

RAPORT KOŃCOWY

z badania zdarzenia statku powietrznego o maksymalnym ciężarze startowym nie przekraczającym 2250 kg¹

Niniejszy raport jest dokumentem prezentującym stanowisko dotyczące okoliczności zdarzenia lotniczego, jego przyczyn i zaleceń profilaktycznych. Raport jest wynikiem badania przeprowadzonego jedynie w celach profilaktycznych w oparciu o obowiązujące przepisy prawa międzynarodowego i krajowego. Badanie zostało przeprowadzone bez konieczności stosowania prawnej procedury dowodowej. Sformułowania zawarte w niniejszym raporcie, w związku z Art. 134 ustawy Prawo lotnicze (Dz. U. z 2006 r., Nr 100, poz. 696 z zm.) nie mogą być traktowane jako wskazanie winnych lub odpowiedzialnych za zaistniałe zdarzenie. Komisja nie orzeka co do winy i odpowiedzialności. W związku z powyższym wszelkie formy wykorzystania niniejszego raportu do celów innych niż zapobieganie wypadkom i poważnym incydentom lotniczym, może prowadzić do błędnych wniosków i interpretacji. Raport niniejszy został sporządzony w języku polskim. Inne wersje językowe mogą być przygotowywane jedynie w celach informacyjnych.

- 1. Rodzaj zdarzenia:** „WYPADEK”.
- 2. Badanie przeprowadziła Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych.**
- 3. Data i czas lokalny zaistnienia zdarzenia:** 21.09.2009 godz. 13:08 (LOC).
- 4. Miejsce startu i zamierzonego lądowania:** start – Warszawa-Babice (EPBC), lądowanie – lądowisko Kępa.
- 5. Miejsce zdarzenia:** EPBC współrzędne geograficzne N 52° 16' 15" / E 020° 55' 04”.
- 6. Rodzaj, typ, znaki rozpoznawcze, właściciel statku powietrznego, użytkownik, opis uszkodzeń:** Samolot ultralekki Remos Gemini II S, znaki rozpoznawcze OK-MUR03, własność prywatna. Samolot w wyniku wypadku został poważnie uszkodzony.
- 7. Typ silnika:** niecertyfikowany silnik Bombardier Rotax 912UL o numerze fabrycznym 4.407.780. eksploatowany na oleju Mobil-1/10W40, paliwie bezołowiowym Pb 98, płynie chłodniczym Dynagell-2000.

8. Uszkodzenia:

Skrzydło lewe:

- zdeformowanie pokrycia skrzydła na górnej powierzchni przy kadłubie;
- zniszczona lewa kłapa.

Kadłub i kabina:

- zdeformowana i lokalnie uszkodzona ściana ogniowa;
- pierwsza wręga skośna kadłuba rozerwana przy podłodze z lewej strony;
- zniszczone (rozerwane i nadłamane) pokrycie kadłuba przy przelomie wręgi skośnej;
- zniszczone mocowanie lewej nogi podwozia w kadłubie;
- zniszczone mocowanie nogi przedniego podwozia na ścianie ogniowej;

¹ Forma i zakres niniejszego raportu nie spełniają wszystkich wytycznych zawartych w Dodatku „Wzór raportu końcowego” Załącznika 13 do Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym

- zniszczone oszklenie (wiatrochron, szyba lewych drzwi);
- uszkodzona (popękana) obudowa pulpitu środkowego;

Uszkodzony ster wysokości.

Podwozie:

- wyłamana z kadłuba goleń lewego podwozia głównego;
- wyłamane z zamocowania podwozie przednie;
- uszkodzone owiewki kół podwozia;

Zespół napędowy:

- zniszczone śmigło (połamane wszystkie łopaty);
- zniszczone łożo silnika (pogięte pręty);
- zniszczona chłodnica płynu silnikowego;
- zniszczona dolna osłona silnika.

