward Łojek	- członek zespołu,
mgr inż. instr. pil. Ryszard Rutkowski	- członek zespołu,
dr inż. Stanisław Żurkowski	- członek zespołu.

Zespół badawczy PKBWL korzystał z ekspertyz i konsultacji, których udzielili:

inż. pil. Marek Masalski	- ekspert PKBWL,
mgr Jarosław Olędzki	- ekspert PKBWL,
prof. dr. hab. inż. Stanisław Danilecki	- konsultant,
mgr inż. Piotr Lipiec	- członek PKBWL,
mgr inż. pil. dośw. Jerzy Kędzierski	- członek PKBWL,
mgr inż. pil. dośw. Andrzej Pussak	- członek PKBWL.

Przyczyna wypadku:

Najbardziej prawdopodobną przyczyną wypadku było osiągnięcie w trakcie rozpędzania w zniżaniu rzeczywistej prędkości lotu przekraczającej prędkość V_{NE} , co w połączeniu z manewrem wyprowadzania ze zniżania doprowadziło do powstania obciążeń aerodynamicznych przekraczających wytrzymałość struktury samolotu, powodując jego zniszczenie podczas lotu.

Okolicznościami sprzyjającymi zaistnieniu wypadku były:

- brak kalibracji układu pomiaru prędkości samolotu przed podjęciem jego prób w locie,
- wykonywanie prób samolotu w locie w sposób niezgodny z zasadami bezpieczeństwa określonymi w ich programie.

Okolicznością sprzyjającą poniesieniu śmierci przez pilota było nie użycie przez niego hełmu ochronnego.

PKBWL po zakończeniu badania sformułowała jedno zalecenie dotyczące bezpieczeństwa.

Wobec stwierdzenia już po publikacji raportu błędu w określeniu prędkości samolotu w chwili wypadku, mającego wpływ na treść ustalonej przyczyny, PKBWL dokonała odpowiedniej korekty i ponownej publikacji skorygowanego raportu.

1. INFORMACJE FAKTYCZNE.

1.1. Historia lotu.

Dnia 13 kwietnia 2013 r. o godz. 09:10 (wszystkie czasy wg UTC; czas lokalny LMT = UTC + 2 godz.) pilot zawodowy doświadczalny na nowo zbudowanym samolocie ultralekkim Dedal-KB zn. rozp. SP-SWKB wystartował z prywatnego lądowiska Chojne k/Sieradza w celu wykonania lotu próbnego według zatwierdzonego przez ULC „Programu Prób na Ziemi i w Locie samolotu DEDAL-KB nr fabr. KB-02/2012 znaki rozp. SP-SWKB”. Start samolotu obserwował pilot innego samolotu, wykonujący loty na tym samym lądowisku oraz żona pilota (pilot i instruktor szybowcowy I klasy z nalotem ok.3000 godz.). Po wykołowaniu, tuż przed podjęciem startu, pilot zajął się ustawieniem (programowaniem) zamontowanego w samolocie elektronicznego systemu instrumentów (EFIS) Stratomaster Odyssey. Po starcie pilot nawiązał łączność radiową z właścicielem lądowiska znajdującym się na miejscu startu, a następnie o godz. 09:25 zgłosił się do FIS WA (na częstotliwości 119,450 MHz) bez złożonego FPL informując o zamiarze wykonania próby naboru wysokości do poziomu lotu FL 090. Informator FIS przydzielił samolotowi indywidualny kod transpondera 7457 i był to ostatni kontakt radiowy z pilotem. O godz. 09:34:23 sygnał transpondera samolotu został odebrany przez radar sektora FIS Wrocław, o 09:35:07 przez radar sektora SRL Katowice, a o 09:39:20 samolot stał się widoczny na ekranie radaru kontroli obszaru FIS Warszawa. Po osiągnięciu FL087-088 pilot przystąpił do prób samolotu, wprowadzając go o godz. 09:44:00 na kurs 207° i rozpędzając w lekkim zniżaniu. Po ok. 32 sekundach od początku rozpędzania, o godz. 09:44:40, w ok. 35-tej minucie lotu rozpoczęło się rozpadanie samolotu w powietrzu. Ostatnie sygnały transpondera SSR zostały zarejestrowane odpowiednio o godz. 09:45:28 przez radar FIS Wrocław i o godz. 09:45:08 przez radar SRL Katowice. O godz. 09:43:24 na ekranie radaru FIS Warszawa zauważalny stał się podział echa samolotu najpierw na dwa w bezpośrednim sąsiedztwie, a następnie na trzy i cztery echa tuż obok siebie, które ostatecznie zanikły o godz. 09:45:35. Szczątki samolotu i ciało pilota spadły na pola uprawne w okolicy miejscowości Redzeń Drugi (gmina Burzenin pow. Sieradz). Samolot nie był wyposażony w spadochronowy system ratunkowy. Pilot, wyposażony w spadochron ratowniczy, nie zdołał opuścić kabiny na bezpiecznej wysokości, choć rozpiął pasy bezpieczeństwa. Zostało to najprawdopodobniej uniemożliwione przez czasową utratę świadomości u pilota oraz wskutek przyspieszeń wynikających z ruchów

kadłuba podczas opadania po rozpadzie samolotu w powietrzu. Dalsze, zmienione ruchy kadłuba podczas jego opadania po odpadnięciu od niego części prawego skrzydła spowodowały wyrzucenie pilota z kabiny na niewielkiej wysokości, uniemożliwiającej użycie spadochronu ratowniczego. Zespół badawczy PKBWL stwierdził, że spadochron ratowniczy pilota był technicznie sprawny i nie znalazł żadnych usterek uniemożliwiających jego otwarcie. Informator FIS Warszawa bezskutecznie próbował ponownie nawiązać łączność z samolotem SP-SWKB o godz. 09:56. O godz. 10:20 sektor FIS WA został poinformowany telefonicznie przez RCC (Ratownicze Centrum Koordynacyjne) o katastrofie samolotu w okolicach Sieradza. FIS Warszawa o godz. 09:56 ponowił próby nawiązania łączności z samolotem SP-SWKB. Przybyli na miejsce upadku samolotu świadkowie zdarzenia ok. godz. 09:55 powiadomili policję oraz służby ratownicze (na tel.112), a ok. godz. 10:05 odnaleźli ciało pilota i stwierdzili jego zgon. Zniesione wiatrem opadające szczątki samolotu zostały rozsiane ukośnie w stosunku do ostatniego odcinka trajektorii jego lotu na kierunku ENE-WSW na dystansie ponad 1800 m, na terenie częściowo zalesionym na północ od drogi przechodzącej przez miejscowość Redzeń Drugi.

1.2. Obrażenia osób

Obrażenia ciała	Załoga	Pasażerowie	Inne osoby
Śmiertelne	1	-	-
Poważne	-	-	-
Nieznaczone (nie było)	-	-	-

1.3. Uszkodzenia statku powietrznego

Samolot w wyniku rozpadnięcia się w powietrzu oraz zderzenia z ziemią został całkowicie zniszczony. Stan wraku po wypadku pokazano na zdjęciach w Albumie ilustracji – załącznik nr 1 do raportu.

1.4. Inne uszkodzenia.

Nie było.

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

Dowódca statku powietrznego, pilot liniowy zawodowy z uprawnieniami pilota doświadczalnego, mężczyzna lat 50, posiadał ważną licencję ATPL(A) z uprawnieniami

SEP(L), F1, TPR2, TR ATR42/72 i TR DHC8 oraz ważną licencję PL(G) z uprawnieniami F1 i TPR1, obie wydane przez Urząd Lotnictwa Cywilnego. Posiadał również ważne świadectwo medyczne, wydane przez autoryzowanego lekarza orzecznika ULC nr 36/2011. Nalot ogólny na samolotach komunikacyjnych 8063 godz.52 min., na samolotach lotnictwa ogólnego 1478 godz. 52 min., (w tym 256 godz. jako instruktor) oraz na szybowcach 3798 godz. 42 min. (w tym 664 godz. 21 min. jako instruktor i 713 godz. 05 min. jako pilot doświadczalny), Złota Odznaka Szybowcowa z trzema diamentami. Pilot pełniąc funkcję kapitana statku powietrznego systematycznie wykonywał loty rejsowe na samolotach komunikacyjnych. Powyższe informacje jak i opinie pozyskane przez Komisję wskazują, że był to pilot o bardzo wysokich kwalifikacjach i wielkim doświadczeniu. Poniżej w tabeli zestawiono 10 ostatnich lotów pilota wykonanych przed lotem zakończonym wypadkiem.

L.p.	Data lotu	Trasa lotu	Czas lotu	Typ samolotu	Funkcja w załodze
1	09.04.2013	WAW-RZE	00:53	Bombardier Q400	Kapitan
2	09.04.2013	RZE-WAW	00:44	Bombardier Q400	Kapitan
3	09.04.2013	WAW-KRK	00:49	Bombardier Q400	Kapitan
4	09.04.2013	KRK-WAW	00:45	Bombardier Q400	Kapitan
5	08.04.2013	KRK-WAW	00:45	Bombardier Q400	Kapitan
6	08.04.2013	WAW-GDN	00:47	Bombardier Q400	Kapitan
7	08.04.2013	GDN-WAW	00:55	Bombardier Q400	Kapitan
8	07.04.2013	WAW-KRK	00:45	Bombardier Q400	Kapitan
9	07.04.2013	GDN-WAW	00:57	Bombardier Q400	Kapitan
10	06.04.2013	WAW-GDN	00:49	Bombardier Q400	Kapitan

Wg informacji pozyskanych przez Komisję pilot przed lotem był wypoczęty i nie zgłaszał jakichkolwiek dolegliwości.

Pilot wykonywał już loty próbne na wcześniejszych egzemplarzach samolotu typu Dedal-KB.

1.6. Informacje o statku powietrznym.

Samolot ultralekki Dedal-KB: Dwumiejscowy, jednosilnikowy wolnonośny dolnopłat ze stałym podwoziem z kółkiem przednim i klasycznym usterzeniem, konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. Skrzydła o profilu GA 37-A-315 i obrysie trapezowym, jednodźwigarowe z dźwigarkiem pomocniczym tylnym, wyposażone w bezszczelinowe klapy kątowe i bezszczelinowe kątowe lotki bez wyważenia masowego. Usterzenie klasyczne w układzie krzyżowym, stery bez wyważenia masowych. Układy sterowania: ster wysokości i lotki - popychaczowy, ster

kierunku – linkowy, trymer steru wysokości – elektromechaniczny, kłapy - elektromechaniczny, sterownice (dźwigi i pedały) w kabine zdwojone. 2 zbiorniki paliwa o pojemności po 42 l za dźwigarem głównym w skrzydłach. Miejsca w kabine obok siebie, oszklenie kabiny dwuczęściowe – wiatrochron i odsuwana do tyłu osłona (zasadnicza obok sposobu zawieszenia lotek i kłap różnica konstrukcyjna tego egzemplarza w stosunku do poprzednich 2 egzemplarzy samolotu Dedal-KB).

UWAGA: Pierwszy egzemplarz samolotu Dedal-KB (znaki rozp. SP-SZKB) miał lotki i kłapy szczelinowe zawieszane trójpodporowo na wspornikach (z osiami obrotu poniżej dolnego obrysu profilu), a w następnych egzemplarzach (o znakach rozp. SP-SBKZ i SP-SWKB) zastosowano lotki i kłapy bezszczelinowe na zawiasach szarnirowych (z osią obrotu przeniesioną na dolny obrys profilu).

Rok budowy	Producent	nr fabryczny	znaki rozpoznawcze	Nr rejestru	data rejestru
2013	Avia Group Wrocław	KB-02/2013 **)	SP-SWKB	-	-

Świadectwo oględzin Nr 01 wydane przez ULC dnia: 22.03.2013 r.

ważne do zakończenia prób (lotów próbnych kontrolnych) w rej. lądowiska Chojne

Nalot płatowca od początku eksploatacji 0 godz. 00 min *).

Liczba lotów od początku eksploatacji 0 *).

Nalot płatowca od ostatniego remontu lub przeglądu nie dotyczy *).

Data wykonania ostatnich czynności okresowych (100 h) nie dotyczy *).

Ubezpieczenie lotnicze OC ważne do: 12 kwietnia 2014 r.

Silnik: Jabiru 3300A, 6-cylindrowy, 4-suwowy, gaźnikowy, w układzie „bokser”, z podwójnym układem zapłonowym, bezreduktorowy, z mokrą miską olejową, chłodzony powietrzem. Moc startowa 120 KM, pojemność skokowa 3300 cm³. Paliwo (wg Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie – dalej TIUL): benzyna samochodowa o liczbie oktanowej 95 lub AVGAS 100L. Olej (wg TIUL): Aero Shell W100, 10W40.

Rok produkcji	Producent	nr fabryczny
2012	Jabiru Aircraft, Australia	33A1413

Data zabudowy silnika na płatowiec listopad 2012 r.

Maks. moc startowa 120 KM

Czas pracy silnika od początku eksploatacji 45 godz. 45 min.

Czas pracy silnika od ostatniej naprawy głównej nie dotyczy *).
Resurs pozostały do kolejnego remontu lub przeglądu 1954 godz. 15 min.
Data wykonania ostatnich czynności okresowych (50 h) nie dotyczy *).

Śmigło: Woodcomp SR 200J, drewniano-kompozytowe (z włóknem węglowym), trójkątowe o skoku ustawianym na ziemi.

Rok produkcji	Producent	nr fabryczny
2012	Woodcomp	SR 200J/3/1630/R/T/J/1957 **)

Data zabudowy śmigła listopad 2012 r.
Czas pracy od początku eksploatacji 45 godz. 45 min.
Czas pracy od ostatniej naprawy głównej nie dotyczy *).
Resurs pozostały do kolejnego remontu lub przeglądu brak danych
Data wykonania ostatnich czynności okresowych nie dotyczy *).

Stan MP i S przed lotem (szacunkowo):

Paliwo: ~84 l
Olej: 3,5 l

Załadowanie samolotu (dane masowe - szacunkowo) do lotu:

– masa s-tu pustego (z płynami eksploat. i pal.na 30 min.lotu): 300,6 kg
– masa paliwa (dopełnienie: 42 l zb.lewy + ~33 l zb.prawy): ok.54,0 kg
– masa oleju (wliczona w masę samolotu pustego) 3,0 kg
– masa pilota ok.104,0 kg
– masa spadochronu *** (8,3-3,9 kg) 4,4 kg
– masa bagażu 0,0 kg
– **łączna masa rzeczywista 463,0 kg**
– masa dopuszczalna 450,0 kg

*) Płatowiec fabrycznie nowy, silnik i śmigło użytkowane wcześniej na innym samolocie (CH-601 Zodiac SP-YRB, zarejestrowany w 2008 r.). Patrz też pkt i) Informacja dodatkowa str.40 poniżej.

**) W dokumentacji samolotu i świadectwie oględzin występują różnice w numerach.

***) Z uwzględnieniem wymontowania tapicerki lewego fotela.

Masa startowa samolotu została przekroczona o ok.13 kg (tj. o ok.2,9%) w stosunku do wymagań podanych w jego Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie,

a jego wyważenie odpowiadało pośredniemu położeniu środka ciężkości między skrajnym przednim a skrajnym tylnym.

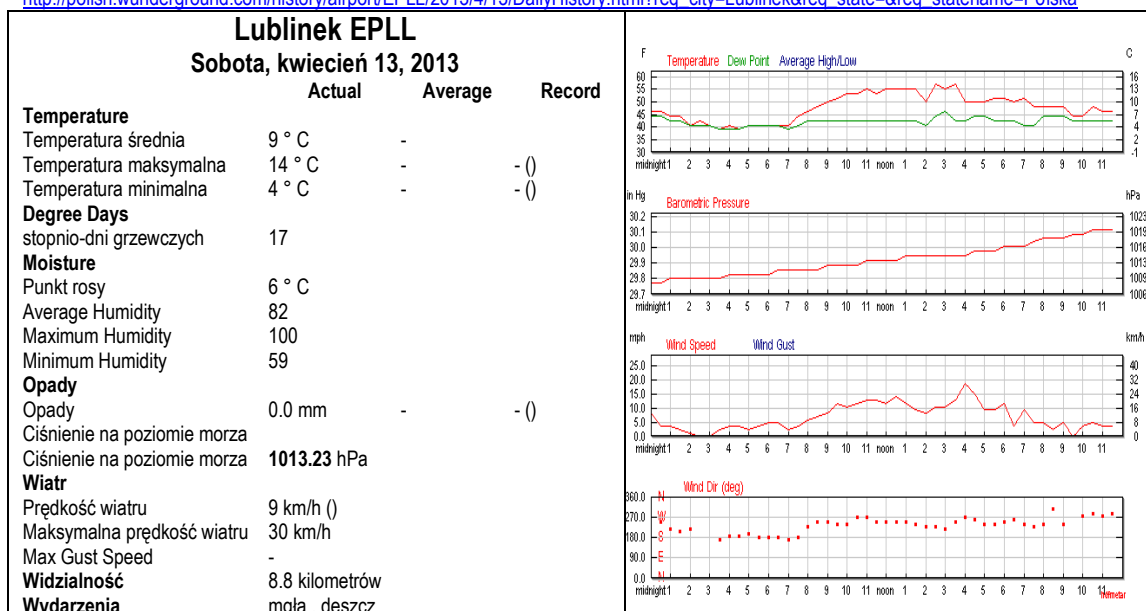
Statek powietrzny został zmontowany i przygotowany do lotów przez ekipę techniczną Wytwórcy na lądowisku Chojne oraz uznany za zdalny do eksploatacji i dopuszczony stosownym wpisem w książce płatowca przez ULC do lotów próbnych kontrolnych z dniem 22 marca 2013 r.

1.7. Informacje meteorologiczne.

Lot odbywał się w warunkach VMC, przy oświetleniu dziennym.

