

Warszawa, dnia 20 lutego 2017 r.

Poz. 231

**KOMUNIKAT NR 223
PREZESA URZĘDU LOTNICTWA CYWILNEGO**

z dnia 20 lutego 2017 r.

w sprawie zdarzenia lotniczego nr 440/2013

Na podstawie § 31 ust. 2 rozporządzenia Ministra Transportu z dnia 18 stycznia 2007 r. w sprawie wypadków i incydentów lotniczych (Dz. U. Nr 35, poz. 225) w związku z zarządzeniem nr 14 Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego z dnia 14 grudnia 2006 r. w sprawie wprowadzenia klasyfikacji grup przyczynowych zdarzeń lotniczych (Dz. Urz. ULC Nr 10, poz. 43) ogłasza się, co następuje:

1. **Wypadek lotniczy**, który wydarzył się w dniu 13 kwietnia 2013 r. na samolocie ultralekkim Dedal-KB, klasyfikuję do kategorii:

"Czynnik ludzki"
w grupie przyczynowej: "H4 – Błędy proceduralne"
oraz
"Czynnik techniczny"
w grupie przyczynowej: "T5 – Uszkodzenie konstrukcji".

2. Opis okoliczności wypadku lotniczego:

Skrócony opis zdarzenia powstał na podstawie raportu końcowego przesłanego przez Państwową Komisję Badania Wypadków Lotniczych, zwaną dalej „PKBWL”, do Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego, zwanego dalej „Prezesem ULC”.

Dnia 13 kwietnia 2013 r. pilot zawodowy doświadczalny na nowo zbudowanym samolocie ultralekkim Dedal-KB, znaki rozpoznawcze SP-SWKB, wystartował z prywatnego lądowiska w celu wykonania lotu próbnego. Po starcie nawiązał łączność radiową 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, w ok. 35-tej minucie lotu nastąpiło rozpadnięcie się samolotu w powietrzu. Szczątki samolotu i ciało pilota spadły na pola uprawne i tereny leśne.

Dowódca statku powietrznego, pilot liniowy zawodowy z uprawnieniami pilota doświadczalnego, mężczyzna lat 50, posiadał ważną licencję ATPL(A) z uprawnieniami SEP(L). FI, TPR2, TR ATR42/72 i TR DHC8 oraz ważną licencję PL(G) z uprawnieniami FI i TPR1, obie wydane przez Urząd Lotnictwa Cywilnego, zwany dalej „ULC”. Posiadał również ważne świadectwo medyczne, wydane przez autoryzowanego lekarza orzecznika ULC. 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 PKBWL wskazują, że był to pilot o bardzo wysokich kwalifikacjach i wielkim doświadczeniu.

Pilot przed lotem był wypoczęty i nie zgłaszał jakichkolwiek dolegliwości. Pilot wykonywał już loty próbne na wcześniejszych egzemplarzach samolotu typu Dedal-KB.

Informacje meteorologiczne:

Lot odbywał się w warunkach VMC, przy oświetleniu dziennym.

Dane meteorologiczne obejmują czas lotu i wypadku, pochodzące z dwóch najbliższych lotnisk komunikacyjnych:

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.

Na podstawie powyższych informacji oraz bieżącej obserwacji pogody PKBWL stwierdziła, że warunki atmosferyczne nie miały wpływu na zaistnienie zdarzenia, natomiast miały minimalny wpływ na sam przebieg.

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 265 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 zamka 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, niestabilizowanych 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.

Zdaniem PKBWL 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.

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.

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

W takim stanie lotu (biorąc pod uwagę osiągnięte przy tej prędkości obciążenia konstrukcji i jej odkształcenia z tymi obciążeniami związane) mogło, choć nie musiało zostać zapoczątkowane zjawisko flatteru. Zjawisko to z powodu asymetrii opływu samolotu (spowodowanej jego kierunkiem lotu w stosunku do kierunku wiatru) mogło być zainicjowane najpierw na prawym skrzydle i mieć charakter flatteru lotkowego.

