



*Państwowa Komisja  
Badania Wypadków Lotniczych*

Warszawa 10 kwietnia 2014 r.

**Oświadczenie Tymczasowe  
Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych  
dotyczące badania wypadku lotniczego  
nr 440/13**

Działając zgodnie z Artykułem 16 pkt 7 **Rozporządzenia Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) Nr 996/2010 z dnia 20 października 2010 r. w sprawie badania wypadków i incydentów w lotnictwie cywilnym oraz zapobiegania im oraz uchylające dyrektywę 94/56/WE (Dz. U. UE. L. 2010.295.25)** oraz stosując się do zasad opisanych w Załączniku nr 13 do Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym podpisanej w dniu 7 grudnia 1944 r. w Chicago, PKBWL przedstawia informację o postępach w badaniu wypadku samolotu ultralekkiego Dedal-KB o znakach rozpoznawczych SP-SWKB z dnia 13 kwietnia 2013 roku (nr 440/13).

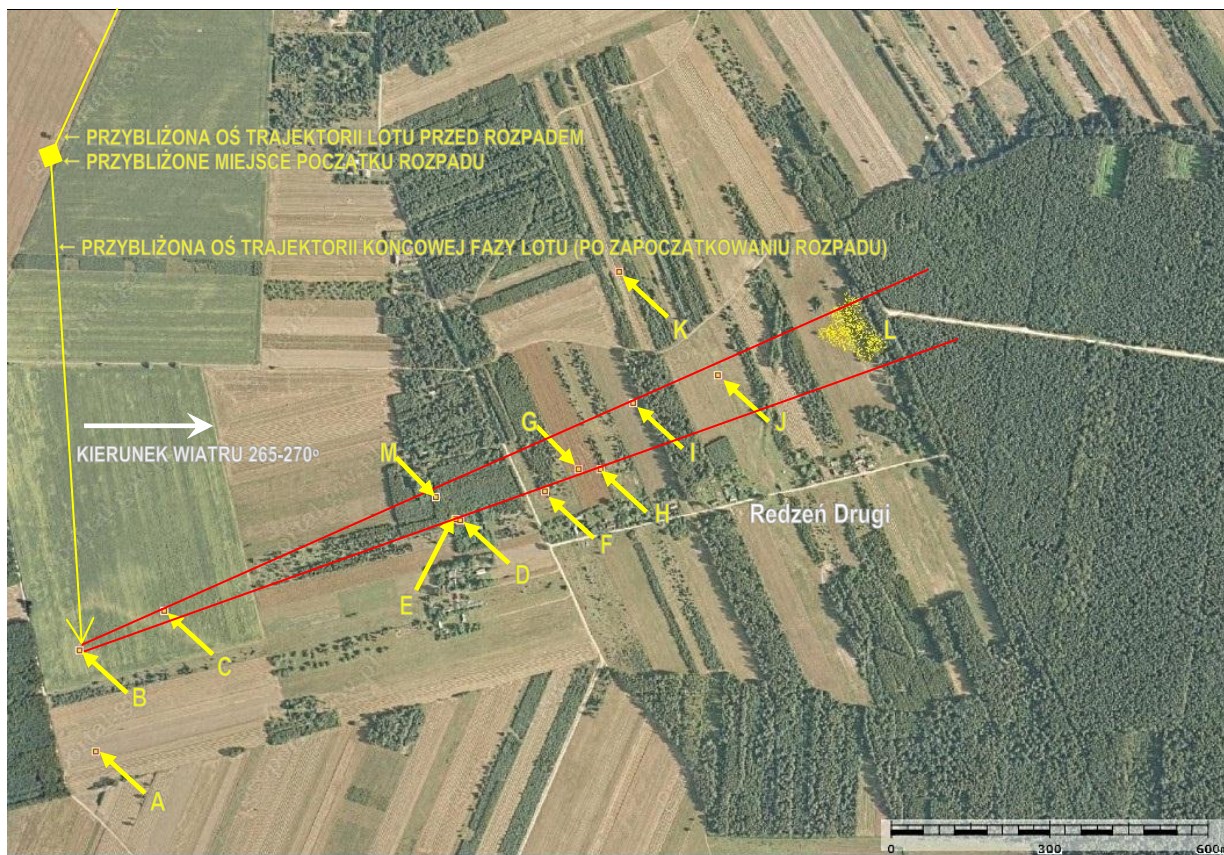
Badanie zdarzenia prowadzi zespół badawczy PKBWL w składzie:

inż. Tomasz Makowski	- kierujący zespołem,
mgr inż. pil. Bogdan Fydrych	- członek zespołu,
mgr inż. Tomasz Kuchciński	- członek zespołu,
mgr inż. Piotr Lipiec	- członek zespołu,
mgr inż. Edward Łojek	- członek zespołu,
mgr inż. inst. pil. Ryszard Rutkowski	- członek zespołu,
dr inż. Stanisław Żurkowski	- członek zespołu,
inż. pil. Marek Masalski	- ekspert PKBWL,
mgr Jarosław Ołędzki	- ekspert PKBWL.