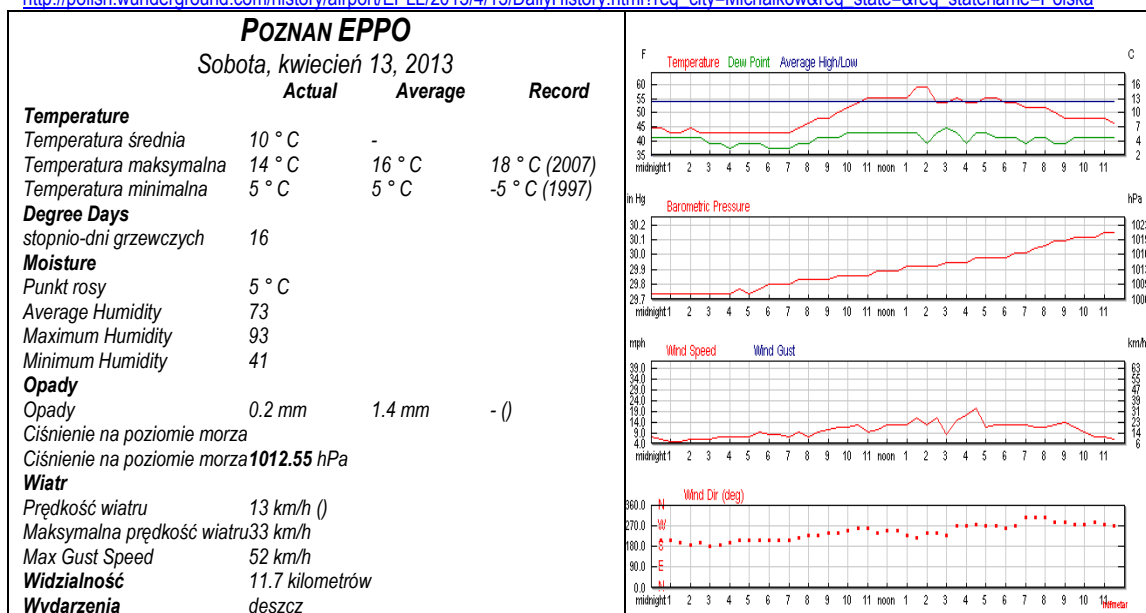
Poniżej dostępne w internecie dane meteorologiczne obejmujące czas lotu i wypadku, pochodzące z dwóch najbliższych lotnisk komunikacyjnych:

http://polish.wunderground.com/history/airport/EPLL/2013/4/13/DailyHistory.html?req_city=Lublinek&req_state=&req_statename=Polska



czas (CEST)	Temp.	czynnik chłodzący wiatru	Punkt rosy	Wilgotność	Ciśnienie	Widzialność	Wind Dir	Prędkość wiatru	prędkość w porywie	Precip	Wydarzenia	Warunki pogodowe
7:00 AM	5.0 ° C	-	4.0 ° C	93%	1011 hPa	6.0 km	południowy	3.7 km/h / 1.0 m/s	-	N/A		nie podane
7:30 AM	7.0 ° C	6.2 ° C	5.0 ° C	87%	1011 hPa	7.0 km	południowy	5.6 km/h / 1.5 m/s	-	N/A		nie podane
8:00 AM	8.0 ° C	6.4 ° C	6.0 ° C	87%	1011 hPa	9.0 km	PdZd	9.3 km/h / 2.6 m/s	-	N/A		nie podane
8:30 AM	9.0 ° C	-	6.0 ° C	82%	1011 hPa	-	ZdPdZd	11.1 km/h / 3.1 m/s	-	N/A		pogodnie
9:00 AM	10.0 ° C	-	6.0 ° C	76%	1012 hPa	-	ZdPdZd	13.0 km/h / 3.6 m/s	-	N/A		pogodnie
9:30 AM	11.0 ° C	-	6.0 ° C	71%	1012 hPa	-	ZdPdZd	18.5 km/h / 5.1 m/s	-	N/A		pogodnie
10:00 AM	12.0 ° C	-	6.0 ° C	67%	1012 hPa	-	ZdPdZd	16.7 km/h / 4.6 m/s	-	N/A		pogodnie
10:30 AM	12.0 ° C	-	6.0 ° C	67%	1012 hPa	10.0 km	zachodni	18.5 km/h / 5.1 m/s	-	N/A		niewielkie zachmurzenie
11:00 AM	13.0 ° C	-	6.0 ° C	63%	1013 hPa	10.0 km	zachodni	20.4 km/h / 5.7 m/s	-	N/A		niewielkie zachmurzenie
11:30 AM	12.0 ° C	-	6.0 ° C	67%	1013 hPa	10.0 km	ZdPdZd	20.4 km/h / 5.7 m/s	-	N/A		niewielkie zachmurzenie
12:00 PM	13.0 ° C	-	6.0 ° C	63%	1013 hPa	10.0 km	ZdPdZd	18.5 km/h / 5.1 m/s	-	N/A		obłoki zanikające
12:30 PM	13.0 ° C	-	6.0 ° C	63%	1013 hPa	10.0 km	ZdPdZd	22.2 km/h / 6.2 m/s	-	N/A		obłoki zanikające

http://polish.wunderground.com/history/airport/EPLL/2013/4/13/DailyHistory.html?req_city=Michalkow&req_state=&req_statename=Polska



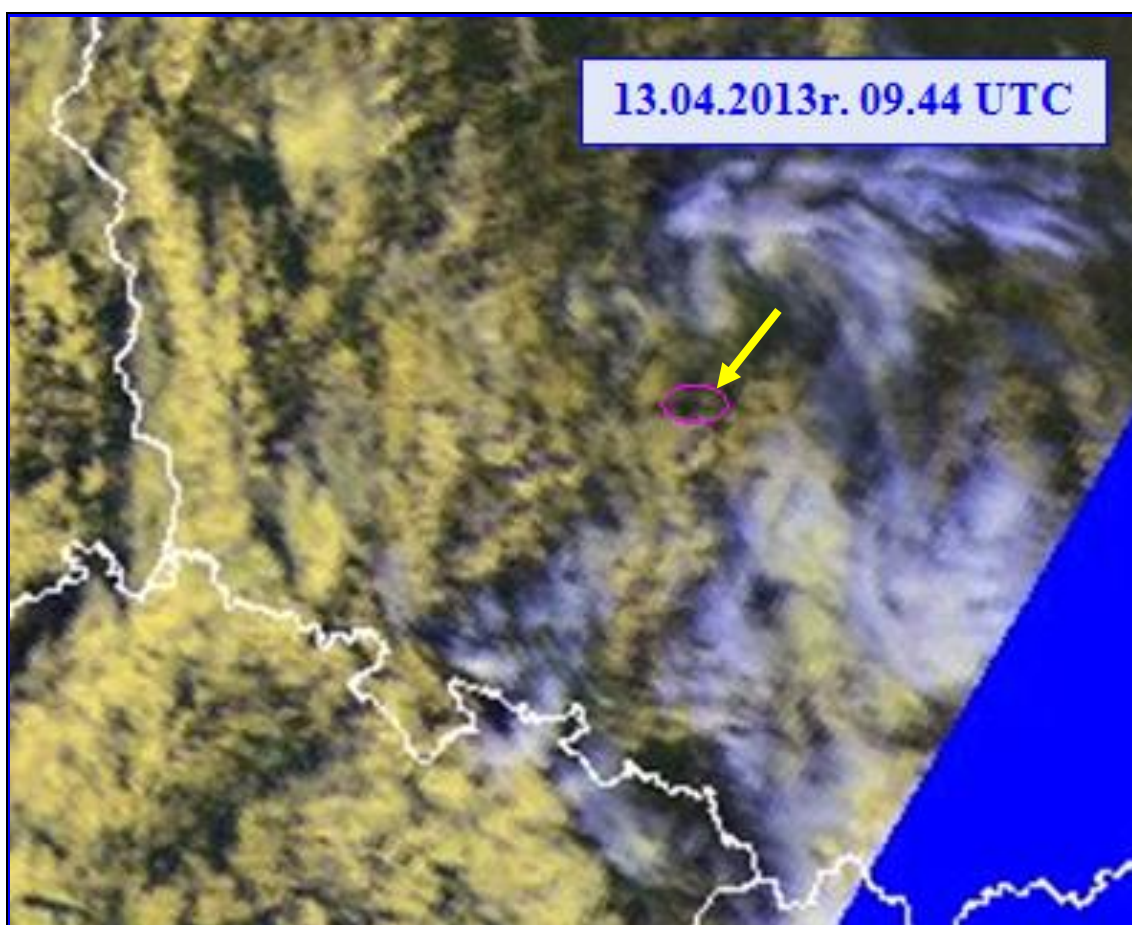
czas (CEST)	Temp.	czynnik chłodzący wiatru	Punkt rosy	Wilgotność	Ciśnienie	Widzialność	Wind Dir	Prędkość wiatru	prędkość w porywie	Precip	Wydarzenia	Warunki pogodowe
12:00 AM	7.0 °C	4.9 °C	5.0 °C	87%	1007 hPa	-	PdPdZd	11.1 km/h / 3.1 m/s	-	N/A		pogodnie
12:30 AM	7.0 °C	5.2 °C	5.0 °C	87%	1007 hPa	-	PdPdZd	9.3 km/h / 2.6 m/s	-	N/A		pogodnie
7:00 AM	6.0 °C	3.7 °C	3.0 °C	81%	1009 hPa	-	PdPdZd	11.1 km/h / 3.1 m/s	-	N/A		pogodnie
7:30 AM	7.0 °C	4.3 °C	4.0 °C	81%	1010 hPa	-	PdZd	14.8 km/h / 4.1 m/s	-	N/A		pogodnie
8:00 AM	8 °C	-	5 °C	77%	1011 hPa	20 km	PdZd	14.4 km/h / 4.0 m/s	-	-		obłoki zanikające
8:00 AM	8.0 °C	6.1 °C	4.0 °C	76%	1010 hPa	-	PdZd	11.1 km/h / 3.1 m/s	-	N/A		pogodnie
8:30 AM	9.0 °C	-	5.0 °C	76%	1010 hPa	-	PdZd	14.8 km/h / 4.1 m/s	-	N/A		pogodnie
9:00 AM	9.0 °C	-	5.0 °C	76%	1010 hPa	10.0 km	ZdPdZd	16.7 km/h / 4.6 m/s	-	N/A		obłoki zanikające
9:30 AM	10.0 °C	-	5.0 °C	71%	1011 hPa	10.0 km	ZdPdZd	18.5 km/h / 5.1 m/s	-	N/A		obłoki zanikające
10:00 AM	11.0 °C	-	6.0 °C	71%	1011 hPa	10.0 km	ZdPdZd	18.5 km/h / 5.1 m/s	-	N/A		niewielkie zachmurzenie
10:30 AM	12.0 °C	-	6.0 °C	67%	1011 hPa	10.0 km	zachodni	20.4 km/h / 5.7 m/s	-	N/A		niewielkie zachmurzenie
11:00 AM	13 °C	-	7 °C	58%	1012 hPa	20 km	ZdPdZd	14.4 km/h / 4.0 m/s	-	-		niewielkie zachmurzenie
11:00 AM	13.0 °C	-	6.0 °C	63%	1011 hPa	10.0 km	zachodni	14.8 km/h / 4.1 m/s	-	N/A		obłoki zanikające
11:30 AM	13.0 °C	-	6.0 °C	63%	1012 hPa	10.0 km	ZdPdZd	16.7 km/h / 4.6 m/s	-	N/A		obłoki zanikające
12:00 PM	13.0 °C	-	6.0 °C	63%	1012 hPa	10.0 km	ZdPdZd	20.4 km/h / 5.7 m/s	-	N/A		obłoki zanikające
12:30 PM	13.0 °C	-	6.0 °C	63%	1012 hPa	10.0 km	ZdPdZd	20.4 km/h / 5.7 m/s	-	N/A		przewaga chmur

Z uwagi na stosunkowo niewielkie oddalenie od miejsca zdarzenia Lotniskowej Stacji Meteorologicznej znajdującej się na lotnisku Sił Powietrznych w Łasku (29 km) oraz występowania jednorodnej masy powietrza polarnego morskiego, przyjęto, że elementy pogodowe zaobserwowane i pomierzone parametry meteorologiczne mogą być przyjęte jako tożsame w miejscu operacji lotniczej i miejscu zdarzenia.

12454 EPLK Łask

2013-04-13 10:00	METAR EPLK 131000Z 24010KT 9999 BKN034 13/07 Q1013 RMK 131 066 6/6=
2013-04-13 09:30	METAR EPLK 130930Z 24008KT 9999 SCT030 BKN200 12/06 Q1013 RMK 124 065 6/3=

W świetle zaprezentowanych danych, po wnikliwej analizie, można przyjąć, że w czasie i miejscu zdarzenia występowało zachmurzenie BKN (5-7/8) przez chmury *Cu humilis* (o małej rozciągłości pionowej, zwykle wyglądają jak gdyby spłaszczone), przechodzące do stadium *mediocris* (o umiarkowanej rozciągłości pionowej i poziomej, których wierzchołki wykazują niewielkie wypukłości). Podstawa tych chmur była na wysokości około 1000 m, a ich rozciągłość pionowa, oszacowana, nie przekraczała 1000 m. Zatem, powyżej 2000 m, nie było już żadnych chmur, na co wskazuje również wysokość realizowanego zadania lotniczego.



[1] Fragment zdjęcia satelitarnego z godz.09:44 w dniu 13.04.2013r.

Także zdjęcie satelitarne z godz. 09.44, wykonane na jedną minutę przed zdarzeniem, potwierdza występowanie chmur kłębiastych.

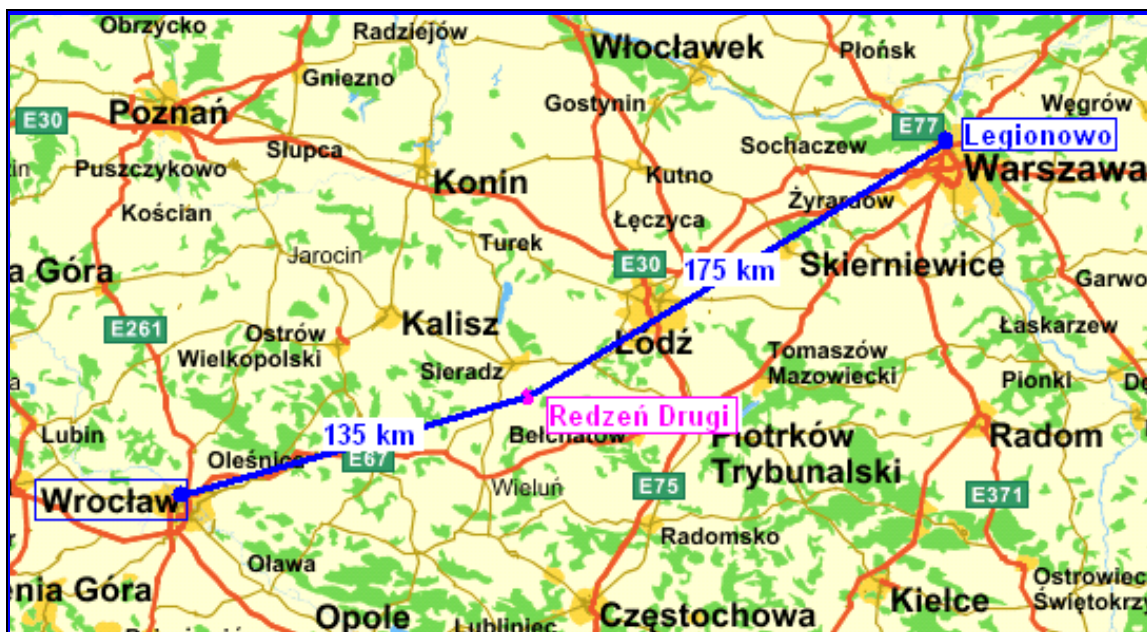
Były to chmury na tyle cienkie i o małej wodności, że nie dawały odbicia radarowego, co z kolei potwierdzają obrazy radarowe.

W czystym, świeżym powietrzu widzialność była bardzo dobra – 10 kilometrów lub większa. Nie występowały żadne zjawiska pogodowe podlegające obserwacjom meteorologicznym. Temperatura powietrza wynosiła około 13°C. Ciśnienie

atmosferyczne QNH około 1014 hPa, wykazujące tendencję wzrostową. Wiatr przyziemny był słaby, 4-5 m/s z kierunku 240° (WSW).

Natomiast dla określenia „wiatrów górnych” wykorzystano wyniki sondowania atmosfery o godzinie 12.00 UTC w:

- 12374 Legionowo oddalonym od miejsca zdarzenia o ok.175 km w kierunku NE;
- 12425 Wrocław oddalonym od miejsca zdarzenia o ok.135 km w kierunku WSW.