9. Typ operacji: lot w celu wykonania przelotu na lądowisko Kępa.

10. Faza lotu: start.

11. Warunki lotu: VFR.

12. Czynniki pogody: bez wpływu na przebieg zdarzenia

13. Organizator lotów: właściciel prywatny.

14. Dane dotyczące dowódcy statku powietrznego: mężczyzna lat 64, pilot ze świadectwem kwalifikacji wydanym w Republice Czech (Pilotni Pukaz LAA CR) z uprawnieniami pilota do lotów na samolotach ultralekkich.

15. Obrażenia załogi: bez obrażeń.

16. Opis przebiegu i analiza zdarzenia: Dnia 21.09.2009 r. pilot ze świadectwem kwalifikacji w godzinach przedpołudniowych zatankował na lotnisku Masłów (Kielce) do samolotu Gemini II S 20 litrów paliwa (benzyna bezołowiowa 98). Następnie o godz. 10.30 (LOC) wystartował na przelot i o godz. 11.10. wylądował na lotnisku Warszawa - Babice. Cały lot przebiegał bez zakłóceń, silnik pracował prawidłowo. Kolejnym planowanym lotem był lot z lotniska Warszawa - Babice na lądowisko Kępa. Start odbył się o godz. 13.08 z kursem 282°. Start był wykonywany z klapami wychylonymi w położenie 15° (startowe). Początek rozbiegu został wykonany na wysokości drogi kołowania „Delta” tj. w odległości około 500 m od końca drogi startowej. W czasie rozbiegu i w początkowej fazie wznoszenia praca silnika była prawidłowa. Na wysokości nie większej niż 50 m nastąpił spadek obrotów silnika i utrata ciągu. Pilot po spadku obrotów silnika zamierzał wykonać zakręt w lewo o kąt około 180° i wylądować z kursem przeciwnym do kursu startu. Mała wysokość lotu nie zapewniła możliwości bezpiecznego wykonania tego manewru. Po wykonaniu zakrętu o około 160°, na wysokości około 2 m

samolot wykonał ześlizg na lewe skrzydło i zderzył się z ziemią lewym kołem podwozia głównego, a następnie lewym skrzydłem i przodem kadłuba. Samolot po przyziemieniu i zniszczeniu podwozia przesunął się około 20 m po trawie, obrócił w lewo o kąt około 150° i zatrzymał się. W wyniku uderzenia o ziemię samolot został poważnie uszkodzony. Pilot nie odniósł żadnych obrażeń. Zdjęcie przedstawia widok samolotu po wypadku.



Po przeprowadzeniu oględzin silnika po wypadku oraz po przeanalizowaniu zeznań pilota, poświadczenia naprawy silnika i kosztorysu naprawy silnika nie udało się ustalić przyczyny zmniejszenia obrotów silnika uniemożliwiających kontynuowanie lotu.

Pilot w swoich zeznaniach użył sformułowania, że „gwałtownie spadły obroty silnika” nie stwierdzając, że towarzyszyły temu nadmierne drgania silnika.

Przybyła na miejsce zdarzenia lotniskowa straż pożarna użyła zapobiegawczo gaśnice proszkowe i pokryła proszkiem gaśniczym wnętrze komory silnika. Umożliwiło to późniejsze stwierdzenie, że z silnika nie było wycieków paliwa, oleju ani płynu chłodniczego.

Po zdarzeniu pokręcono wałem śmigła: bez wyczuwania zacięć i nietypowych odgłosów. W komorach pływakowych zaraz po zdarzeniu stwierdzono obecność paliwa, co świadczy o tym, że paliwo dostarczane było do silnika do końca lotu.

Przeprowadzona kontrola silnika przez upoważnionego mechanika nie wykazała nieprawidłowości w układzie olejowym, paliwowym, elektrycznym, zapłonowym i chłodzenia. Stwierdzono jedynie zanieczyszczenia w komorze pływakowej prawego gaźnika. Lista elementów wymienionych podczas tego przeglądu silnika potwierdza powyższe ustalenia.