**W trakcie dotychczasowych badań wypadku i jego okoliczności zespół badawczy PKBWL stwierdził, co następuje:**

Dnia 13 kwietnia 2013 r. o godz. 09:10 (wszystkie czasy wg UTC; czas UTC = czas LMT – 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 kontrolnego według zatwierdzonego przez Urząd Lotnictwa Cywilnego „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 3000FH). Po wykołowaniu, tuż przed podjęciem startu, pilot zajmował się ustawieniem (programowaniem) przyrządu 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 próbnego naboru wysokości do FL 090. Informator FIS przydzielił mu indywidualny kod transpondera 7457 i była to ostatnia łączność nawiązana z tym samolotem. O godz. 09:34:23 sygnał transpondera samolotu został odebrany przez radar FIS we Wrocławiu, o 09:35:07 przez radar FIS w Katowicach, a o 09:39:20 samolot stał się widoczny na ekranie radaru kontroli obszaru FIS Warszawa. O godz. 09:43:24, kiedy samolot leciał z kursem  $293^{\circ}$  jeszcze przed zmianą kursu na  $207^{\circ}$  i rozpoczęciem zniżania, na ekranie radaru kontroli obszaru 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. Po osiągnięciu FL087-088 pilot wprowadził samolot na kurs  $207^{\circ}$  i rozpoczął jego rozpędzanie w lekkim zniżaniu. Po ok. 32 sekundach od początku rozpędzania, o godz. 09:44:40, w ok. 35-tej minucie lotu zapoczątkowane zostało rozpadanie się samolotu w powietrzu i zauważalna stała się gwałtowna zmiana kursu o  $30^{\circ}$  w lewo. Ostatnie sygnały transpondera samolotu zostały zarejestrowane odpowiednio o godz. 09:45:28 przez radar FIS Wrocław i o godz. 09:45:08 przez radar FIS Katowice. 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 skutek 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. Zostało stwierdzone, że spadochron ratowniczy pilota był technicznie sprawny i nie znaleziono żadnych usterek uniemożliwiających jego otwarcie. O godz. 10:20 UTC sektor FIS WA został poinformowany telefonicznie przez „Ratownictwo” o katastrofie samolotu w okolicach Sieradza. Kontroler FIS Warszawa o godz. 09:56 ponowił próby nawiązania łączności z samolotem SP-SWKB – bez skutku. 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.



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

- A – miejsce upadku pilota
- B – przednia część kadłuba
- 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 dotychczas wykonanych badań:**

- 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 płatowcem 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.