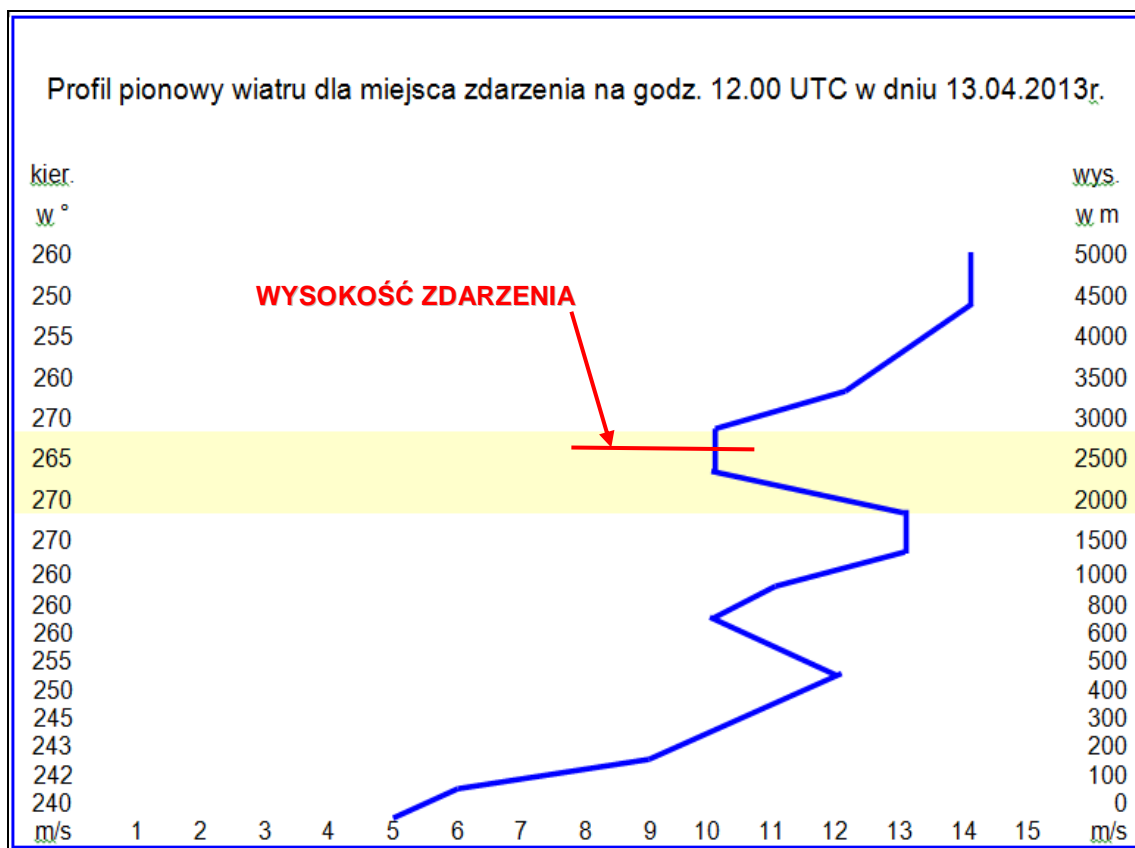
[2] Rozmieszczenie stacji radiosondażowych w pobliżu miejsca zdarzenia

To na ich podstawie, dla żądanych wysokości, wyliczono kierunek i prędkość wiatru z obu stacji radiosondażowych oraz oszacowano je dla rejonu operacji lotniczej i miejsca zdarzenia.

ANALIZA WIATRÓW GÓRNYCH NA OBSZARZE KRAJU Z DNIA 13.04.2013r. z godz. 12:00 UTC

WIATRY NA WYBRANYCH WYSOKOŚCIACH [m/s]:

LEGIONOWO	REDZEŃ DRUGI (kierunek i prędkość oszacowane)	WROCLAW
0 180/ 4 2500 254/ 9	0 240/ 5 2500 265/ 10	0 240/ 9 2500 266/ 10
100 214/ 5 3000 269/ 8	100 242/ 6 3000 270/ 10	100 ---/--- 3000 275/ 11
200 241/ 7 3500 242/ 8	200 243/ 9 3500 260/ 12	200 244/ 10 3500 267/ 13
300 240/ 7 4000 245/ 13	300 245/ 10 4000 255/ 13	300 250/ 11 4000 259/ 14
400 240/ 7 4500 237/ 9	400 250/ 11 4500 250/ 14	400 256/ 12 4500 251/ 16
500 240/ 8 5000 230/ 5	500 255/ 12 5000 260/ 14	500 262/ 13 5000 262/ 12
600 240/ 8 7000 228/ 15	600 260/ 11 7000 250/ 14	600 264/ 12 7000 251/ 11
800 240/ 9 9000 225/ 16	800 260/ 10 9000 270/ 16	800 260/ 10 9000 290/ 16
1000 247/ 10 11000 232/ 15	1000 260/ 11 11000 270/ 15	1000 264/ 11 11000 275/ 19
1500 267/ 10 13000 239/ 15	1500 270/ 13 13000 250/ 14	1500 281/ 14 13000 257/ 14
2000 262/ 10 15000 281/ 17	2000 270/ 13 15000 251/ 17	2000 275/ 14 15000 260/ 15
IZOTERMY:		IZOTERMY:
0°C - 818 hPa/1662 m		0°C - 840 hPa/1433 m
-5°C - 762 hPa/2222 m		-5°C - 772 hPa/2098 m
-12°C - 673 hPa/3186 m		-12°C - 668 hPa/3217 m
-20°C - 572 hPa/4401 m		-20°C - 577 hPa/4307 m



[3] Profil prędkości wiatru na różnych wysokościach w okolicy miejsca zdarzenia.

Kierunek wiatru wraz ze wzrostem wysokości od poziomu gruntu aż do wysokości 1500 m, powoli, lecz stale zmieniał się od 240° do 270° , a jego prędkość zwiększała się od 5 do 13 m/s. Od poziomu 1500 m do 3000 m przeważał kierunek 270° , jedynie na poziomie 2500 m wynosił 265° , prędkość miała tendencję do zmniejszania się od 13 m/s na poziomie 1500 i 2000 m do 10 m/s na poziomie 2500 i 3000 m.

Ocenia się, że w przedziale wysokości 2200-2500 m wiatr wiał z kierunku 270° - 265° z prędkością 12-10 m/s.

Konkluzja: Warunki atmosferyczne występujące w miejscu oraz w czasie wykonywania lotu nie wywierały negatywnego wpływu na jego realizację i nie miały wpływu na zaistnienie wypadku.

Występowanie turbulencji było bardzo mało prawdopodobne na wysokościach, na których pilot podjął próby.

Na podstawie powyższych informacji oraz bieżącej obserwacji pogody Komisja stwierdza, że **warunki atmosferyczne nie miały wpływu na zaistnienie zdarzenia i tylko minimalny wpływ na jego przebieg.**

1.8. Pomoce nawigacyjne.

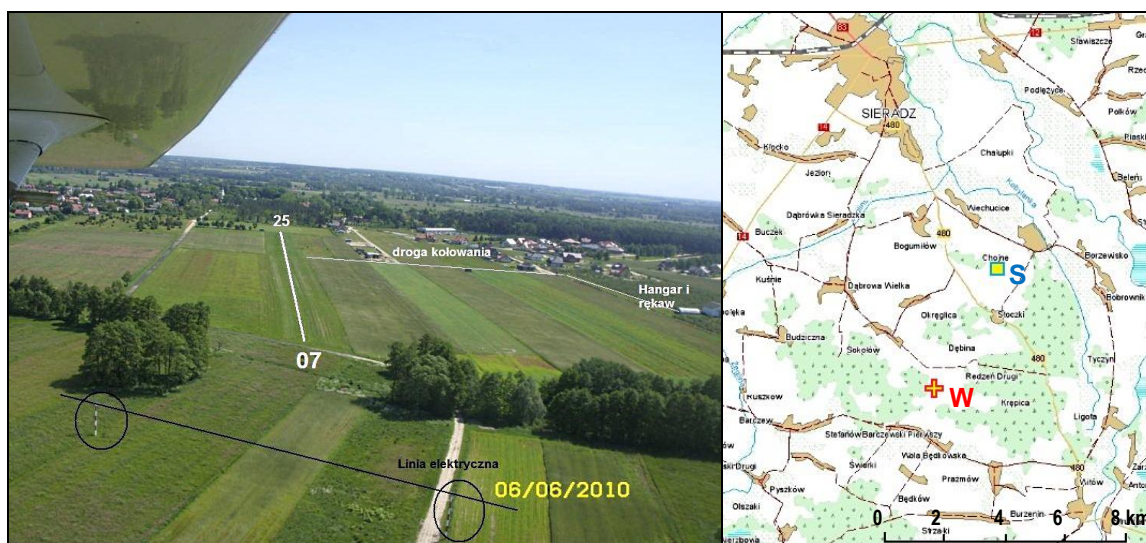
Nie dotyczy.

1.9. Łączność

Samolot był wyposażony w radiostację pokładową ICom IC-A200 oraz transponder SSR Bendix/King KT76A. Pozwolenie radiowe na oba te urządzenia ważne do 26.02.2023 r. Radiostacja i transponder były sprawne oraz działały prawidłowo. Pilot samolotu prowadził podczas lotu łączność z miejscem startu i sektorem FIS Warszawa. Nie sygnalizował przez radiostację pokładową jakichkolwiek problemów pilotażowych, technicznych lub zdrowotnych ani też nie przekazywał żadnych uwag dotyczących przebiegu lotu.

1.10. Informacje o miejscu zdarzenia

Na ilustracjach [4] i [5] poniżej pokazano miejsce startu do krytycznego lotu oraz mapkę topograficzną okolic Sieradza z zaznaczonym miejscem startu (S) i miejscem wypadku (W).



[4] Miejsce startu – prywatne lądowisko Chojne k/Sieradza [foto: internet].

[5] Miejsca startu S i wypadku W na mapie topograficznej okolic Sieradza [geoportal].

Samolot rozpadł się w powietrzu podczas lotu na wysokości ok. 2450 m nad polami na północny zachód od miejscowości Redzeń Drugi (gmina Burzenin pow. Sieradz). Przybliżone współrzędne geograficzne miejsca początku rozpadu płatowca:

N51°30'23.57" / E018°45'32.91"

1.11. Rejestratory pokładowe.

Samolot nie był wyposażony w specjalne urządzenia rejestrujące parametry lotu, jednak w skład jego normalnego wyposażenia wchodził EFIS MGL Stratomaster Odyssey, wyposażony w dwie karty SD do przechowywania danych - jedną wewnętrzną do oprogramowania oraz przechowywania danych z ostatniego lotu (możliwych do odzyskania w przypadku nieprzerwanego zasilania przyrządu z baterii awaryjnej) i drugą zewnętrzną (do wprowadzania i rejestracji danych). Zewnętrzna karta SD w tym konkretnym locie nie była użyta (nie było takiej potrzeby). Analiza danych odczytanych z karty wewnętrznej nie dała żadnych wyników przydatnych do wyjaśnienia zdarzenia.

1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu.

Szczałki samolotu i ciało pilota spadły na pola uprawne i lasy na północ i zachód od miejscowości Redzeń Drugi. Zniesione wiatrem szczątki samolotu zostały rozsiane w obszarze o kształcie klina, pod kątem 70-75° w stosunku do osi jego trajektorii końcowej fazy jego lotu na kierunku ENE-WSW na odcinku ponad 1800 m, na terenie częściowo zalesionym na północ od drogi przechodzącej przez miejscowość Redzeń Drugi. Współrzędne geograficzne miejsca upadku kadłuba [p.poz."B" na ilustracji [13] w p.2.4 w dalszej treści niniejszego raportu]:

N51°29'54.21" / E018°45'37.61".

1.13. Informacje medyczne i patologiczne.

Pilot miał ważne badania lotniczo-lekarskie klasy 1 (CPL, ATPL) i 2 (PPL) z wpisem ograniczenia VNL. Podczas sekcji zwłok nie stwierdzono występowania cech objawów zdrowotnych mogących mieć wpływ na zaistnienie i przebieg wypadku. Przyczyną śmierci pilota były ciężkie obrażenia wielonarządowe powstałe od masywnego urazu uogólnionego (obejmującego liczne okolice ciała) wskutek upadku z dużej wysokości. W chwili śmierci pilot nie był pod wpływem alkoholu ani środków odurzających działających podobnie do alkoholu.

1.14. Pożar.

Nie było, pomimo iż doszło do rozerwania instalacji paliwowej w powietrzu i obfitego wycieku paliwa, obserwowanego ze znacznej odległości przez świadków zdarzenia. Podczas oględzin szczątków samolotu stwierdzono, że główny zawór

paliwowy pozostał otwarty, jednak z uwagi na całkowitą dezintegrację instalacji paliwowej nie miało to już żadnego znaczenia.

1.15. Czynniki przeżycia.

Gwałtowny przebieg zjawiska niszczenia samolotu w powietrzu musiał wywołać wystąpienie znacznych przeciążeń oddziałujących na pilota, które mogły spowodować chwilową utratę przytomności (także wskutek uderzenia głową o oszklenie osłony kabiny) lub krótkotrwałe ograniczenie świadomości i poważne utrudnienie w wykonywaniu czynności w kabinie, przede wszystkim ze względu na kierunek ich oddziaływania („wciskanie” w fotel). Wysokość lotu, na jakiej doszło do zdarzenia, teoretycznie dawała jednak nawet w takich okolicznościach i przy szybko postępujących uszkodzeniach samolotu dość dużo czasu na jego opuszczenie na spadochronie w przypadku zachowania przytomności przez pilota. Stwierdzono, że zamek osłony kabiny nie był odblokowany, jednak lewa szyba osłony wypadła lub została wybita przez pilota w trakcie rozpadu samolotu, a pasy bezpieczeństwa pilota były rozpięte, co może świadczyć o podjęciu czynności ratowniczych. Samolot nie był wyposażony w spadochronowy układ ratunkowy dla całego statku powietrznego. Pilot, wyposażony we własny spadochron ratowniczy (składający się z pokrowca Parachutes Australia Slimpack T-204 i czaszy Fallschirmbau Bumsein Canopy 26' LOPO), nie opuścił kabiny, lecz wypadł z niej na niewielkiej wysokości, nie dającej możliwości skutecznego użycia spadochronu - dokumentacja tego spadochronu określa tę wysokość minimalną na 90 m. Nie stwierdzono zakleszczenia ani żadnej widocznej nieprawidłowości w działaniu zamków osłony kabiny. Zostało stwierdzone, że pilot nie podjął próby otwarcia spadochronu ratowniczego, a sam spadochron ratowniczy był technicznie sprawny i nie znaleziono żadnych usterek uniemożliwiających jego otwarcie, choć z jego dokumentacji wynika, że ważność ułożenia spadochronu formalnie upłynęła dnia 05.01.2013 r. Sytuacja, w której pilot nie był w stanie wydostać się z kabiny, mogła być skutkiem zbiegu kilku czynników: ograniczenia świadomości wskutek uderzenia głową o oszklenie kabiny, nieustabilizowanych ruchów obrotowych kadłuba podczas spadania, powodujących powstanie najpierw przyspieszeń wciskających pilota w fotel, a w ostatniej fazie (na małej wysokości, po ostatecznym odpadnięciu resztek prawego skrzydła od kadłuba) – przyspieszeń wyrzucających go z fotela. Pilot z nieznanego powodu nie zdecydował się na użycie hełmu ochronnego podczas lotu. Jego zastosowanie mogłoby znacznie złagodzić skutki uderzenia lewą

stroną głowy w oszklenie osłony kabiny i pozwolić na uniknięcie utraty przytomności lub, łagodząc uderzenie, umożliwić przynajmniej wcześniejsze odzyskanie przytomności przez pilota i odpowiednio wczesne podjęcie przez niego czynności ratowniczych. W zaistniałych okolicznościach pilot miał niewielkie szanse przeżycia lub uniknięcia obrażeń.

1.16. Badania i ekspertyzy.

Przeprowadzono badanie stanu technicznego samolotu na podstawie analizy stanu jego szczątków, w tym szczególnie ciągów kinematycznych napędów steru wysokości, steru kierunku i lotek oraz klap. Nie stwierdzono w układach sterowania płotowcem uszkodzeń innych, niż uszkodzenia typowo doraźne, o charakterze wskazującym na ich powstanie w wyniku gwałtownego zniszczenia konstrukcji. Część ciągów kinematycznych sterowania (np. układ sterowania sterem kierunku) pozostała nierozzerwana. Sprawdzone stan systemu ciśnieniowego pomiaru prędkości lotu na okoliczność ewentualnych błędów montażowych, usterek, zanieczyszczeń i nieszczelności - ze względu na znaczne uszkodzenia i zniszczenia połączeń systemu wskutek wypadku w pełni miarodajna analiza jego stanu nie była możliwa. Nie stwierdzono widocznych błędów ani uchybień w sposobie i jakości wykonania elementów struktury, połączeń nitowych oraz głównych połączeń sworzniowych. Porównano wrak z innym dostępnym samolotem tego samego typu (SP-SBKZ). Sprawdzone stan spadochronu ratowniczego pilota, nie stwierdzając żadnych fizycznych usterek uniemożliwiających jego otwarcie. Przeanalizowano dokumentację towarzyszącą samolotu i dokumentację jego budowy, przedstawioną ULC podczas dopuszczania samolotu do lotu. Sprawdzone i przeanalizowano dokumentację lotniczą pilota, jego doświadczenie ogólne oraz doświadczenie na typie statku powietrznego, na którym zaistniał wypadek. Przeanalizowano zapisy trajektorii lotu samolotu, zarejestrowane przez radary kontroli obszaru w Katowicach i we Wrocławiu oraz zapis video radaru FIS Warszawa i zapisy rozmów prowadzonych przez pilota z FIS Warszawa. Pozyskano kopie dokumentacji zdarzenia sporządzonej przez Policję (KPP w Sieradzu) w trakcie prowadzonego przez nią śledztwa, zleconego przez Prokuraturę Rejonową w Sieradzu oraz kopie dokumentacji sekcji zwłok pilota. Pozyskano kopie dokumentacji śledztw przeprowadzonych w związku z wypadkiem przez Prokuraturę Rejonową i Prokuraturę Okręgową w Sieradzu. Przesłuchano osoby bezpośrednio związane z budową samolotu u Wytwórcy i jego przygotowaniem do lotu. Nawiązano

roboczy kontakt z przedstawicielem Wytwórcy w celu sprawnego pozyskiwania niezbędnych dokumentów i informacji. Uzyskano szczegółowe informacje na temat konstrukcji samolotu i uznawania jego zdolności do lotu od przedstawiciela jego Wytwórcy i pracowników Urzędu Lotnictwa Cywilnego. Przeprowadzono konsultację w kwestii wpływu modyfikacji płatowca (zawieszenia lotek) na zjawisko flatteru. Uzyskano ekspertyzę meteorologiczną, ukierunkowaną na określenie prędkości oraz kierunków wiatru na wysokościach i w okolicy, gdzie doszło do zdarzenia, a także innych zjawisk atmosferycznych mogących mieć wpływ na jego zaistnienie i przebieg. Zespół badawczy PKBWL nawiązał bezpośredni kontakt z przedstawicielem Wytwórcy w dn.18 kwietnia 2013 r., uzyskując 29 kwietnia 2013 r. informacje niezbędne do dalszego działania, a 3 czerwca 2013 r. odbyło się przesłuchanie przedstawicieli Wytwórcy, w tym bezpośredniego wykonawcy samolotu.

1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej.

Jako pierwsze przybyły na miejsce wypadku patrol Policji i drużyna Straży Pożarnej, które zabezpieczyły wrak i jego części oraz dokonały pierwszych ustaleń. Przybyły lekarz Pogotowia Ratunkowego stwierdził zgon pilota. Policja ustaliła i przesłuchała świadków zdarzenia.