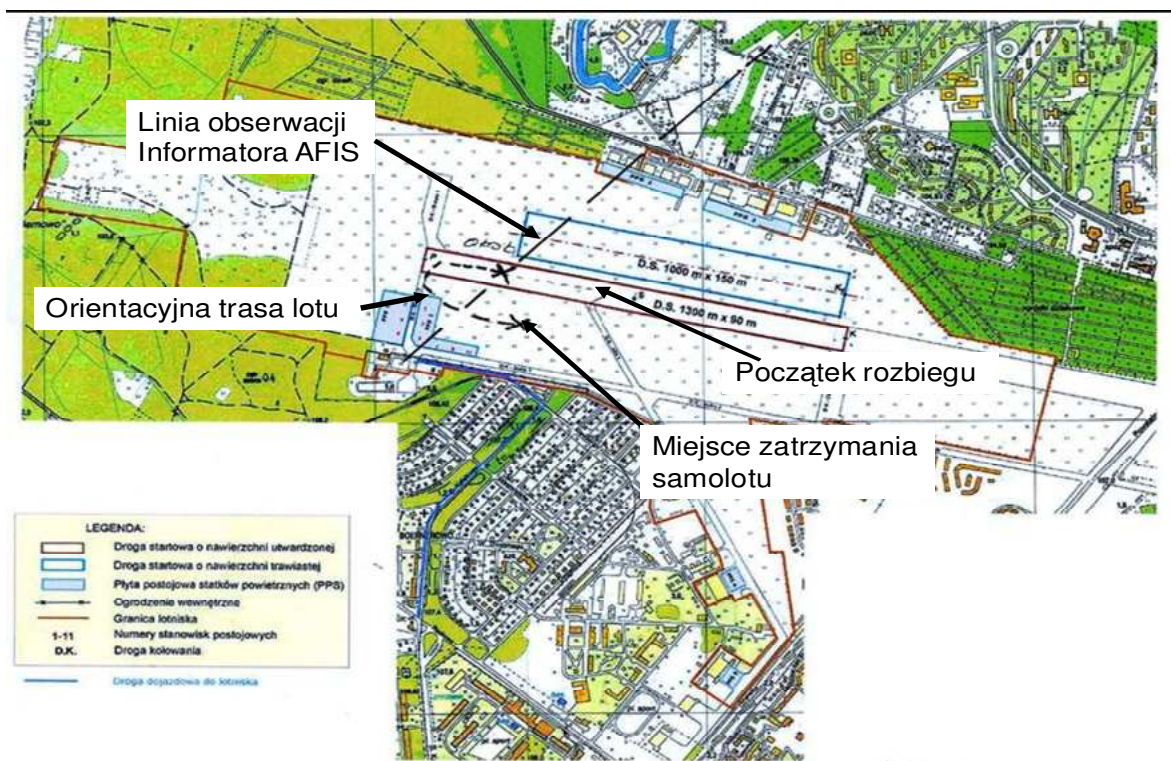
Po wykonaniu wszystkich czynności kontrolnych silnik został uruchomiony i przepracował na hamowni ok. 3 godz., a jego parametry były zgodne z parametrami określonymi w instrukcji użytkowania silników Rotax 912.

Z dotychczasowych doświadczeń PKBWL wynika, że zastosowane w instalacji elektrycznej silnika Rotax 912UL elementy pochodzące z techniki motoryzacyjnej (segment złącz znajdujący się na korpusie silnika za reduktorem) mogą być przyczyną przerw w zapłonie.

Stwierdzone w jednym z gaźników zanieczyszczenia nie były wystarczającą przyczyną tak znacznego spadku mocy, jaki wystąpił w trakcie badanego zdarzenia.

Znajdujący się na „Wieży” Informator AFIS stwierdził, że widział samolot w dynamicznym zakręcie w lewo na tle bloków na kierunku hangaru LPR. Świadczy to o tym, że samolot w czasie zakrętu znajdował się na wysokości około 25-30 m i nie osiągnął jeszcze końca drogi startowej. Po przeprowadzeniu analizy lotu na podstawie charakterystyk lotnych samolotu, szkicu wykonanego przez pilota, warunków atmosferycznych (cisza), zeznań pilota i informatora AFIS Komisja ocenia, że pilot wykonując rozbieg od wysokości drogi kołowania „Alfa” i oderwaniu się samolotu po około 200 m nie mógł do momentu spadku obrotów i mocy silnika osiągnąć wysokości większej niż 40-50 m.