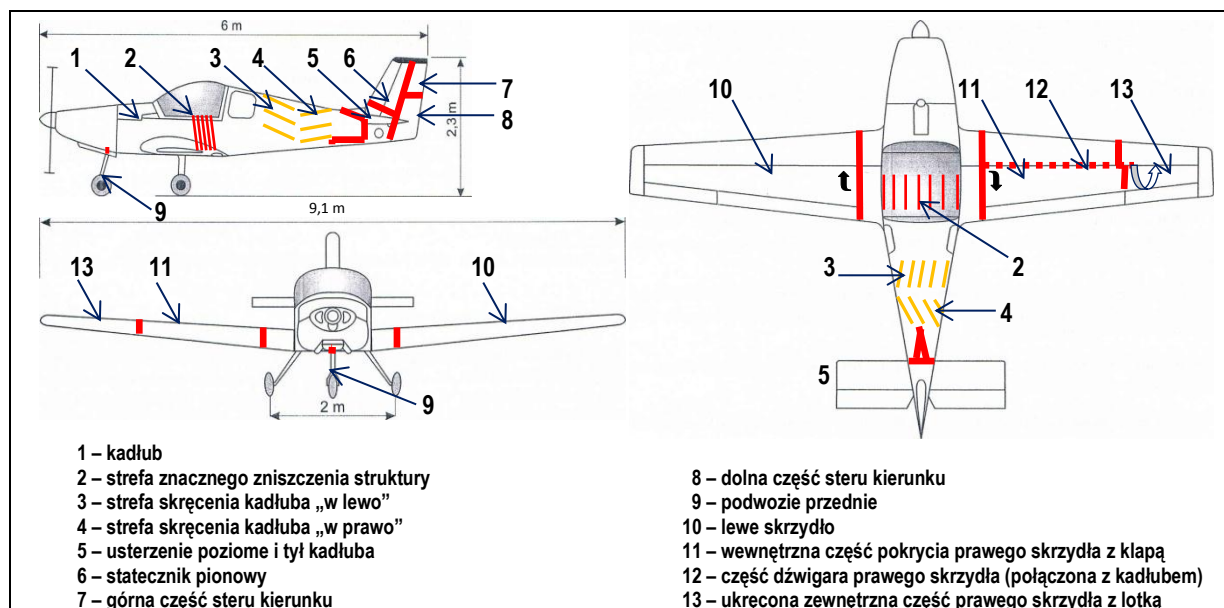
- Sprawdzono stan systemu ciśnieniowego pomiaru prędkości lotu na okoliczność ewentualnych błędów montażowych, usterek, zanieczyszczeń i nieszczelności. Ze względu na znaczne uszkodzenia i zniszczenia połączeń systemu wskutek wypadku w pełni miarodajna analiza jego stanu nie była możliwa.
- Nie stwierdzono 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).
- Sprawdzono stan spadochronu ratowniczego pilota, nie stwierdzając żadnych fizycznych usterek uniemożliwiających jego otwarcie.
- Przeanalizowano otrzymaną dokumentację samolotu i dokumentację jego budowy, przedstawioną ULC podczas dopuszczania samolotu do lotu.
- Pozyskano, dla celów porównawczych, programy prób w locie i wyniki prób w locie wcześniejszych egzemplarzy samolotów Dedal-KB.
- Sprawdzono 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.
- 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.
- 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.
- Na podstawie danych z radaru i ekspertyzy meteorologicznej określono zmiany trajektorii, wysokości i prędkości samolotu w końcowej fazie lotu przed wypadkiem.
- Na podstawie usytuowania szczątków samolotu w terenie oraz ich stwierdzonych uszkodzeń ustalono najbardziej prawdopodobny przebieg jego niszczenia.
- 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.

Oględziny 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 układu pomiaru prędkości (możliwe do stwierdzenia objawy niedrożności i nieszczelności). Ostatnie oględziny odbyły się po odnalezieniu usterzenia poziomego samolotu.

**Podczas tych 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);
- normalne zablokowanie zamka odsuwanej osłony kabiny w położeniu „zamknięty”;
- brak możliwości niewątpliwego potwierdzenia bądź wyeliminowania objawów niedrożności lub nieszczelności układu pomiaru prędkości (wskutek zniszczenia połączeń przewodów układu pomiaru prędkości i jego lokalne zanieczyszczenie w trakcie wypadku);
- uszkodzenia „fartuszków” po obu stronach szczeliny ster-statecznik 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 w wyniku oddziaływania sił aerodynamicznych inicjujących rozpad samolotu (w tym wskutek flatteru), w trakcie rozpadu samolotu, w trakcie swobodnego spadania usterzenia po rozpadzie samolotu bądź w wyniku nieostrożności znalazców;
- dobrą jakość wykonania połączeń elementów struktury (szwów nitowych, połączeń sworzniowych i śrubowych);
- 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 bądź powstałe 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 do samochodu.



**Schemat zniszczeń i skutków rozpadu samolotu na podstawowe elementy. Czerwonym kolorem zaznaczono linie podziału, pomarańczowym – odkształcenia świadczące o skręcaniu kadłuba. Zaznaczono kierunki odlamywania skrzydeł (lewego – do przodu, prawego – do tyłu) oraz kierunek ukreślenia końcowej części prawego skrzydła (do przodu).**

**Ustalenia poczynione przez zespół badawczy PKBWL po przeprowadzonych dotychczas badaniach i analizach są następujące:**