O zaistniałym wypadku Państwową Komisję Badania Wypadków Lotniczych powiadomiła Policja oraz Polska Agencja Żeglugi Powietrznej. Zespół badawczy PKBWL udał się natychmiast na miejsce wypadku, jego członkowie dojechali z Warszawy (3 osoby) i z Katowic (1 osoba). W dniu wypadku oraz podczas dwóch dni następnych zespół badawczy PKBWL jak również wydzielone jednostki Policji i Straży Pożarnej systematycznie przeszukiwały okolicę miejsca wypadku w celu odnalezienia i umiejscowienia wszystkich części zniszczonego w powietrzu samolotu oraz ich udokumentowania. Działania zastępów Straży Pożarnej i jednostek Policji polegały na zabezpieczeniu miejsca zdarzenia oraz przeszukaniu terenu o wymiarach ok. 2500x600 m w sąsiedztwie wraku samolotu celem zlokalizowania jego elementów. Poszukiwania takie, jednakże na większą skalę i na większym terenie prowadzono również z pomocą Straży Pożarnej i Policji w dniu 15.04.2013 r. W działaniach brało udział 13 kwietnia 2013 r. 9 zastępów Straży Pożarnej (30 osób, nie licząc Policji) i 15 kwietnia 2013 r. 14 zastępów (44 osoby, a wraz z Policją 92 osoby). Nie udało się w tych dniach odnaleźć wszystkich elementów zniszczonego samolotu – brakowało usterzenia poziomego i końcowego fragmentu kadłuba.

Na polecenie Prokuratury Rejonowej w Sieradzu Komenda Powiatowa Policji w Sieradzu podjęła własne śledztwo w sprawie wypadku. Śledztwo prowadzone w tej sprawie przez Prokuraturę Rejonową w Sieradzu zostało umorzone 31 marca 2014 r.

Zespół badawczy PKBWL, stopniowo uzupełniany w miarę potrzeb, uczestniczył w poszukiwaniu części samolotu w terenie, pobrał próbkę paliwa z resztki pozostałej w jednym ze zbiorników zniszczonego lewego skrzydła (z badania składu próbki paliwa ostatecznie zrezygnowano uznając to za niecelowe – zarówno z uwagi na stwierdzone okoliczności zdarzenia jak również z względu na małą objętość i znaczne wtórne zanieczyszczenie próbki), zdemontował z samolotu do dalszych badań EFIS MGL Stratomaster Odyssey, przeprowadził badanie stanu technicznego spadochronu ratowniczego pilota, wykonał oględziny odnalezionych szczątków samolotu (i udokumentował to fotograficznie), pozyskał i przeanalizował kopie dokumentów zgromadzonych przez Policję i Prokuraturę Rejonową w Sieradzu (protokoły przesłuchań świadków, dokumentację śledztwa), kopie dokumentacji lotniczej pilota, dokumentację związaną z dopuszczeniem samolotu do prób w locie przez ULC oraz zapisy trajektorii lotu samolotu z radarów SRL Katowice i FIS Wrocław, a także zapis video radaru FIS Warszawa i zapis korespondencji radiowej prowadzonej przez pilota z FIS Warszawa.

1.18. Informacje uzupełniające.

Zgodnie z §15 Rozporządzenia Ministra Transportu z dnia 18 stycznia 2007 roku (Dz.U. 35 poz. 225) Wytwórcę-właściciela samolotu, Urząd Lotnictwa Cywilnego oraz najbliższą rodzinę pilota powiadomiono o możliwości zapoznania się z projektem raportu końcowego. Wytwórca-właściciel nie wniósł uwag. Uwagę wniesioną przez ULC uwzględniono.

1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań.

Stosowano standardowe metody badań.

2. ANALIZA

2.1. Poziom wyszkolenia

Pilot-dowódca statku powietrznego spełniał wszelkie wymogi, jakim powinien odpowiadać pilot wykonujący loty próbne kontrolne. Jako czynny zawodowo pilot liniowy był kapitanem samolotów komunikacyjnych o dużym, wieloletnim doświadczeniu. Miał również znaczne doświadczenie i osiągnięcia sportowe w lotach

szybowcowych. Dokonywał także lotów próbnych i próbnych kontrolnych jako pilot doświadczalny. Kwalifikacje, poziom wykształcenia oraz doświadczenie pilota były wyjątkowo wysokie i nie budziły żadnych zastrzeżeń zespołu badawczego.

2.2. Organizacja i przebieg lotów

Samolot został zbudowany w roku 2012 w warsztacie Wytwórcy w miejscowości Twardogóra k/Oleśnicy pod nadzorem Wrocławskiej Delegatury ULC (zgodnie z decyzją ULC – pismo LTT-3/4351-0210/01/12), a następnie, po ostatecznym wykończeniu na początku roku 2013, dostarczony w częściach na prywatne lądowisko Chojne k/Sieradza oraz zmontowany tam, przedstawiony do ostatecznych oględzin inspektorom ULC i przygotowany do lotu przez ekipę Wytwórcy. Był to trzeci z kolei egzemplarz samolotu typu Dedal-KB, zbudowany w warsztacie Wytwórcy.

W dniu 22 marca 2013 r. 2-osobowy zespół inspektorów ULC dokonał oględzin samolotu po zakończonej budowie i wystawił „Protokół oględzin po zakończonej budowie w celu dopuszczenia do prób w locie samolotu Dedal KB SP-SWKB nr fabr. KB-02/2013 z silnikiem Jabiru Aircraft 3300A nr fabr. 33A1413 i śmigłem Woodcomp SR 200J nr fabr. SR 200J/3/1630/R/T/J/1957 zgłoszonego w kategorii ULTRALEKKI Podkategorii U2” oraz wypełnił w książce płatowca samolotu „Świadectwo oględzin nr 01” (z datą wydania 22.03.2013 r., ważne do czasu zakończenia prób). Uwaga: świadectwo takie standardowo jest ważne przez 3 miesiące – w tym czasie planowano zakończenie prób, które miały być wykonywane wg zatwierdzonego przez ULC w dn. 18.03.2013 r. „Programu Prób na Ziemi i w Locie samolotu DEDAL-KB nr fabr. KB-02/2012 znaki rozp. SP-SWKB”. Autorem tego programu był pilot, który zginął w wypadku podczas realizacji tych prób w dniu 13 kwietnia 2013 r.

Pilot przybył na lądowisko Chojne w dniu 13 kwietnia 2013 r., ok. godz. 10:00 (LMT) dojeżdżając w towarzystwie żony samochodem z miejsca swego zamieszkania. Końcowe przygotowania samolotu do lotu przeprowadzał przedstawiciel Wytwórcy. Pilot zapoznał się z dokumentacją samolotu i prognozą meteorologiczną przed lotem, wysłuchał też dodatkowych uwag przedstawiciela Wytwórcy, który przygotowywał samolot do lotu. Pilot brał już udział w próbach wcześniej zbudowanych egzemplarzy samolotów tego samego typu.

Osoby obecne podczas przygotowań do lotu na lądowisku Chojne stwierdziły, iż pilot zamierzał przeprowadzić w pierwszym locie próby na dużych prędkościach, co


wynikało z jego słów. Osoby te stwierdziły również, że działania pilota w trakcie przygotowania do lotu cechował spokój i że nie nosiły one znamion pośpiechu.

2.3. Wpływ parametrów lotu i innych czynników na możliwość awarii.

Zdaniem Komisji, zaistniała gwałtowna awaria w locie o tak niszczących skutkach mogła zostać wywołana przez co najmniej niebezpieczne zbliżenie się w trakcie wykonywanych prób do prędkości krytycznej dla wytrzymałości struktury (osiągnięcie i znaczne przekroczenie rzeczywistej prędkości V_{NE} – z uwzględnieniem współczynnika bezpieczeństwa - dla tego konkretnego egzemplarza samolotu) lub sztywności płatowca (osiągnięcie prędkości przeprowadzania prób flatteru V_{DF} dla tego konkretnego egzemplarza samolotu). Zatem decydującym czynnikiem poddanym szczegółowej analizie w badaniu zdarzenia stała się prędkość samolotu i działanie układu do jej pomiaru, z którego korzystał pilot.

Podczas oględzin zniszczonego samolotu i sprawdzania jego dokumentacji towarzyszącej stwierdzono różnice w podawanych wartościach prędkości nigdy nie przekraczalnej V_{NE} – na wskaźniku prędkościomierza barometrycznego typu Winter W38094 zamontowanego w tablicy przyrządów samolotu wartość ta wynosiła 223 km/h (czerwona kreska na skali przyrządu), w Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie podano również 223 km/h [IAS], a na tabliczce ograniczeń w kabinie samolotu podano wartość 232 km/h (p. zdjęcia reprodukowane poniżej na ilustracji [6]).

[6] Oznaczenie i wartości prędkości V_{NE} na prędkościomierzu Winter W 38094



2.2. PRĘDKOŚĆ LOTU
Ograniczenia prędkości i ich znaczenie w użytkowaniu są pokazane poniżej:

	Prędkość	IAS (km.h)	Uwagi
V_{NE}	Prędkość nigdy nieprzekraczalna	223	Nie wolno przekraczać tej prędkości w żadnym stanie samolotu
V_A	Prędkość manewrowa	150	Maksymalna prędkość, przy której całkowite wychylenie elementów sterowania lotem nie spowoduje przekroczenia dopuszczalnych obciążeń konstrukcyjnych
V_{FE}	Maksymalna prędkość lotu z klapami wychylonymi	132	Nie przekraczaj tej prędkości z otwartymi klapami

12

- w Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie, str.12

Prędkość nigdy nieprzekraczalna	→	V_{NE} 232 km/h
Prędkość manewrowa		V_A 150 km/h
Współczynnik obciążeń		+4,0 ± -1,0

- na skali prędkościomierza barometrycznego

- na tabliczce ograniczeń umieszczonej w kabinie

Z powyższych niezgodności wynika, iż na tabliczce ograniczeń umieszczonej w kabinie znajduje się błąd drukarski (232 zamiast 223).

Wobec prawidłowego oznaczenia tej prędkości na skali prędkościomierza Winter W38094 i prawidłowo podanej wartości w treści Tymczasowej Instrukcji Użytkownika w Locie można to uznać za usterkę nie mającą wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzenia, zważywszy na fakt, że pilot nie wyraził swych wątpliwości w tej kwestii i miał doświadczenie z lotów na poprzednich egzemplarzach samolotu typu Dedal-KB. Drugim źródłem informacji o prędkości lotu był EFIS MGL Stratomaster Odyssey. System ten był podłączony do ciśnieniowego układu pomiaru prędkości, analogicznie jak „klasyczny” prędkościomierz Winter W38094. Z zeznań jednego ze świadków wynika, że pilot po wykołowaniu i zatrzymaniu przed startem zajęty był konfigurowaniem ustawień EFIS MGL Stratomaster Odyssey, można zatem przyjąć założenie, iż używał go następnie w locie.

[7] Monitor EFIS MGL Stratomaster Odyssey



KARTA PAMIĘCI SD (NIE UŻYTA W LOCIE ZAKOŃCZONYM WYPADKIEM)

Zarówno „klasyczny” prędkościomierz Winter W38094 jak i EFIS MGL Stratomaster Odyssey dla zapewnienia wiarygodności wskazań wymagają przeprowadzenia kalibracji systemu pomiaru prędkości.

Z informacji od wytwórcy samolotu i świadków startu do krytycznego lotu wynika, że kalibracja taka nie została przeprowadzona.

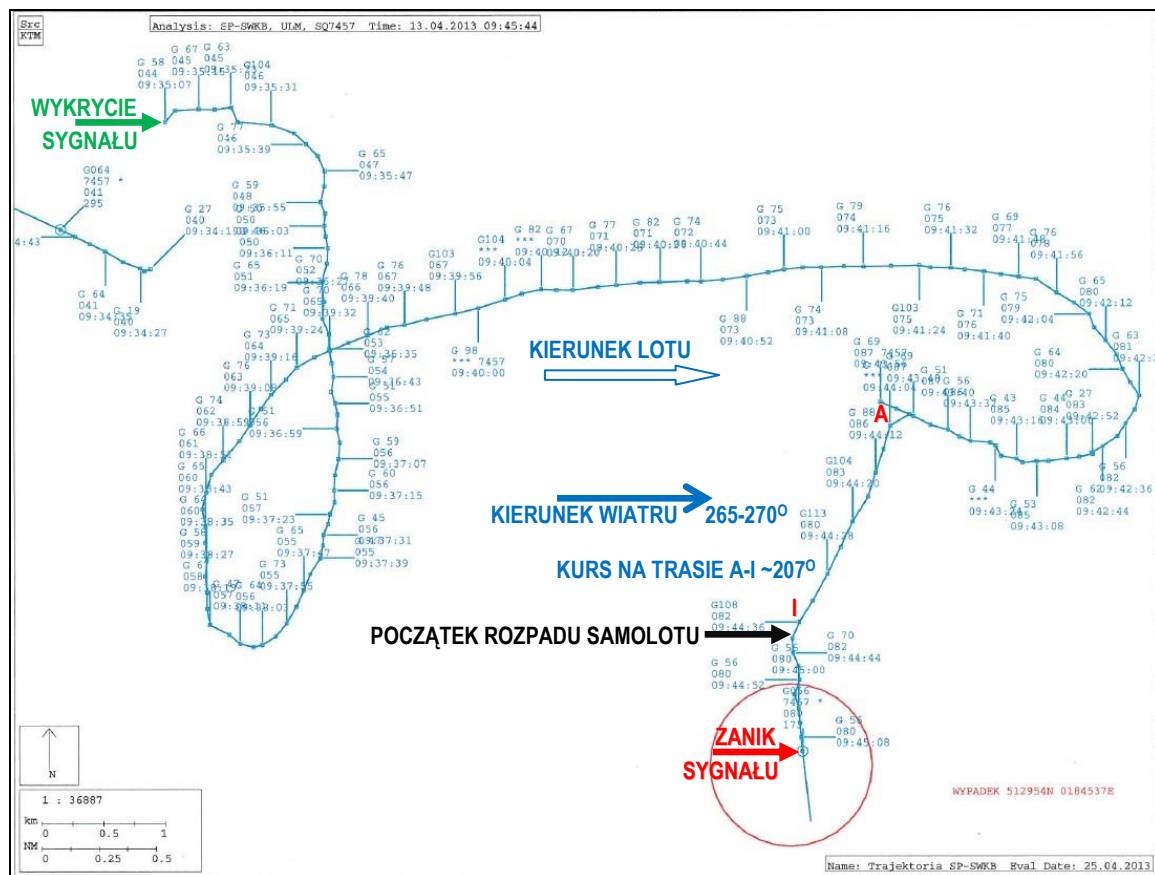
Zastosowanie EFIS MGL Stratomaster Odyssey stanowi poważną zmianę układu pomiaru prędkości – do „klasycznych” przyrządów (prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr) dochodzi nowy odbiornik ciśnienia statycznego i dynamicznego w tym układzie. Gdyby nawet wyniki kalibracji układu pomiaru prędkości wcześniejszych egzemplarzy samolotu Dedal-KB były identyczne, to wprowadzenie tak znacznej zmiany musiałyby mieć na nie znaczny wpływ.

a) Prędkość lotu

Rozważając różne czynniki i okoliczności zdarzenia, Zespół badawczy PKBWL uznał prędkość lotu osiągniętą w ostatniej jego fazie za czynnik najistotniejszy dla wyjaśnienia przyczyny wypadku.

Wyznaczenie prędkości lotu w jego ostatniej fazie przed wystąpieniem awarii, wobec braku danych rejestrowanych na karcie pamięci EFIS Stratomaster Odyssey, było możliwe do przeprowadzenia tylko na podstawie analiz pozyskanych od Polskiej Agencji Żeglugi Powietrznej dokładnych wykresów trajektorii lotu oraz danych z radarów SRL Katowice i FIS Wrocław.