Ustalenia PKBWL:

- 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 PKBWL można uznać za usterkę dokumentacyjną niemającą 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, że pomiary wszystkich wartości odbywają się wyłącznie po lewej stronie samolotu (nie przewidując tym samym wykrycia i sprawdzenia możliwego występowania asymetrii płatowca), 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 PKBWL można uznać za usterkę dokumentacyjną niemającą 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 20.03.2013 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 Jabirú 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 zawieszenia lotek i kłap na zawiasach ciągłych („szarniowych”) z osią obrotu na dolnym obrysie profilu płata w miejsce ułożyskowanych zawieszek 3-punktowych z osiami obrotu poniżej profilu płata,
 - d) zastosowano zawieszenie czteropodporowe steru wysokości w miejsce zawiasów ciągłych („szarniowych”),
 - e) zrezygnowano z wyważenia masowego lotek,
 - f) zastosowano zmodyfikowane wyposażenie elektroniczne (EFIS MGL Stratomaster Odyssey).

W opinii zespołu badawczego modyfikacje opisane powyżej w punktach 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 nieuprawnioną.
- 10) PKBWL 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 wrażenia samolotu” z dnia 20.03.2013 r.) maksymalna masa startowa samolotu 450 kg została minimalnie przekroczona względem wymagań podanych w jego Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie (o ok. 13 kg, tj. o ok. 2,9%), jednak zdaniem PKBWL nie miało to znaczącego wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzenia, ponieważ zużycie paliwa podczas wynoszenia 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 PKBWL 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) 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”.
- 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 nieprzekraczalnej 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 pogodowe podczas lotu były dobre i pozwalały na wykonywanie lotów próbnych kontrolnych.
- 37) 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. 244 do 250 km/h, co spowodowało niebezpieczne zbliżenie się do maksymalnej prędkości dla której przeprowadza się próby flatteru VDF=256 km/h (IAS) (określonej dla niemal identycznego wcześniejszego egzemplarza samolotu Dedal-KB SP-SBKZ).
- 38) Struktura samolotu przeniosła naprężenia będące skutkiem obciążeń aerodynamicznych wynikających z osiągnięcia rzeczywistej prędkości lotu w zakresie $V_{max} \sim 244$ do 250 km/h (prędkość V_{max} 256 km/h IAS jest nieco powyżej tego zakresu) w trakcie rozpędzania, a jej niszczenie zostało zapoczątkowane przez skutki dociążenia dopiero w trakcie wyprowadzania samolotu ze zniżania.
- 39) Kierunek lotu samolotu podczas rozpędzania w stosunku do kierunku wiatru powodował asymetrię opływu, prowadzącą do zwiększenia oddziaływań aerodynamicznych na prawym skrzydle.
- 40) Nie można wykluczyć zainicjowania niszczenia konstrukcji samolotu wskutek wystąpienia flatteru na prawym skrzydle w ostatniej fazie rozpędzania, na co wskazuje gwałtowność przebiegu niszczenia konstrukcji samolotu.
- 41) Nie można wykluczyć zjawiska „zamrożonego” flatteru (chwilowego przekroczenia prędkości krytycznej flatteru bez zainicjowania flatteru, a następnie jego wystąpienie przy ponownym przechodzeniu przez wartość prędkości krytycznej flatteru w trakcie zmniejszania prędkości lotu podczas wyprowadzania ze zniżania).