- 1) Dokumenty „Świadcstwo 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 następujące błędy, czyniące go całkowicie bezwartościowym (nawet przyjmując jako prawidłową podaną w nim masę samolotu pustego 300,6 kg, co stanowi wartość identyczną jak dla samolotu prototypowego SP-SZKB):
  - a) nieprawidłowy wzór na określenie ramienia środka ciężkości  $X_{sc}$ ,
  - b) nieuwzględnienie w podanych danych do obliczeń masy paliwa i masy bagażu.
- 5) Samolot Dedal-KB SP-SWKB był w stosunku do pierwszego latającego egzemplarza typu Dedal-KB (SP-SZKB) zmodyfikowany w następujący sposób:
  - a) zastosowano silnik Jabiru 3300A (120 KM) w miejsce silnika Subaru (100 KM)
  - b) osłonę kabiny otwieraną na zawiasach w górę ku przodowi zastąpiono osłoną odsuwaną do tyłu na trzech rolkach i zastosowano oddzielny wiatrochron,
  - c) zastosowano zawieszania lotek i klap na zawiasach ciągłych („szarniowych”) z osią obrotu na dolnym obrysie profilu płata w miejsce ułożyskowanych zawiesznień 3-punktowych z osiami obrotu poniżej profilu płata.

Zdaniem zespołu badawczego modyfikacje opisane powyżej w p-kcie c) nie pogorszyły właściwości flatterowych samolotu.
- 6) 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).
- 7) Samolot był ubezpieczony (OC).
- 8) Pozwolenie radiowe na użytkowanie radiostacji i transpondera wydane przez Urząd Komunikacji Elektronicznej było ważne do 26.02.2023 r.
- 9) Masa startowa samolotu została minimalnie przekroczona 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 tylko o ok. 5-7 kg (tj. o ok. 1,1-1,6%).
- 10) Wyważenie samolotu w ocenie Komisji odpowiadało pośredniemu położeniu środka ciężkości między skrajnym przednim a skrajnym tylnym i odpowiadało wymogom podanym w jego Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie.

- 11) Nie została przeprowadzona kalibracja układu pomiaru prędkości samolotu (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”.
- 12) Istnieją przesłanki do stwierdzenia, iż wartości wskazywane przez prędkościomierz ciśnieniowy Winter W38094 w tablicy przyrządów były zaniżone o ok. 10 km/h w stosunku do wartości rzeczywistej prędkości samolotu względem powietrza.
- 13) Istniała różnica w podawanych wartościach prędkości nigdy nie przekraczałnej  $V_{NE}$  – na wskaźniku prędkościomierza ciśnieniowego 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.
- 14) Pilot przed startem włączył i zaprogramował przyrząd elektroniczny MGL Stratomaster Odyssey, lecz nie włożył do niego zewnętrznej karty pamięci SD, której nie otrzymał i która nie była konieczna do wykonywania prób.
- 15) Zespół napędowy samolotu pracował do chwili ustania dopływu paliwa wskutek rozpadnięcia się samolotu i wyczerpania jego zawartości w przewodach instalacji i gaźniku.
- 16) Zawór główny instalacji paliwowej był w chwili zdarzenia ustawiony na LEWY zbiornik.
- 17) Pilot posiadał wszelkie uprawnienia, kwalifikacje i doświadczenie do wykonania lotów próbnych.
- 18) Pilot z racji wykonywanej pracy zawodowej systematycznie odbywał loty na samolotach komunikacyjnych.
- 19) Pilot już wcześniej przeprowadzał loty próbne na innych egzemplarzach samolotu Dedal-KB.
- 20) Samolot Dedal-KB SP-SWKB nie był wyposażony w spadochronowy system ratunkowy.
- 21) 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).
- 22) Pilot po wypadnięciu z kabiny nie podjął próby otwarcia spadochronu ratowniczego.
- 23) Spadochron ratowniczy pilota był technicznie sprawny i nie znaleziono żadnych usterek uniemożliwiających jego otwarcie.
- 24) Ważność ułożenia spadochronu ratowniczego upłynęła dnia 05.01.2013 r.
- 25) Zamek odsuwanej osłony kabiny nie był odblokowany, lecz jej lewa szyba została wybita, a pasy pilota były rozpięte, co może świadczyć o podjęciu przez pilota czynności ratowniczych.