[8] Trajektoria lotu samolotu na podstawie wskazań radaru SRL Katowice

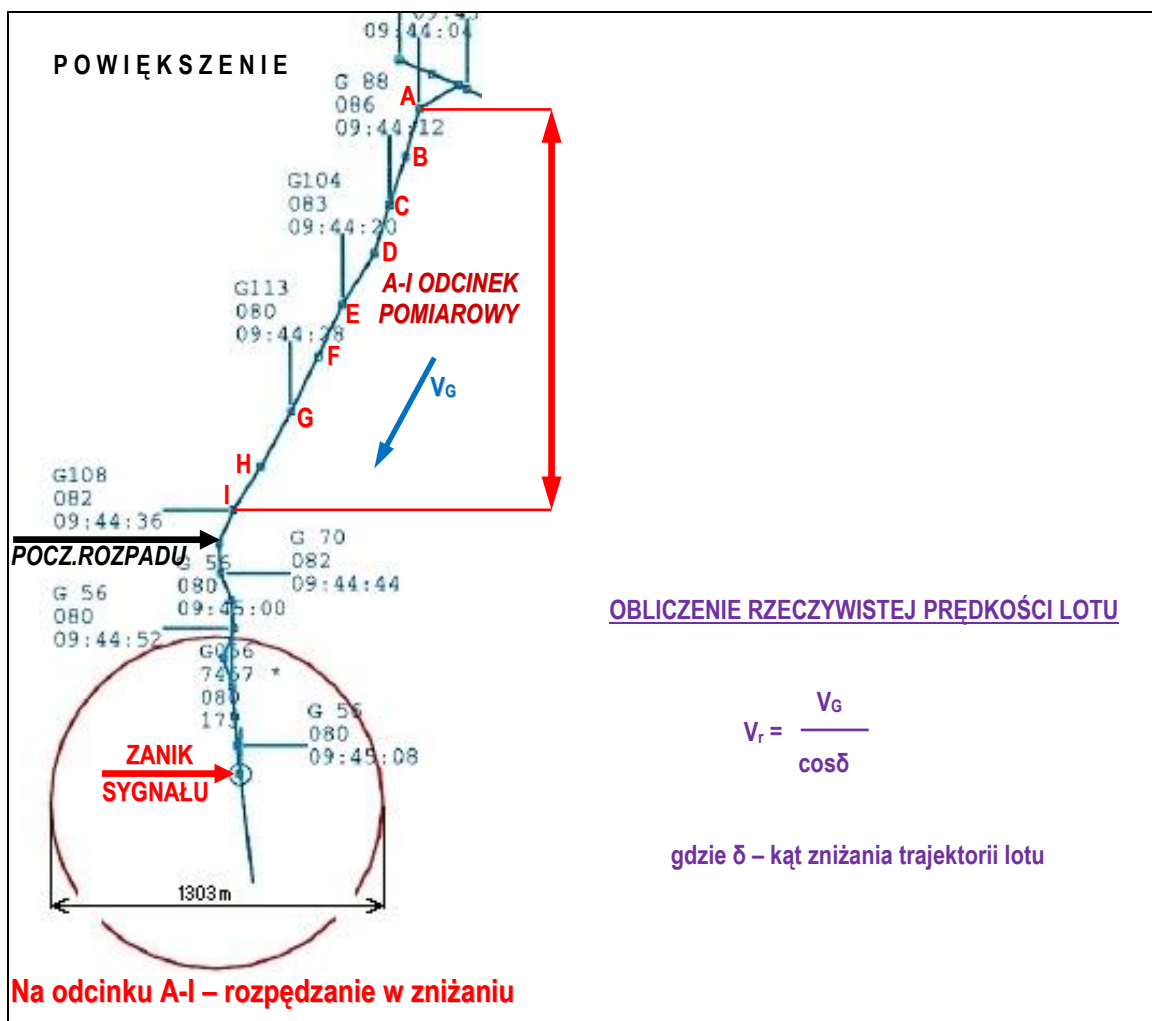


Do analizy prędkości samolotu przyjęto jego trajektorię poziomą (będącą rzutem toru lotu na płaszczyznę równoległą do poziomu ziemi) uzyskaną z nowego radaru SRL Katowice, gdyż trajektoria uzyskana z radaru FIS Wrocław wykazuje nieciągłości czyniące uzyskane na jej podstawie wyniki mniej dokładnymi. Poza tym trajektorie wykreślone na podstawie danych z obu radarów wykazują pełną zbieżność przebiegu i zauważalna jest na nich dość gwałtowna zmiana kierunku lotu w punkcie dającym się zidentyfikować jako najbardziej prawdopodobny punkt początku rozpadu konstrukcji samolotu.

Podane bezpośrednio przez radar prędkości lotu zostały potraktowane tylko orientacyjnie – w dalszych rozważaniach prędkości lotu zostały obliczone dokładniej na podstawie znajomości długości odcinków trajektorii samolotu i czasów ich przebycia.

Analiza końcówki trajektorii lotu (fazy decydującej o przebiegu zdarzenia) dała następujące wyniki:

[9] Trajektoria końcowej fazy lotu i obliczenie rzeczywistej prędkości lotu V_r



Prędkości lotu względem ziemi V_G zostały obliczone na podstawie pomiaru przebytej drogi i czasu jej przebycia, a nie przyjęte wprost z danych radaru, gdyż te wykazują wyraźne rozbieżności i są mniej dokładne. Należy tu zauważyć, że powyższe wartości prędkości V_G obliczono jako wartości średnie dla odcinków trajektorii rzutowanych na płaszczyznę poziomą, których wystarczająco dokładny pomiar był możliwy dzięki powiększonym wykresom z radaru.

Prędkości rzeczywiste V_r (względem powietrza) podane w tabeli [10] poniżej obliczono z uwzględnieniem kąta zniżania δ .

[10] Zbiorcza tabela danych z radaru i prędkości obliczonych na ich podstawie

Punkt na nakresie z radaru	A	B	C	D	E	F	G	H	I	
Poziom lotu FL [100ft]	087	X	086	X	083	X	080	X	082	
Wysokość lotu [m]	2652	X	2621	X	2530	X	2438	X	2500	
Odległość „L” od p-ktu A [m]	0	207,1	414,2	617,0	858,6	1091,6	1333,2	1583,4	1790,5	
Odległość między kolejnymi p-ktami [m]	X	207,1	207,1	202,8	241,6	233	241,6	250,2	207,1	X
Odległości A-C, C-E, E-G, G-H, H-I [m]	X	414,2		444,4		474,6		250,2	207,1	X
Różnice czasów A-C, C-E, E-G, G-I [s]	X	8		8		8		4	4	X
ODCINKOWE ŚREDNIE PRĘDKOŚCI MIĘDZY PUNKTAMI TRAJEKTORII KOŃCOWEJ FAZY LOTU										
Względem ziemi V_G [m/s]	X	51,775		55,55		59,325		62,55	51,775	X
Rzeczywista V_r [m/s]	X	52,93		56,80		60,65		63,95	52,93	X
Rzeczywista V_r [km/h]	X	190,55		204,48		218,34		230,22	190,55	X

Odcinek trajektorii lotu, na którym występowało rozpędzanie w zniżaniu został uznany za kluczowy dla wyjaśnienia zdarzenia.

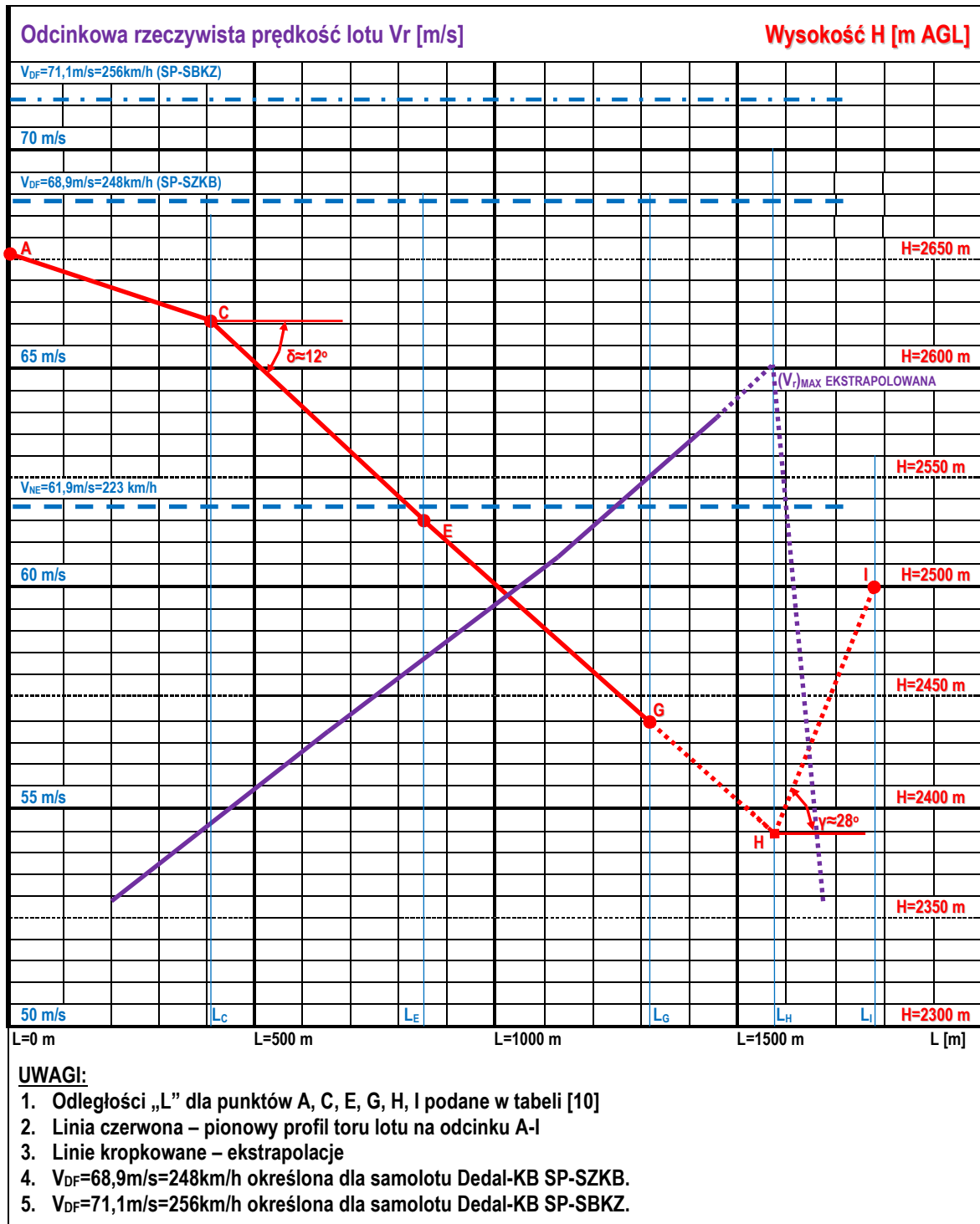
b) Pionowy profil trajektorii lotu i przebieg przyrostu prędkości lotu.

Dane z obserwacji radarowej umożliwiają przybliżone odtworzenie pionowego profilu lotu odpowiadającego rozpędzaniu samolotu, choć ich dokładność w tym przypadku nie jest zbyt wysoka (dane z radaru nie podają dokładnych wysokości, a jedynie poziom lotu co 100 ft, tj. co ok. 30,48 m w odstępach czasu co 8 s – tj. dla co drugiego punktu trajektorii rozpatrywanego końcowego odcinka lotu – dla punktów A, C, E, G, I), pozostałe wyniki można tylko ekstrapolować w sposób nie dający możliwości odtworzenia krzywizn pionowego profilu trajektorii, jednak nawet taka dokładność okazuje się wystarczająca do prowadzonej tu analizy mającej na celu określenie zmian prędkości lotu.

Z otrzymanego pionowego profilu trajektorii lotu, zobrazowanego poniżej graficznie na wykresie [12] kolorem czerwonym, łatwo zauważyć, iż na odcinku określonym punktami C-(D)-E-(F)-G występuje wyraźne jednostajne zniżanie (czy

nawet bardzo płytkie nurkowanie), którego kąt nachylenia trajektorii δ (kąt zniżania, przyjmowany powyżej do obliczania prędkości rzeczywistych) można określić jako $\delta = \text{arc.tg}(\Delta H_{CG}/\Delta L_{CG})$, co po podstawieniu danych daje $\delta_{CG} = 11,86^\circ \approx 12^\circ$.

[11] Pionowy profil trajektorii lotu i przebieg przyrostu prędkości lotu wg danych z radaru



O ile odcinek trajektorii określony punktami C-(D)-E-(F)-G dość wiernie odzwierciedla rzeczywisty pionowy profil lotu, to odcinek określony punktami G-(H)-I

znacznie już od niego odbiega, gdyż w czasie 8 s, w jakim samolot przebył ten odcinek pilot musiał wyprowadzić go ze zniżania, jak to wynika z danych radaru. Dane z radaru nie umożliwiają dokładnego wyznaczenia pionowego profilu lotu (krzywizny trajektorii wyprowadzenia ze zniżania) na odcinku określonym punktami G-(H)-I i dlatego jest on ekstrapolowany linią łamaną, lecz nie ulega wątpliwości, iż skutkiem wyprowadzania ze zniżania musiało być wyraźne oraz zdecydowane dociążenie struktury samolotu.

Analogicznie można odtworzyć przebieg przyrostu rzeczywistej prędkości lotu w trakcie rozpędzania, posługując się uzyskanymi wynikami odcinkowych rzeczywistych prędkości lotu (p. tabela [10] powyżej) – wyniki zobrazowano graficznie na wykresie [11] w kolorze fioletowym. Widać wyraźnie, że **samolot jeszcze przed osiągnięciem punktu G trajektorii osiągnął prędkość lotu $V_r > V_{NE}$.**

Na podstawie ekstrapolacji danych z wykresu prędkości [11] można określić rzeczywistą maksymalną średnią możliwą prędkość osiągniętą w locie jako $V_{max} \approx 65$ m/s [tj. ok. 234 km/h].

Analogicznie jak kąt zniżania δ można określić przybliżony kąt wznoszenia γ po wyrównaniu jako nie mniejszy niż $\gamma = \text{arc.tg}(\Delta H_{HI}/\Delta L_{HI})$; co po podstawieniu danych daje wynik **$\gamma_{HI} = 27,98^\circ \approx 28^\circ$.**

Nie dysponując danymi innymi, niż powyższe, nie można w sposób miarodajny określić pionowego profilu trajektorii wyprowadzenia ze zniżania i przejścia na wznoszenie (tj. za punktem H trajektorii), co mogłoby stanowić podstawę do próby dokładniejszego określenia obciążeń struktury wynikających z tego manewru.

Poza tym nie można mieć pewności, czy w trakcie wyprowadzania ze zniżania za punktem H trajektorii (co wg wskazań radaru nastąpić musiało w ciągu niecałych 4 s) nie doszło do zbyt gwałtownego, choćby chwilowego, wychylenia steru wysokości – prędkość manewrowa samolotu wynosi wg jego danych obliczeniowych $V_A = 150$ km/h, a charakter zmian prędkości wskazuje, że **początek wyprowadzenia mógł się odbywać przy prędkości nie mniejszej niż V_{NE} , a prawdopodobnie przekraczającej 230 km/h, tj. o ok. 8-10 km/h wyższej od V_{NE} .**

Z prawdopodobieństwem granicznym z pewnością można stwierdzić, że w trakcie gwałtownego wyprowadzania ze zniżania mogły być osiągnięte, a nawet przekroczone obciążenia odpowiadające współczynnikowi bezpieczeństwa konstrukcji 1,5, co mogło się stać przyczyną lokalnego przekroczenia jej wytrzymałości i zapoczątkowania rozpadu samolotu w powietrzu.

c) Dokładność określenia wartości prędkości i wysokości lotu

Obliczenia wartości prędkości lotu przeprowadzono w oparciu o powiększone wydruki uzyskanych zrzutów z radaru. Są one zatem obarczone błędem (odchyłką) wynikającym z:

- dokładności określenia parametrów lotu samolotu (prędkość, wysokość, przebywane odcinki) przez urządzenie radarowe,
- dokładności wykorzystywanego wydruku,
- dokładności uzyskiwanych powiększeń wydruku,
- dokładności pomiaru na powiększeniach wydruku.

Sumaryczny błąd (odchyłki) wartości tak obliczonych prędkości nie powinien przekraczać $\pm 1,5 \div 2\%$ (tj. $\pm 3,8 \div 5$ km/h w przypadku najwyższych uzyskanych wartości prędkości).

Wartości wysokości trajektorii lotu nad poziomem ziemi określone zostały wyłącznie na podstawie danych z radaru. Dane te podają nie wprost wysokość lotu, ale poziom lotu – wysokość jest więc określana z „podziałką” co 100 stóp (tj. co 30,48 m). Do obliczeń przyjęte zostały wartości nominalne wysokości, wynikające ze wskazań poziomów lotu, ich odchyłka może być więc przyjęta jako stała i odpowiadająca wartości „podziałki” wysokości, a więc wynosząca ± 100 ft (tj. $\pm 30,48$ m).

Ma to zauważalny wpływ na określenie wartości kątów zniżania i wznoszenia po wyrównaniu, a tym samym i na wartość rzeczywistej prędkości lotu V_r , określanej wg wzoru na str.26 (p. ilustracja [9]).

Uwzględnienie tego i przeprowadzenie odpowiednich obliczeń wykazuje, iż ten wpływ na określenie wartości prędkości lotu wynosi ok. $\pm 1,1\%$.

Łączna odchyłka w określeniu wartości prędkości samolotu względem powietrza w stosunku do jej wyliczonych i podanych powyżej w punktach a) i b) wartości „nominalnych” może więc wynosić ok. $\pm 3\%$.

d) Multiplikacja echa radarowego na radarze kontroli obszaru FIS Warszawa.

Od godz. 09:43:24 na ekranie radaru FIS Warszawa zauważalny stał się podział echa samolotu najpierw na dwa w bezpośrednim sąsiedztwie, a następnie na trzy i cztery echa tuż obok siebie, które ostatecznie zanikły o godz. 09:45:35. Dokładna analiza czasu występowania tego zjawiska i trajektorii lotu samolotu wykazała, że rozpoczęło się ono pod koniec wznoszenia, gdy samolot leciał z kursem ok. 293° , krótko przed skierowaniem się na kurs ok. 207° (co nastąpiło o godz. 09:44:00) i

podjęciem rozpędzania w zniżaniu. Mogło ono być wywołane zmianami w odbiorze sygnału transpondera samolotu przez radar pierwotny z przyczyny, której Komisja zdecydowała się nie ustalać, uznając ją za nieistotną dla zaistnienia i przebiegu zdarzenia, podobnie jak „przeskok” wskazań pozycji samolotu i jego opisywanych parametrów lotu tuż przed zmianą kursu w celu rozpoczęcia zniżania na uzyskanym z radaru SRC Katowice wykresie trajektorii lotu (p. ilustracje [8] i [9] powyżej).

e) Możliwość wystąpienia drgań struktury nośnej samolotu (flutteru).

„Program Prób na Ziemi i w Locie samolotu DEDAL-KB nr fabr. KB-02/2012 znaki rozp. SP-SWKB” w Rozdziale „B. LOT”, podrozdziale B.6.3, p-kanie „LTF-UL 629 – zabezpieczenie przed flutterem i wytrzymałość struktury” oraz w podrozdziale „B.7 Inne wymagania co do właściwości samolotu”, punkcie B 7.1, podpunkcie „LTF-UL 251 – Drgania i trzepotanie” określa sposoby wykonania tych prób.

Niezbędna do ich wykonania jest informacja o wartości prędkości V_{DF} , określanej jako: „...większa z:

- **1,2 V_H , gdzie V_H jest najwyższą prędkością lotu poziomego przy najwyższej mocy trwałej silnika**
- **1,5 V_A .**”

Nie wiadomo, czy pilot przed przystąpieniem do rozpędzania samolotu SP-SWKB podczas zniżania, zapoczątkowanego na ok. 32 s przed wypadkiem określił praktycznie jego prędkość V_H w sposób taki, jak przewidziany w „Programie Prób”.