- 42) 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.
- 43) Nie udało się stwierdzić, czy w Tymczasowej Instrukcji Użytkowania w Locie, którą powinien dysponować podczas lotu pilot, znajdowały się odpowiednie wypisy ograniczeń eksploatacyjnych, jakie powinny być w niej wprowadzone na czas prób samolotu (w tym ograniczenia prędkości).
- 44) Nie udało się stwierdzić, czy pilot dysponował jakimikolwiek poprawkami wartości wskazań prędkości lotu i jakie było ich pochodzenie.
- 45) 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.
- 46) 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).
- 47) Nie udało się odnaleźć żadnych notatek ani zapisków poczynionych przez pilota w trakcie przygotowania do lotu, jak i w trakcie trwania lotu.
- 48) PKBWL nie udało się ustalić powodów, dla których pilot zdecydował się na rozpędzenie samolotu do prędkości skrajnie bliskiej wartości prędkości VDF 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”.
- 49) PKBWL 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, tj. próbą wyprowadzenia samolotu ze stanu zasygnalizowanego bądź zapoczątkowanego flatteru.

3. Przyczyna wypadku lotniczego:

Najbardziej prawdopodobną przyczyną wypadku było osiągnięcie w trakcie rozpędzania w zniżaniu rzeczywistej prędkości lotu praktycznie dorównującej maksymalnej prędkości V_{DF} , dla której przeprowadza się próby flatteru, co w połączeniu z manewrem wyprowadzania ze zniżania doprowadziło do powstania obciążeń aerodynamicznych przekraczających wytrzymałość struktury samolotu oraz mogło wywołać zainicjowanie flatteru, 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 nieużycie przez niego helmu ochronnego.

4. Zalecenia profilaktyczne PKBWL dotyczące bezpieczeństwa:

PKBWL po zakończeniu badania sformułowała jedno zalecenie dotyczące bezpieczeństwa.

ULC: Wprowadzić obowiązek stosowania hełmów ochronnych przez pilotów doświadczalnych podczas wykonywania prób w locie.

5. Zalecenia profilaktyczne Prezesa ULC:

Komentarz

Nie budzi wątpliwości stwierdzenie PKBWL, że samo dodatkowe zabezpieczenie głowy pilota zwiększa jego szanse przeżycia w sytuacji krytycznej. Natomiast wątpliwości budzi fakt, że tak doświadczony pilot podjął próbę z rozwijaniem wysokiej prędkości już w pierwszym locie próbnym bez uprzedniego skalibrowania systemu pomiaru prędkości oraz fakt, że 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. Takie odmierne zachowanie mogło być spowodowane „oswojeniem się z samolotem”, a zagrożenia wynikające z funkcjonowania samolotu pomniejszone, ponieważ pilot przed wypadkiem przeprowadzał loty próbne na innych egzemplarzach samolotu Dedal-KB. Takie oswojenie się z zagrożeniami jest znane w lotnictwie, a tym samym występuje brak odpowiedniej reakcji w odpowiednim czasie.

Według PKBWL 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.

Aktualnie nie ma przepisu, który nakazywałby konieczność posiadania twardego hełmu podczas wykonywania prób w locie, np.: związanych z osiągnięciem granicznych prędkości. Zdarzenie miało jednostkowy charakter, dlatego Prezes ULC nie widzi potrzeby obligatoryjnego wprowadzenia obowiązku stosowania hełmu ochronnego (kasku) podczas wykonywania wszelkich prób w locie.

Podjęcie działań profilaktycznych poprzez wydanie zalecenia profilaktycznego przez Prezesa ULC w komunikacie uważa się za wystarczające w stosunku do realizacji prób w locie.

Ponadto informuje się, że posiadanie określonego wyposażenia/sprzętu, w tym hełmu można wygzekwować na etapie zatwierdzania programu prób w locie danego statku powietrznego, szczególnie prób w locie związanych z osiągnięciem granicznych prędkości.

Zalecenie Prezesa ULC:

Zobowiązuje się pilotów do stosowania hełmów podczas wykonywania krytycznych etapów prób w locie, np.: na etapie osiągnięcia granicznych prędkości przeprowadzania prób flatteru.

Prezes Urzędu Lotnictwa Cywilnego

Piotr Samson