- 26) Pilot samolotu nawiązywał podczas lotu łączność z miejscem startu i sektorem FIS Warszawa, nie sygnalizując przez radiostację pokładową jakichkolwiek problemów pilotażowych, technicznych ani zdrowotnych.
- 27) Pilot wykonując czynności lotnicze w dniu wypadku nie był pod działaniem alkoholu etylowego ani środków odurzających działających podobnie do alkoholu oraz był wystarczająco wypoczęty.
- 28) Pilot miał ważne badania lotniczo-lekarskie klasy 1 (CPL, ATPL) i 2 (PPL) z wpisem ograniczenia VNL.
- 29) Sekcja zwłok pilota nie wykazała zmian zdrowotnych, które mogłyby mieć wpływ na zaistnienie i przebieg zdarzenia.
- 30) Warunki pogodowe podczas lotu były dobre i pozwalały na wykonywanie lotów próbnych.
- 31) Na ok. 32 sekundy przed początkiem rozpadania się samolotu pilot, znajdując się na wysokości ok. 2650 m i lecąc z kursem ok.  $207^\circ$  podjął jego rozpędzanie w lekkim zniżaniu pod kątem ok.  $12^\circ$ , uzyskując pod koniec rozpędzania wysokość ok. 2400 m (przy wietrze na tej wysokości ok. 10-12 m/s wiejącym z zachodu, z kierunku  $265-270^\circ$ ) i wynikającą z tego rzeczywistą maksymalną prędkość względem powietrza w zakresie ok. 244 do 250 km/h, co spowodowało zbliżenie się do krytycznej prędkości flatteru  $V_{DF}=256$  km/h (IAS) (określonej dla niemal identycznego wcześniejszego egzemplarza samolotu Dedal-KB SP-SBKZ).
- 32) Struktura samolotu przeniosła naprężenia będące skutkiem obciążeń aerodynamicznych wynikających z osiągnięcia rzeczywistej prędkości lotu w zakresie  $V_{max}\approx 244$  do 250 km/h (prędkość krytyczna flatteru  $V_{DF}=256$  km/h IAS jest nieco powyżej tego zakresu) w trakcie rozpędzania, a jej niszczenie zostało zapoczątkowane przez skutki dociężenia w trakcie wyprowadzania samolotu ze zniżania.
- 33) Nie można wykluczyć wystąpienia zjawiska flatteru w końcowej fazie rozpędzania.
- 34) Nie udało się stwierdzić, czy Tymczasowa Instrukcja Użytkowania w Locie znajdowała się na pokładzie samolotu podczas lotu zakończonym wypadkiem – instrukcji tej nie odnaleziono w szczątkach samolotu.
- 35) Nie udało się stwierdzić, czy pilot dysponował jakimikolwiek poprawkami wartości wskazań prędkości lotu i jakie było ich pochodzenie.
- 36) 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 powodowałby nieprawidłowe usytuowanie sektorów jej widoczności.
- 37) Stwierdzono, że akumulator instalacji elektrycznej w samolocie SP-SWKB znajdował się za oparciem lewego fotela (z dostępem przez wziernik w oparciu), 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.

- 38) Nie udało się odnaleźć żadnych notatek ani zapisków poczynionych przez pilota w trakcie trwania lotu.
- 39) Komisji nie udało się ustalić powodów, dla których pilot zdecydował się na rozpędzenie samolotu do prędkości bliskiej  $V_{DF}$  w istniejących okolicznościach, dlatego podjął próbę z rozwijaniem wysokiej prędkości już w pierwszym locie próbnym bez uprzedniego skalibrowania systemu pomiaru prędkości oraz dlatego nie realizował takiej próby etapami, jak to przewidywał opracowany przez niego samego i zatwierdzony przez ULC „Program Prób na Ziemi i w Locie samolotu DEDAL-KB nr fabr. KB-02/2012 znaki rozp. SP-SWKB”.
- 40) Komisji nie udało się ustalić, czy wyprowadzenie ze zniżania i sposób jego wykonania były zamierzonym działaniem pilota czy też wymuszoną reakcją na stan lotu, w jakim znalazł się samolot pod koniec rozpędzania.

Na dzień publikacji niniejszego Oświadczenia Tymczasowego wszystkie badania prowadzone przez zespół badawczy zostały zakończone, a obecnie trwają prace polegające na podsumowaniu oraz weryfikacji przeprowadzonych analiz i wyników wszystkich badań, które posłużą do ostatecznego sformułowania wniosków końcowych i określenia przyczyny zdarzenia oraz okoliczności sprzyjających. Zespół badawczy kończy prace nad treścią raportu końcowego.

Na dzień publikacji niniejszego Oświadczenia Tymczasowego zespół badawczy nie sformułował żadnych zaleceń w zakresie bezpieczeństwa lotniczego.

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych pragnie złożyć podziękowania wszystkim osobom, które udzieliły jej pomocy w badaniu zdarzenia.

*Zgodnie z Artykułem 17 pkt 3 Rozporządzenia Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) Nr 996/2010 zalecenia dotyczące bezpieczeństwa w żadnym wypadku nie stanowią domniemania winy lub odpowiedzialności za wypadek, poważny incydent lub incydent.*

**Kierujący zespołem**

Tomasz Makowski

*podpis na oryginale*