Dla wcześniejszego egzemplarza samolotu o znakach rozpoznawczych SP-SZKB określona została w próbach prędkość $V_H=206$ km/h [IAS] (wg dokumentu „**Sprawozdanie do Aneksu Programu Prób na ziemi i w locie samolotu Dedal-KB SP-SZKB**”). Stąd uzyskujemy wartość V_{DF} jako większą z:

- $1,2V_H = 1,2 \cdot 206 = 248$ km/h
- $1,5V_A = 1,5 \cdot 150 = 225$ km/h

czyli

$V_{DF} = 248$ km/h [IAS].

Analogicznie, dla innego wcześniejszego egzemplarza samolotu Dedal-KB SP-SBKZ, wyposażonego w taki sam silnik jak SP-SWKB, określono w trakcie prób w locie (wg dokumentu „**Sprawozdanie z Prób w locie samolotu Dedal-KB SP-SBKZ**”) :

$V_{DF} = 256$ km/h [IAS].

Ponieważ samolot SP-SWKB był bliższy konstrukcyjnie samolotowi SP-SBKZ (takie same silniki) niż samolotowi SP-SZKB (z silnikiem o mniejszej mocy), zatem do dalszych rozważań byłoby można przyjąć prędkość $V_{DF} = 256 \text{ km/h [IAS]}$, choć różnice aerodynamiczne między tymi samolotami (głównie zastosowanie odsuwanej osłony kabiny, co jest rozwiązaniem generującym nieco większe opory aerodynamiczne) wskazują, iż dla samolotu SP-SWKB prędkość V_H powinna być nieco niższa, niż dla samolotu SP-SBKZ.

Tym samym dla samolotu SP-SWKB prędkość V_{DF} mogła być niższa niż 256 km/h.

Na podstawie danych z radaru, przy uwzględnieniu kąta zniżania można z całą pewnością stwierdzić, iż podczas rozpędzania samolotu w trakcie zniżania nie mogła zostać osiągnięta rzeczywista prędkość względem powietrza na ostatnim odcinku trajektorii przyjmowanym do obliczeń (tj. na ostatnim odcinku zniżania G-H) niebezpiecznie zbliżająca się do prędkości V_{DF} określonej powyżej.

W takim stanie lotu (biorąc pod uwagę osiągnięte przy tej prędkości obciążenia konstrukcji i jej odkształcenia z tymi obciążeniami związane) zapoczątkowanie zjawiska flatteru było bardzo mało prawdopodobne.

W wyniku prób samolotu Dedal-KB SP-SZKB (p. dokument „*Sprawozdanie do Aneksu Programu Prób na ziemi i w locie samolotu Dedal-KB SP-SZKB*”) stwierdzono, że:

- a) Przy każdej prędkości lotu co najmniej do prędkości $V_{DF}=242 \text{ km/h CAS} = 248 \text{ km/h IAS}$ nie występuje: flatter, rozbieżność skrętna lub odwrotne działanie sterów, a odkształcenia struktury nie wpływają na sterowność i stateczność samolotu.
- b) Próby zrealizowano rozpędzając samolot „na mocy” lub „bez mocy”, stopniowo zwiększając prędkość i manualnie wzbudzając drgania poszczególnymi powierzchniami sterowymi impulsowo i oscylacyjnie, nie stwierdzając, by przy zbliżaniu się do prędkości V_{DF} następował spadek tłumienia i zmniejszała się skuteczność sterowania wokół którejs z trzech osi.

W wyniku prób samolotu Dedal-KB SP-SBKZ (p. dokument „*Sprawozdanie z Prób w locie samolotu Dedal-KB SP-SBKZ*”) stwierdzono, że:

„Sprawdzono w locie, że przy wszystkich prędkościach aż do $V_{DF} = 249 \text{ km/h CAS} = 256 \text{ km/h IAS}$, na żadnej części samolotu nie występują nadmierne drgania. Ponadto w żadnym normalnym stanie lotu nie występuje trzepotanie na tyle silne, by kolidowało z

zadawalającą sterownością samolotu, powodowało nadmierne zmęczenie załogi lub mogło doprowadzić do uszkodzenia struktury”.

Pilot, który uległ wypadkowi na samolocie Dedal-KB SP-SWKB wykonywał próby w locie na samolocie Dedal-KB SP-SZKB w czerwcu 2009 r. i był współautorem obu wyżej cytowanych dokumentów.

f) Kalibracja układu pomiaru prędkości.

Był to pierwszy lot tego egzemplarza samolotu, tak więc kalibracja taka nie mogła zostać na nim wcześniej przeprowadzona i wskazania prędkości zarówno na wskaźniku prędkościomierza barometrycznego Winter W38094 jak i monitorze EFIS MGL Stratomaster Odyssey były niepewne, co stwarzało niebezpieczeństwo zwłaszcza w zakresie wysokich prędkości, gdyż nie był znany charakter odchyłek wskazań w zależności od rzeczywistej prędkości samolotu względem powietrza. W zgromadzonej dokumentacji budowy samolotu SP-SWKB nie ma najmniejszego śladu odnośnie dokonania kalibracji układu pomiaru prędkości – wg zeznań świadka biorącego bezpośrednio udział w budowie samolotu kalibracja taka według jego wiedzy nie została przeprowadzona.

Przyjęcie danych kalibracji układu pomiaru prędkości na podstawie wyników prób poprzednich egzemplarzy samolotów Dedal-KB mogłoby być niemiarodajne i prowadzić do znacznych błędów wskazań prędkości podczas lotu, tym bardziej, że w układzie pomiaru prędkości wprowadzona została poważna zmiana w postaci zastosowania dodatkowego odbiornika ciśnienia statycznego i dynamicznego – EFIS MGL Stratomaster Odyssey.

Brak kalibracji układu pomiaru prędkości lotu był okolicznością w istotny sposób sprzyjającą zaistnieniu zdarzenia.

„Program Prób na Ziemi i w Locie samolotu DEDAL-KB nr fabr. KB-02/2012 znaki rozp. SP-SWKB” w Rozdziale „B. LOT”, podrozdziale „B.1. Ogólne”, punkcie „LTF-UL 21 – Prowadzenie dowodu zgodności”, podpunkcie „(1)” stwierdza: **„Do prób samolot powinien być wyposażony w odpowiednie przyrządy, które pozwolą na przeprowadzenie w sposób prosty niezbędnych pomiarów i obserwacji. Wszystkie użyte przyrządy pomiarowe muszą zapewniać niezbędną dokładność pomiaru oraz muszą być znane błędy pomiaru”.**

Brak przeprowadzenia kalibracji systemu pomiaru prędkości sprawił, że to wymaganie programu prób nie było spełnione.

Samolot nie był też wyposażony w stosowaną niekiedy do prób „lancę” ze specjalnie osobno skalibrowanymi przyrządami wzorcowymi o znanej dokładności wskazań, służącymi do kalibrowania przyrządów pokładowych. Komisji wiadomo, że podczas prób poprzednich egzemplarzy samolotu Dedal-KB pilot korzystał z takiej „lancy”.

Pilot pomimo to zdecydował się przystąpić do wykonywania prób w locie, bazując wyłącznie na wskazaniach nieskalibrowanych przyrządów pokładowych, w związku z czym nie mógł znać wartości rzeczywistych prędkości, osiąganych przez samolot w trakcie próby.

g) Wpływ ewentualnej asymetrii płatownca.

Aczkolwiek „Protokół niwelacji samolotu” z dn. 15 stycznia 2013 r. zawiera szkic samolotu i tabelkę danych pomiarowych, sugerujące, iż pomiary wszystkich wartości odbywają się wyłącznie po lewej stronie samolotu (nie przewidując tym samym wykrycia i sprawdzenia możliwego występowania asymetrii płatownca), nie podaje ponadto dopuszczalnych tolerancji sprawdzanych pomiarami wartości, zaś „Protokół stabilizacji wychyleń sterów samolotu” z dn. 15 stycznia 2013 r. nie podaje dopuszczalnych tolerancji sprawdzanych pomiarami wartości wychyleń powierzchni sterowych (a przy tym niektóre uzyskane wyniki pomiarów odbiegają od założonych wartości w większym stopniu, niż przeciętnie spotykane w innych samolotach ultralekkich), to jednak szczegóły dokonywania niwelacji, zawarte w Instrukcji Obsługi Technicznej samolotu podają prawidłowe czynności do wykonania po obu stronach samolotu. Można zatem powyższe braki uznać za usterki dokumentacyjne. Rezultat tych usterek dokumentacyjnych nie powinien mieć wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzenia.

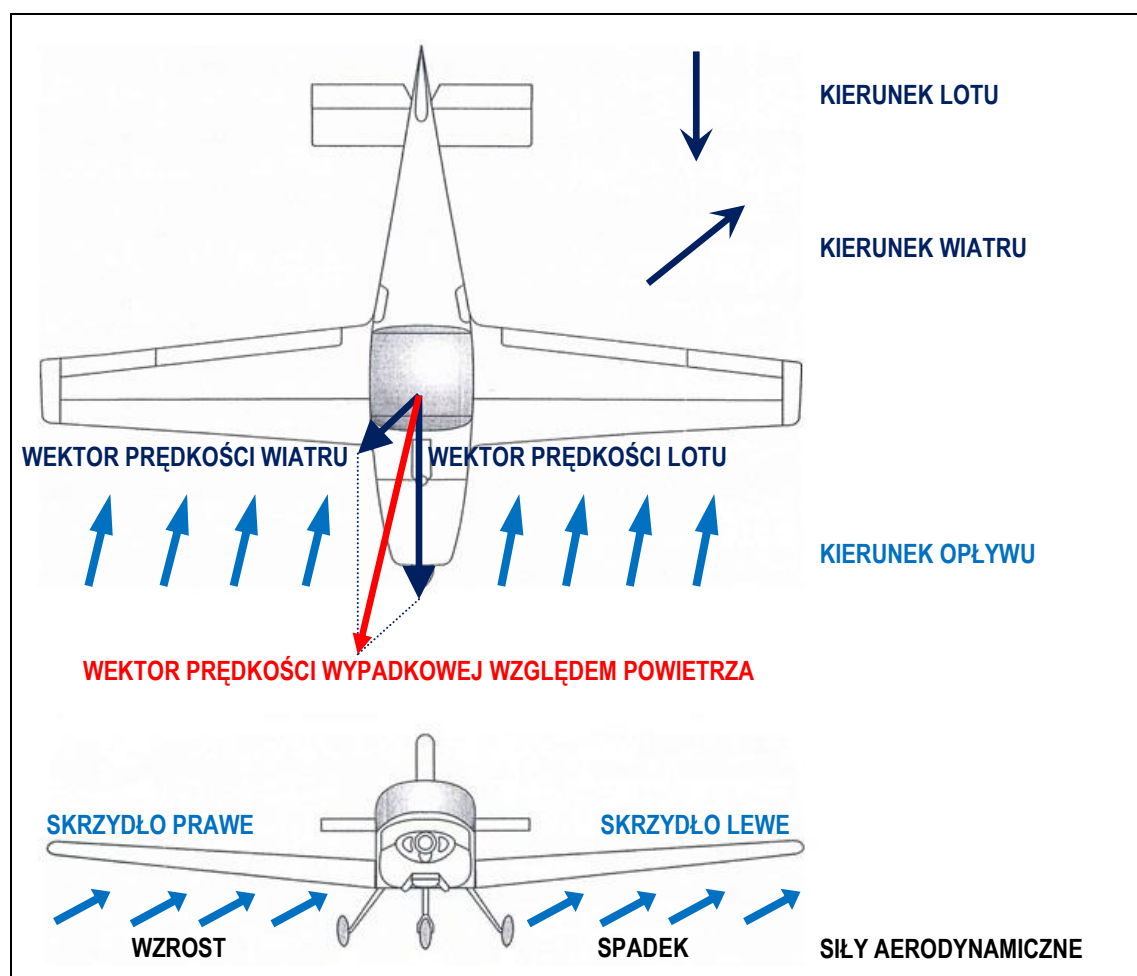
Każda realnie istniejąca asymetria płatownca pociąga za sobą większe lub mniejsze aerodynamiczne zmiany w stateczności i sterowności samolotu przy różnych prędkościach, wyczuwalne przez pilota, zwłaszcza pilota o dużym doświadczeniu. Jeżeli zmiany takie prowadzą do nienormalnych reakcji samolotu, zmian zachowania lub innych nietypowych zjawisk, pilot doświadczalny jest w stanie je zauważyć i odpowiednio zareagować. W tym konkretnym przypadku pilot był już zaznajomiony z właściwościami aerodynamicznymi tego typu samolotu, gdyż wykonywał próby poprzednich egzemplarzy, a przy jego kwalifikacjach i doświadczeniu wykrycie skutków nadmiernej asymetrii płatownca i odpowiednia reakcja na to zjawisko powinna

być natychmiast przekazana drogą radiową do osób uczestniczących w próbach na ziemi.

Ponadto „Program Prób na Ziemi i w Locie samolotu DEDAL-KB nr fabr. KB-02/2012 znaki rozp. SP-SWKB” na str.29 zawiera następującej treści **Uwagę b):** „**Stwierdzenie przez pilota poprawnego zachowania się samolotu podczas oblotu jest koniecznym warunkiem do dopuszczenia samolotu do dalszych prób**”. Nic takiego, co mogłoby skłonić pilota do przerywania prób nie miało miejsca, zatem można dopuścić stwierdzenie, iż żadne zjawisko tego rodzaju nie zostało przez pilota zauważone, lub zostało zauważone zbyt późno, gdy nie było już możliwości żadnego działania zapobiegawczego.

h) Wpływ asymetrii opływu samolotu

W trakcie zniżania i zwiększania prędkości z ok.200 km/h do ok.250 km/h samolot leciał z kursem ok.207° przy wietrze wiejącym z kierunku 270-265°. Powodowało to asymetrię opływu płatownca, pokazaną poglądowo na poniższej ilustracji [12].



[12] Podglądowe pokazanie wpływu asymetrii opływu samolotu

Skutkiem tej asymetrii było powstawanie minimalnej różnicy prędkości opływu na lewym i prawym skrzydle – prędkość opływu profilu na skrzydle prawym była nieco wyższa niż na skrzydle lewym, a to musiało być przyczyną wcześniejszego rozwoju wszystkich zjawisk i sił aerodynamicznych właśnie na skrzydle prawym.

Wyjaśnia to, dlaczego zjawiska takie jak początek niszczenia konstrukcji oraz ewentualna inicjacja flatteru mogły wystąpić właśnie na skrzydle prawym.

i) Informacja dodatkowa.

Z dobrowolnie i poufnie złożonej osobiście do wiadomości PKBWL relacji wynika, iż 11 kwietnia 2013 r. (tj. dwa dni przed datą oficjalnego oblotu) na samolocie Dedal-KB o znakach rozpoznawczych SP-SWKB zostały wykonane dwa loty w okolicy lądowiska Chojne.

Osobie relacjonującej to zdarzenie członkom zespołu badawczego PKBWL wiadomo, iż pilot wykonujący te loty latał na wcześniejszych egzemplarzach samolotu Dedal-KB i po lotach na samolocie SP-SWKB w dniu 11 kwietnia 2013 r. stwierdził: oderwanie samolotu podczas startu przy prędkości wskazywanej na prędkościomierzu Winter W38094 ok.50 km/h (tj. w dolnym zakresie jego wskazań), istnienie różnicy wskazań wartości prędkości między prędkościomierzem „klasycznym” Winter W38094 a EFIS Stratomaster Odyssey oraz wyczuwalne, według jego oceny, zaniżenie wskazań wartości prędkości na prędkościomierzu Winter o ok.10 km/h, co zdaniem tego pilota ewidentnie wynikało z zachowania się samolotu SP-SWKB podczas startu i lądowania na znanym mu wcześniej lądowisku w porównaniu z wcześniejszymi egzemplarzami samolotu tego samego typu, na których odbywał loty na tym samym lądowisku. Pilot ten zamierzał wykonać tylko jeden lot, jednakże zauważone różnice we wskazywanej prędkości skłoniły go do wykonania drugiego lotu dla potwierdzenia swoich przypuszczeń.

Zdaniem Komisji wskazanie prędkości oderwania podczas startu wynoszące ok.50 km/h (co jest wartością bardzo niską dla samolotu o takich charakterystykach technicznych i aerodynamicznych jak Dedal-KB, a ponadto, jak wynika z opisu przyrządu, znajdującą się na dolnym skraju zakresu wskazań prędkościomierza Winter W38094) oraz różnice wartości wskazań między obydwoma prędkościomierzami w oczywisty sposób potwierdzają brak kalibracji układu pomiaru prędkości.

Ocenione w powyższej informacji na ok.10 km/h zaniżenie wskazań prędkościomierza Winter W38094 może stanowić wyjaśnienie dla nieświadomego

wcześniejszego zbliżenia się do wartości prędkości V_{NE} podczas lotu w dniu 13 kwietnia 2013 r., może również świadczyć o nieposiadaniu informacji na temat znacznej odchyłki wskazań prędkościomierza przez pilota wykonującego lot w dniu 13 kwietnia 2013 r.

Ponadto, dysponując podaną tu informacją, nie można jednoznacznie stwierdzić, jaki był charakter zmian odchyłki wskazań obu prędkościomierzy na pokładzie samolotu w zależności od wartości prędkości lotu, gdyż odchyłka ta mogła zmieniać się nieliniowo wraz ze zmianą prędkości i w sposób różny dla każdego z tych przyrządów.

W opinii Komisji, na podstawie znajomości relacji z lotów, które odbyły się w dniu 11 kwietnia 2013 r., wykonanie ww. lotów nie powinno mieć wpływu na zdolność samolotu do lotu, o ile w trakcie ich trwania nie zostały przekroczone żadne ograniczenia eksploatacyjne, w wyniku których mogło dojść do obniżenia wytrzymałości struktury lub powstania jej trwałych odkształceń, a co z relacji nie wynika.

Dodatkowych danych nt. lotów wykonanych w dniu 11 kwietnia 2013 r. dostarczył dokument „OPINIA /SKORYGOWANA/ Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych z zakresu lotnictwa dot. katastrofy samolotu Dedal-KB znak rozpoznawczy SP-SWKB opracowana przez biegłych – sprawa sygnatura akt 1 Ds.48/14” z dnia 27.06.2016 r. Z jego treści wynika, iż w trakcie tych lotów wykonywane były manewry niedozwolone dla tego samolotu – becзки. W tym stanie rzeczy celowym byłoby wykonanie przeglądu sprawdzającego wybrane węzły konstrukcji przed podjęciem dalszych lotów.

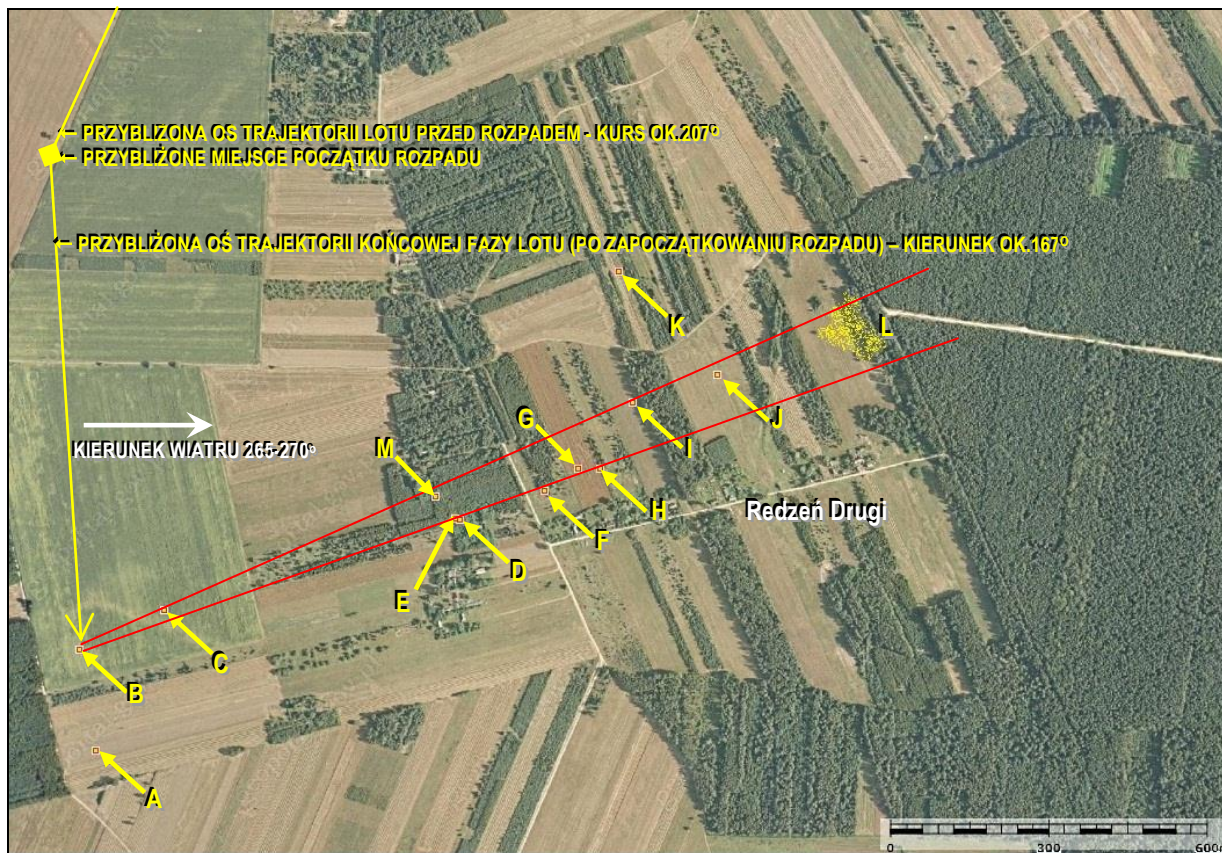
2.4. Analiza szczątków i przebiegu niszczenia konstrukcji samolotu.

Szczałki rozpadającego się w powietrzu samolotu i ciało pilota spadły na pola uprawne i lasy na północ i zachód od miejscowości Redzeń Drugi.

Zniesione wiatrem szczątki samolotu zostały rozsiane w obszarze o kształcie wąskiego klina, pod kątem 70-75° w stosunku do osi trajektorii końcowej fazy jego lotu na kierunku ENE-WSW na odcinku ponad 1800 m, na terenie częściowo zalesionym, znajdującym się na północ od drogi przechodzącej przez miejscowość Redzeń Drugi.

Zlokalizowanie i zebranie szczątków samolotu wymagało przeszukaniu terenu o wymiarach ok. 2500x600 m w sąsiedztwie na wschód wraku jego kadłuba. Poszukiwania takie, rozpoczęte po wypadku w dn. 13 kwietnia 2013 r., jednakże na większą skalę i na większym terenie prowadzono również z pomocą większych sił

Straży Pożarnej i Policji w dniu 15.04.2013 r. Nie udało się w tych dniach odnaleźć wszystkich elementów zniszczonego samolotu.

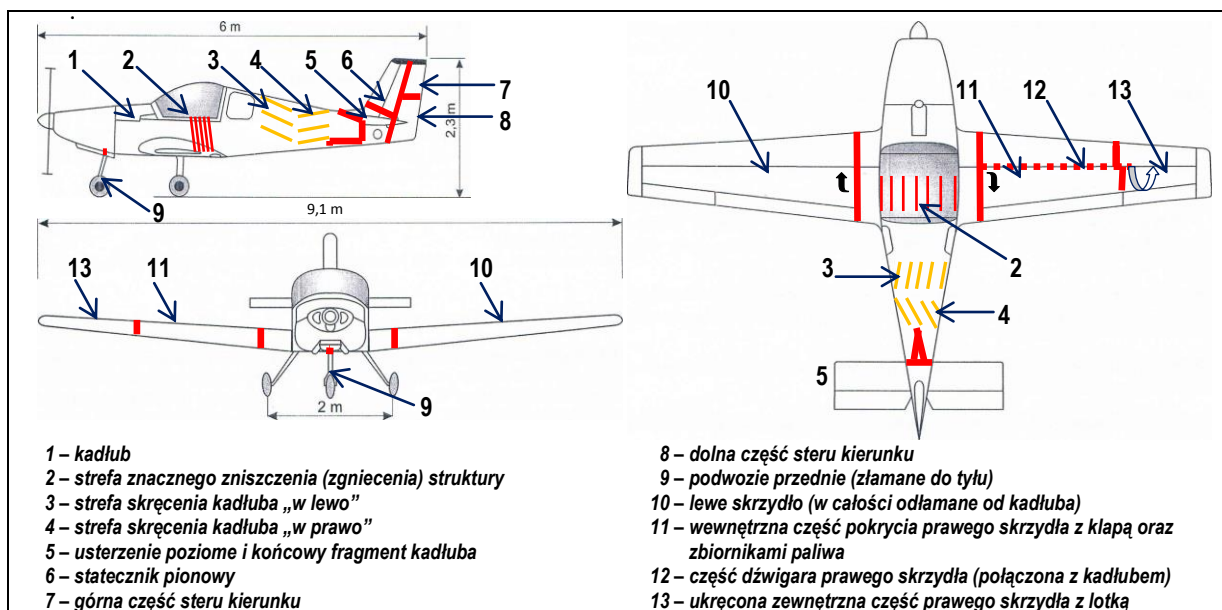


[13] Otoczenie miejsca wypadku, grotami strzałek zaznaczono punkty upadku ciała pilota i szczątków samolotu; zaznaczono też kierunek wiatru i przybliżoną trajektorię lotu samolotu. Najbardziej prawdopodobna strefa upadku szczątków znoszonych wiatrem znajduje się między dwiema czerwonymi liniami. [podkład mapy: geoportal].

- A – miejsce upadku pilota
- B – przednia część kadłuba z dolną częścią steru kierunku
- C – fragment kesonu prawego skrzydła ze zbiornikami paliwa i klapą
- D – fragment kesonu prawego skrzydła z lotką i końcówką [zawieszony na drzewach]
- E – górna część steru kierunku
- F – poduszka siedzenia prawego fotela
- G – odłamek kesonu prawego skrzydła z fragmentem tylnego dźwigarka
- H – fragment kesonu prawego skrzydła z końcówką
- I – fragment pokrycia tylnej części kadłuba
- J – górna część statecznika pionowego
- K – lewe skrzydło
- L – strefa drobnych odłamków plexi
- M – usterzenie poziome

W trakcie dalszych poszukiwań udało się stopniowo odnaleźć praktycznie całość zniszczonego samolotu (nie licząc najdrobniejszych szczątków metalowych i fragmentów oszklenia kabiny).

Ogłędziny odnalezionych szczątków samolotu przeprowadzono sukcesywnie czterokrotnie – raz na miejscu wypadku i trzykrotnie w miejscu przechowywania szczątków do dyspozycji PKBWL - ze szczególnym zwróceniem uwagi na stan elementów układów sterowania płatowcem (rodzaj uszkodzeń, zniszczeń i odkształceń) oraz układu pomiaru prędkości (możliwe do stwierdzenia objawy niedrożności i nieszczelności). Ostatnie oględziny odbyły się po odnalezieniu usterzenia poziomego samolotu.



[14] Zniszczenia i uszkodzenia struktury samolotu.

Ogłędziny szczątków samolotu były każdorazowo dokumentowane fotograficznie.

Podczas oględzin stwierdzono:

- zachowanie ciągłości kinematycznej połączeń w całym układzie sterowania sterem kierunku (linki sterowe zostały przecięte podczas przygotowywania wraku do transportu z miejsca wypadku);
- doraźne zniszczenie popychaczy w układzie sterowania sterem wysokości (wyboczenie, oderwanie końcówek) oraz doraźne zniszczenie zamocowania niektórych dźwigni do płatowca;
- doraźne zniszczenie popychaczy w układzie sterowania kołem przednim;
- doraźne zniszczenie popychaczy w układzie sterowania lotkami (wyboczenie, powyginanie, zerwanie rurek popychaczy, oderwanie końcówek);
- zachowanie ciągłości kinematyki w układzie sterowania silnikiem;
- uszkodzenie (zgięcie) obu suwaków manetek sterowania przepustnicą wewnątrz kabiny;

- g) normalne zablokowanie zamków odsuwanej osłony kabiny w położeniu „zamknięty”;
- h) zniszczenie prawej części oszklenia osłony kabiny na miejscu zderzenia kadłuba z ziemią;
- i) obecność na ziemi szczątków oszklenia lewej części osłony kabiny w odległości ok. 1550-1650 m od miejsca upadku przedniej części kadłuba z kabiną, co świadczy o tym, iż oddzieliły się one od samolotu w chwili wybicia oszklenia na samym początku niszczenia samolotu;
- j) brak możliwości niewątpliwego potwierdzenia bądź wyeliminowania istnienia objawów niedrożności lub nieszczelności układu pomiaru prędkości (wskutek zniszczenia połączeń przewodów układu pomiaru prędkości i jego lokalnego zanieczyszczenia w trakcie wypadku);
- k) znaczne zgniecenie kadłuba wzdłuż jego osi w rejonie kabiny;
- l) ukręcenie struktury prawego skrzydła w rejonie podziału lotka-klapa, połączone z odgięciem do tyłu pozostałej przy kadłubie części dźwigara oraz oddzieleniem od dźwigara pokryw i żeber skrzydła;
- m) wyłamanie lewego skrzydła u nasady ku przodowi w płaszczyźnie zbliżonej do płaszczyzny cięciw;
- n) dwukrotne skrętne odkształcenie tylnej części kadłuba – tuż za bagażnikiem przez skręcenie w lewo, a nieco dalej ku tyłowi przez skręcenie w prawo;
- o) oderwanie końcowej części kadłuba wraz z usterzeniem poziomym i pionowym od reszty płatowca;
- p) uszkodzenia „fartuszków” po obu stronach szczeliny ster wysokości-statecznik poziomy przy wewnętrznych (tj. bliższych kadłuba) zawiasach segmentów steru wysokości, mające charakter płytkich rozcięć, co świadczy o wychyleniach steru wysokości znacznie powyżej normalnych – **przyczyny ich powstania nie można ustalić w sposób niewątpliwy**, gdyż uszkodzenia takie mogły powstać zarówno w wyniku oddziaływania sił aerodynamicznych inicjujących rozpad samolotu (w tym wskutek ewentualnego flutteru), w trakcie rozpadu samolotu, w trakcie swobodnego spadania usterzenia po rozpadzie samolotu bądź w wyniku nieostrożności znalazców podczas transportu;
- q) połamanie łopat śmigła w sposób charakterystyczny dla zderzenia z ziemią przy nie obracającym się śmigle;
- r) pęknięcie rękojeści obu drążków sterowych;

- s) dobrą jakość wykonania połączeń elementów struktury (szwów nitowych, połączeń sworzniowych i śrubowych);
- t) brak objawów świadczących o błędach wykonawczych mogących wpłynąć na obniżenie wytrzymałości struktury płatowca.

W trakcie oględzin szczątków samolotu nie stwierdzono zniszczeń ani uszkodzeń innych niż zniszczenia i uszkodzenia doraźne powstałe w sposób gwałtowny w trakcie wypadku bądź powstałych w trakcie przygotowywania wraku do transportu z miejsca wypadku (jak przecięcie linek układu sterowania sterem kierunku) czy lokalne zdeformowanie usterzenia poziomego przez jego znalazców przy próbie załadowania go do samochodu.

Analiza stanu szczątków samolotu oraz charakteru widocznych na nich uszkodzeń, odkształceń i zniszczeń jak również rozmieszczenia punktów upadku szczątków w terenie pozwoliła na dokonanie próby odtworzenia ostatniej, krytycznej fazy jego lotu, połączonej z niszczeniem i rozpadem konstrukcji.

Analiza rozmieszczenia szczątków w terenie i sposobu zniszczenia konstrukcji samolotu daje podstawy do następującej próby odtworzenia przebiegu jego niszczenia podczas lotu:

Po przekroczeniu obciążeń dopuszczalnych i wystąpieniu w strukturze nośnej skrzydeł złożonych naprężeń od zginania, ścinania i skręcania przekraczających wytrzymałość materiału, asymetria opływu samolotu, normalny rozrzut tolerancji właściwości materiałów użytych do budowy samolotu oraz wynikający z niego rozrzut tolerancji wytrzymałości struktury sprawiły, iż przekroczenie wytrzymałości materiału nastąpiło najpierw na prawym skrzydle w pobliżu jego przekroju w rejonie podziału lotka-klapa. Doprowadziło to w efekcie do ukręcenia struktury skrzydła w tym miejscu – ukręcanie miało kierunek powodujący obracanie się zewnętrznej (ukręcanej) części prawego skrzydła noskiem do dołu, a kąt obrotu odrywanego elementu w trakcie tego ukręcania ostatecznie przekroczył 180°. Odrywany element prawego skrzydła nie od razu oddzielił się od samolotu, a zakłócenie symetrii płatowca spowodowało bardzo gwałtowne przechylenie i odchylenie samolotu w prawo (z powodu zmiany układu sił aerodynamicznych oddziaływujących na płatowiec); zapoczątkowało to też wprawienie kadłuba samolotu w ruch autorotacyjny w prawo (przechylenie w prawo) względem jego osi i była to pierwsza faza niszczenia prawego skrzydła. Z niszczonego prawego skrzydła odpadły stopniowo mniejsze fragmenty [G] i [H]. Chwilowe i gwałtowne

zwiększenie oporu aerodynamicznego na ukręcanym prawym skrzydle wywołało jego silne zginanie w płaszczyźnie zbliżonej do płaszczyzny cięciw momentem gnącym to skrzydło do tyłu, czego skutkiem stało się ścięcie trzech śrub mocujących tylny dźwigarek skrzydła do wręgi w kadłubie i zgięcie dźwigara głównego wraz z pozostającymi przy nim uszkodzonymi segmentami kesonu (pokrycia i żeber) ku tyłowi, co z kolei spowodowało szybki spadek oporu aerodynamicznego niszczonego prawego skrzydła i zapoczątkowało gwałtowne odchylenie samolotu w lewo – była to druga faza niszczenia prawego skrzydła. Ten ww. gwałtowny (o charakterze podwójnego szarpnięcia – najpierw przez przechylenie i odchylenie w prawo a natychmiast potem przez odchylenie w lewo) ruch samolotu wywołał wystąpienie sił bezwładności, których oddziaływanie spowodowało:

- uderzenie przez pilota lewym ramieniem i lewą stroną głowy w oszklenie osłony kabiny w wyniku czego nastąpiło zniszczenie lewego oszklenia osłony kabiny oraz co najmniej czasowa utrata lub ograniczenie świadomości u pilota,
- odłamanie lewego skrzydła (ze zbiornikami pełnymi paliwa) [K] w kierunku „do przodu” z jednoczesnym ukręcaniem „na nos”, z jego niemal natychmiastowym odpadnięciem od samolotu (nastąpiło odłamanie dźwigara głównego przy kadłubie oraz oderwanie wzmocnionego zakończenia dźwigarka tylnego, które pozostało w kadłubie wraz z mocującymi je śrubami),
- skręcanie tylnej części kadłuba tuż za bagażnikiem w lewo wskutek oddziaływania momentu skręcającego od mimośrodowo oddziałującej masy usterzenia pionowego (w trakcie przechylania w prawo w pierwszej fazie niszczenia prawego skrzydła),
- skręcanie tylnej części kadłuba bliższej usterzenia w prawo wskutek oddziaływania momentu skręcającego od mimośrodowo oddziałującej masy usterzenia pionowego (w trakcie przechylania w lewo w drugiej fazie niszczenia prawego skrzydła),
- oderwanie usterzenia poziomego z fragmentem tylnej części kadłuba [M] i jednym z popychaczy sterowania od konstrukcji kadłuba oraz rozerwanie steru kierunku [na części B i E] i oderwanie statecznika pionowego [J] w miejscu jego zamocowania, mogło wtedy dojść do znacznych wychyleń steru wysokości poza normalny zakres,
- wprawienie kadłuba samolotu w obrót autorotacyjny w prawo,
- „wciśnięcie” pilota w fotel, znacznie utrudniające opuszczenie kabiny.

Ostateczne oderwanie dużych fragmentów prawego skrzydła nastąpiło na mniejszej wysokości, bliżej miejsca upadku kadłuba – najpierw oddzieliła się ukręcona

zewnątrzną część skrzydła z lotką [D] (która zawisała na jednym z drzew), a potem z odginanego do tyłu dźwigara prawego skrzydła zostało zerwane pokrycie części wewnętrznej (bliżej kadłuba) wraz z żeberkami, zbiornikami paliwa i przynitowanymi do pokrycia półkami ceówki dźwigara - ta część skrzydła [C] upadła najbliżej kadłuba, najprawdopodobniej to po jej odpadnięciu nastąpiła gwałtowna zmiana w ruchu obrotowym kadłuba, powodująca wyrzucenie bądź wypadnięcie pilota z kabiny.

Szczałki odpadające od samolotu były znoszone przez wiatr i spadały na ziemię w rejonie klina ograniczonego dwiema czerwonymi liniami na fotomapie (p. ilustracja [13] powyżej), za wyjątkiem lewego skrzydła [K], którego właściwości aerodynamiczne i masa sprawiły, że miejsce jego upadku znalazło się poza strefą tego klina.

Pomimo długotrwałych poszukiwań na szeroką skalę w terenie i wielu innych starań (ogłoszenia o poszukiwaniach w lokalnych mediach, parafiach i szkołach) przez przeszło 5,5 miesiąca nie udało się odnaleźć brakujących szczątków usterzenia poziomego samolotu [M]. Po 15 maja 2013 r. udało się odnaleźć kompozytową końcówkę jednego z segmentów steru wysokości z niewielkim fragmentem pokrycia, których stan nie wniósł nic nowego do badania zdarzenia. Usterzenie poziome zostało odnalezione w ostatnich dniach września 2013 r., a miejsce jego odnalezienia znajdowało się dokładnie w strefie klina, pokazanego na ilustracji [13]. Czynnikiem utrudniającym poszukiwania było malowanie samolotu na kolor brązowo-szkarłatny, zlewający się z tłem ziemi ornej i poszycia leśnego.

3. WNIOSKI KOŃCOWE

3.1. Ustalenia Komisji

- 1) Dokumenty „Świadectwo oględzin Nr 01 z dn.22.03.2013 r.” oraz „Protokół oględzin po zakończonej budowie w celu dopuszczenia do prób w locie samolotu Dedal KB SP-SWKB nr fabr. KB-02/2013 z silnikiem Jabiru Aircraft 3300A nr fabr. 33A1413 i śmigłem Woodcomp SR 200J nr fabr. SR 200J/3/1630/R/T/J/1957 zgłoszonego w kategorii ULTRALEKKI Podkategorii U2” w swym tytule podają inny numer fabryczny śmigła, niż podawany w „Protokole ważenia samolotu” (19579/07) oraz inny numer fabryczny samolotu, niż podawany w „Protokole stabilizacji wychyleń sterów samolotu” z dn. 15 stycznia 2013 r. (02/2012) i „Protokole niwelacji samolotu” z dn. 15 stycznia 2013 r. (02/2012). Stan ten zdaniem Komisji można uznać za usterkę dokumentacyjną nie mającą wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzenia.

- 2) Dokument „Protokół niwelacji samolotu” z dnia 15 stycznia 2013 r. zawiera szkic samolotu i tabelkę danych pomiarowych, sugerujące, iż pomiary wszystkich wartości odbywają się wyłącznie po lewej stronie samolotu (nie przewidując tym samym wykrycia i sprawdzenia możliwego występowania asymetrii płatownca), nie podaje ponadto dopuszczalnych tolerancji sprawdzanych pomiarami wartości. Szczegóły praktycznego dokonywania niwelacji, zawarte w Instrukcji Obsługi Technicznej samolotu podają jednakże prawidłowe czynności do wykonania po obu stronach samolotu, dlatego opisany tu stan zdaniem Komisji można uznać za usterkę dokumentacyjną nie mającą wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzenia.
- 3) Dokument „Protokół stabilizacji wychyleń sterów samolotu” z dnia 15 stycznia 2013 r. nie podaje dopuszczalnych tolerancji sprawdzanych pomiarami wartości wychyleń powierzchni sterowych (a przy tym niektóre uzyskane wyniki pomiarów odbiegają od założonych wartości w większym stopniu, niż przeciętnie spotykane w innych samolotach ultralekkich).
- 4) Dokument „Protokół ważenia samolotu” z dnia 20.III.2013 r. zawiera błąd, czyniący go całkowicie bezwartościowym (nawet przyjmując jako prawidłową podaną w nim masę samolotu pustego z paliwem na 30 minut lotu 300,6 kg, co stanowi wartość identyczną jak dla samolotu prototypowego SP-SZKB), polegający na nieprawidłowym sformułowaniu wzoru na określenie ramienia środka ciężkości X_{sc} , w związku z czym otrzymywane wyniki mają wartość ujemną.
- 5) Samolot SP-SWKB był w stosunku do pierwszego latającego egzemplarza typu Dedal-KB (SP-SZKB) zmodyfikowany w następujący sposób:
 - a) zastosowano mocniejszy silnik Jabiru 3300A (120 KM) ze śmigłem Woodcomp w miejsce silnika Subaru (100 KM) ze śmigłem Peszke,
 - b) osłonę kabiny otwieraną na zawiasach w górę ku przodowi zastąpiono zamykaną trzema zamkami osłoną odsuwaną do tyłu na trzech rolkach i zastosowano oddzielny wiatrochron,
 - c) zastosowano zawieszania lotek i klap na zawiasach ciągłych („szarnirowych”) z osią obrotu na dolnym obrysie profilu płata w miejsce ułożyskowanych zawiesznień 3-punktowych z osiami obrotu poniżej profilu płata,
 - d) zastosowano zawieszenie czteropodporowe steru wysokości w miejsce zawiasów ciągłych („szarnirowych”),

- e) zrezygnowano z wyważenia masowego lotek,
- f) zastosowano zmodyfikowane wyposażenie, wprowadzając elektroniczny układ prezentacji danych lotu (EFIS MGL Stratomaster Odyssey), podłączony do układu ciśnienia .

W opinii zespołu badawczego modyfikacje opisane powyżej w p-ktach c) i e) nie pogorszyły właściwości flatterowych samolotu.

- 6) Lotki i stery samolotu nie były wyposażone w wyważenia masowe.
- 7) Samolot został dopuszczony przez ULC do wykonania na nim lotów próbnych kontrolnych od dnia 22 marca 2013 r. do czasu zakończenia tych lotów (okres ważności takiego dopuszczenia wynosi 3 miesiące).
- 8) Sposób przechowywania samolotu od chwili dopuszczenia go do lotów próbnych kontrolnych (tj. od dnia 22 marca 2013 r.) do chwili podjęcia tych lotów (tj. do dnia 13 kwietnia 2013 r.) nie wykluczał nieuprawnionego dostępu do niego osób niepowołanych.
- 9) Na samolocie SP-SWKB w dniu 11 kwietnia 2013 r. (tj. na dwa dni przed lotem zakończonym wypadkiem) wykonane zostały dwa loty przez osobę do tego nie uprawnioną.
- 10) Komisji nie udało się ustalić, czy inspektorzy ULC nadzorujący budowę samolotu Dedal-KB SP-SWKB byli informowani o wszystkich modyfikacjach w nim wprowadzonych w stosunku do dwóch wcześniej zbudowanych egzemplarzy (tj. SP-SZKB i SP-SBKZ).
- 11) Samolot był ubezpieczony (OC).
- 12) Pozwolenie radiowe na użytkowanie radiostacji i transpondera wydane przez Urząd Komunikacji Elektronicznej było ważne do 26.02.2023 r.
- 13) Przy założeniu masy samolotu pustego z zapasem paliwa na 30 minut lotu równej 300,6 kg (jak podano w „Protokole ważenia samolotu” z dnia 20.III.2013 r.), maksymalna masa startowa samolotu 450 kg została minimalnie przekroczone względem wymagań podanych w jego Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie (o ok. 13 kg, tj. o ok. 2,9%), jednak zdaniem Komisji nie miało to znaczącego wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzenia, ponieważ zużycie paliwa podczas wznoszenia przed rozpoczęciem rozpędzania musiało masę samolotu w locie zredukować przynajmniej o ok. 6-8 kg, tzn. masa samolotu w chwili

- rozpoczęcia rozpędzania mogła przekraczać wymagane ograniczenie 450 kg nie więcej niż o ok. 5-7 kg (tj. o ok. 1,1-1,6%).
- 14) Wyważenie samolotu w ocenie Komisji odpowiadało pośredniemu położeniu środka ciężkości między skrajnym przednim a skrajnym tylnym, co odpowiadało wymogom podawanym w Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie dla każdego z wcześniejszych egzemplarzy samolotu Dedal-KB.
 - 15) Pomimo poważnej modyfikacji układu pomiaru prędkości (wprowadzenie EFIS MGL Stratomaster Odyssey) nie została przeprowadzona jego kalibracja (określenie poprawek prędkości), jak to przewidywał i jak tego wymagał „Program Prób na Ziemi i w Locie samolotu DEDAL-KB nr fabr. KB-02/2012 znaki rozp. SP-SWKB”.
 - 16) Istnieją przesłanki do stwierdzenia, iż wartości wskazywane przez prędkościomierz ciśnieniowy Winter W38094 w tablicy przyrządów mogły być zaniżone o ok. 10 km/h w stosunku do wartości osiągniętej rzeczywistej prędkości samolotu względem powietrza.
 - 17) Istniała różnica w podawanych wartościach prędkości nigdy nie przekraczalnej V_{NE} – na wskaźniku prędkościomierza barometrycznego Winter W38094 w tablicy przyrządów samolotu wartość ta wynosiła 223 km/h (czerwona kreska na skali przyrządu), w Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie 223 km/h [IAS], a na tabliczce ograniczeń w kabinie samolotu 232 km/h; różnicę tę zdaniem zespołu badawczego można uznać za błąd drukarski bez wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzenia.
 - 18) Pilot przed startem włączył i zaprogramował EFIS MGL Stratomaster Odyssey, lecz nie włożył do niego zewnętrznej karty pamięci SD, której nie otrzymał i której użycie nie było konieczne do wykonywania prób.
 - 19) Zespół napędowy samolotu pracował do chwili ustania dopływu paliwa wskutek rozpadnięcia się samolotu i wyczerpania jego zawartości w przewodach instalacji i gaźniku.
 - 20) W chwili zderzenia z ziemią silnik samolotu nie pracował, a śmigło nie obracało się, o czym świadczy charakter zniszczeń łopat śmigła.
 - 21) Zawór główny instalacji paliwowej był w chwili zdarzenia ustawiony na LEWY zbiornik.

- 22) Pilot posiadał wszelkie uprawnienia, kwalifikacje i doświadczenie do wykonania lotów próbnych kontrolnych.
- 23) Pilot z racji wykonywanej pracy zawodowej systematycznie odbywał loty na samolotach komunikacyjnych pełniąc funkcję dowódcy załogi.
- 24) Pilot już wcześniej przeprowadzał loty próbne kontrolne na innych egzemplarzach samolotu Dedal-KB.
- 25) Samolot Dedal-KB SP-SWKB nie był wyposażony w spadochronowy system ratunkowy.
- 26) Pilot, wyposażony we własny spadochron ratowniczy, nie opuścił kabiny, lecz wypadł z niej na niewielkiej wysokości, nie dającej możliwości skutecznego użycia spadochronu (dokumentacja tego spadochronu określa tę wysokość minimalną na 90 m).
- 27) Pilot po wypadnięciu z kabiny nie podjął próby otwarcia spadochronu ratowniczego.
- 28) Spadochron ratowniczy pilota był technicznie sprawny i nie znaleziono żadnych usterek uniemożliwiających jego otwarcie.
- 29) Ważność ułożenia spadochronu ratowniczego upłynęła dnia 05.01.2013 r.
- 30) Pilot w krytycznym locie nie użył hełmu ochronnego.
- 31) Zamek odsuwanej osłony kabiny nie był odblokowany, lecz jej lewa szyba została wybita, a pasy bezpieczeństwa pilota były rozpięte, co może świadczyć o podjęciu przez pilota czynności ratowniczych.
- 32) Pilot samolotu nawiązywał podczas lotu łączność z miejscem startu i sektorem FIS Warszawa, nie sygnalizując przez radiostację pokładową jakichkolwiek problemów pilotażowych, technicznych ani zdrowotnych.
- 33) Pilot wykonując czynności lotnicze w dniu wypadku nie był pod działaniem alkoholu etylowego ani środków odurzających działających podobnie do alkoholu oraz był wystarczająco wypoczęty.
- 34) Pilot miał ważne badania lotniczo-lekarskie klasy 1 (CPL, ATPL) i 2 (PPL) z wpisem ograniczenia VNL.
- 35) Sekcja zwłok pilota nie wykazała zmian zdrowotnych, które mogłyby mieć wpływ na zaistnienie i przebieg zdarzenia.

- 36) Warunki atmosferyczne podczas lotu były dobre i pozwalały na wykonywanie lotów próbnych kontrolnych.
- 37) Warunki atmosferyczne nie miały wpływu na zaistnienie zdarzenia i tylko minimalny wpływ na jego przebieg.
- 38) Na ok. 32 sekundy przed początkiem rozpadania się samolotu pilot, znajdując się na wysokości ok. 2650 m i lecąc z kursem ok. 207°, podjął jego rozpędzanie w lekkim zniżaniu pod kątem ok. 12°, uzyskując pod koniec rozpędzania wysokość ok. 2400-2450 m (przy wietrze na tej wysokości ok. 10-12 m/s wiejącym z zachodu, z kierunku 265-270°) i wynikającą z tego rzeczywistą maksymalną prędkość względem powietrza w zakresie ok. 230 do 234 km/h, przekraczającą o ok. 7-11 km/h prędkość dopuszczalną V_{NE} – widoczna się tu staje korelacja między brakiem kalibracji układu pomiaru prędkości, a stwierdzeniem zaniżania wskazań prędkości (p. pkt 2i powyżej).
- 39) Struktura samolotu przeniosła naprężenia będące skutkiem obciążeń aerodynamicznych wynikających z osiągnięcia rzeczywistej prędkości lotu przekraczające V_{NE} w trakcie rozpędzania, a jej niszczenie zostało zapoczątkowane przez skutki dociążenia dopiero w trakcie wyprowadzania samolotu ze zniżania.
- 40) Kierunek lotu samolotu podczas rozpędzania w stosunku do kierunku wiatru powodował asymetrię opływu, prowadzącą do zwiększenia oddziaływań aerodynamicznych na prawym skrzydle.
- 41) Nie udało się stwierdzić, czy Tymczasowa Instrukcja Użytkowania w Locie znajdowała się na pokładzie samolotu podczas lotu zakończonego wypadkiem – instrukcji tej nie odnaleziono w szczątkach samolotu.
- 42) Nie udało się stwierdzić, czy w Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie, którą powinien dysponować podczas lotu pilot, znajdowały się odpowiednie wpisy ograniczeń eksploatacyjnych, jakie powinny być w niej wprowadzone na czas prób samolotu (w tym ograniczenia prędkości).
- 43) Nie udało się stwierdzić, czy pilot dysponował jakimikolwiek poprawkami wartości wskazań prędkości lotu i jakie było ich pochodzenie.
- 44) Stwierdzono, że na końcówce lewego skrzydła zamontowana była zielona lampka pozycyjna (zamiast czerwonej), usytuowana nieprawidłowo w stosunku do płaszczyzny symetrii samolotu – sposób zamontowania lampki taki, jak to

wykonano musiał spowodować nieprawidłowe usytuowanie sektorów jej widoczności.

- 45) Stwierdzono, że akumulator instalacji elektrycznej w samolocie SP-SWKB znajdował się za oparciem lewego fotela (z dostępem przez wziernik w oparciu tego fotela), jednak jego położenie nie było zaznaczone ani opisane na płatowcu. Stanowi to tylko częściową realizację zalecenia wydanego przez PKBWL po wypadku pierwszego prototypu samolotu Dedal-KB SP-SZKB odnośnie dostępu do akumulatora i oznakowania jego umiejscowienia (patrz raport końcowy z badania zdarzenia lotniczego 930/10).
- 46) Nie udało się odnaleźć żadnych notatek ani zapisków poczynionych przez pilota w trakcie przygotowania do lotu jak i w trakcie trwania lotu.
- 47) Komisji nie udało się ustalić, czy wyprowadzenie ze zniżania i sposób jego wykonania były całkowicie zamierzonym działaniem pilota czy też wymuszoną reakcją na stan lotu, w jakim znalazł się samolot pod koniec rozpędzania.

3.2. Przyczyna wypadku

Najbardziej prawdopodobną przyczyną wypadku było osiągnięcie w trakcie rozpędzania w zniżaniu rzeczywistej prędkości lotu przekraczającej prędkość V_{NE} , co w połączeniu z manewrem wyprowadzania ze zniżania doprowadziło do powstania obciążeń aerodynamicznych przekraczających wytrzymałość struktury samolotu, powodując jego zniszczenie podczas lotu.

Okolicznościami sprzyjającymi zaistnieniu wypadku były:

- **brak kalibracji układu pomiaru prędkości samolotu przed podjęciem jego prób w locie,**
- **wykonywanie prób samolotu w locie w sposób niezgodny z zasadami bezpieczeństwa określonymi w ich programie.**

Okolicznością sprzyjającą poniesieniu śmierci przez pilota było nie użycie przez niego hełmu ochronnego.

4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

Urząd Lotnictwa Cywilnego: Wprowadzić obowiązek stosowania hełmów ochronnych przez pilotów doświadczalnych podczas wykonywania prób w locie.

5. ZAŁĄCZNIKI

1. Album ilustracji

KONIEC

Kierujący zespołem badawczym		Członkowie zespołu badawczego	
Tomasz Makowski	<i>podpis na oryginale</i>	Bogdan Fydrych	14.11.2016 zakończył pracę w PKBWL
		Tomasz Kuchciński	14.11.2016 zakończył pracę w PKBWL
		Edward Łojek	14.11.2016 zakończył pracę w PKBWL
		Ryszard Rutkowski	<i>podpis na oryginale</i>