W tej sytuacji wykonanie zakrętu o kąt 180° i lądowanie z kursem przeciwnym do kursu startu nie mogło zakończyć się pomyślnie. Wykonując zakręt na małej wysokości pilot w ostatniej fazie zakrętu doprowadził do przeciągnięcia samolotu, utraty sterowności i niekontrolowanego zderzenia z nawierzchnią trawiastą. Na szkicu przedstawiono orientacyjną trasę lotu.



Według oceny Komisji lądowanie na wprost z niewielkim odchyleniem w prawo od kierunku lotu było bardziej bezpieczne. Należy podkreślić fakt, że start wykonano ze skróconego rozbiegu co znacznie utrudniło pilotowi podjęcie racjonalnej decyzji w zaistniałej sytuacji szczególnej. Pilot ocenił, że lądowanie na wprost wiązałoby się z ryzykiem zderzenia z lasem lub uszkodzeniem samolotu na nierównej nawierzchni lotniska. Taka ocena sytuacji była powodem podjęcia decyzji o wykonaniu zakrętu o 180°. Według oceny Komisji działanie takie wiązało się z dużym ryzykiem doprowadzenia do utraty prędkości lotu i zwałenia samolotu z wysokości kilku metrów co mogło skutkować nie tylko znacznym uszkodzeniem statku powietrznego ale również poważnymi obrażeniami załogi. Pilot podejmując decyzję o wykonaniu startu ze skróconego rozbiegu pozbawił się możliwości bezpiecznego lądowania na wprost, w przypadku wyłączenia się silnika z pracy na wysokości poniżej 80 m.

Zgodnie z Instrukcją Użytkowania w Locie i Obsługi Technicznej w przypadku przerwania pracy silnika podczas wznoszenia należy:

a) przy wysokości lotu do 80m:

Drażek sterowy oddać nieco do przodu, wprowadzić samolot w stan ustalonego lotu ślizgowego.

Wyłączyć zapłon, zamknąć zawór paliwa.

Lądować na wprost, w miarę możliwości wg opisu „lądowanie awaryjne”

b) przy wysokości lotu ponad 80m:

Drażek sterowy oddać nieco do przodu, wprowadzić samolot w stan ustalonego lotu ślizgowego.

Wyłączyć zapłon, zamknąć zawór paliwa.

Lądować przymusowo – zgodnie z oceną sytuacji i stanu zagrożenia wg własnego doświadczenia na wprost, unikając przeszkód terenowych albo zawrócić o 180° i lądować na lotnisku.

Podczas badania wypadku stwierdzono, że po lewej stronie pulpitu centralnego tablicy przyrządów przynitowana jest „półeczka” w postaci kątownika z blachy duralowej, znajdująca się w takim miejscu, że stwarza poważne zagrożenie dla głowy i twarzy pilota w razie wypadku skutkującego przewracaniem kadłuba samolotu (np. kapotaż). Jej zastosowanie jest klasycznym przykładem nieprzemyślanej modyfikacji ingerującej w projekt typu samolotu, który tego rodzaju „udogodnień” nie przewiduje.

17. Ustalenia Komisji:

- 1) Pilot posiadał świadectwo kwalifikacji wydane w Republice Czech (Pilotni Pukaz LAA CR) z uprawnieniami pilota do lotów na samolotach ultralekkich.
- 2) Samolot był wyposażony w niecertyfikowany silnik.

- 3) Początek rozbiegu do startu został wykonany z odległości około 500 m od końca drogi startowej.
- 4) Po starcie na wysokości około 50 m nastąpiła utrata mocy silnika. Pilot stwierdził, że obroty silnika spadły gwałtownie bez zauważalnych nadmiernych drgań silnika.
- 5) W związku z niemożliwością kontynuowania lotu pilot z wysokości około 50 m postanowił wykonać zakręt o 180° i wylądować z kursem przeciwnym do kursu startu. Mała wysokość lotu uniemożliwiła bezpieczne wykonanie tego manewru.
- 6) Na wysokości około 2 m samolot na skutek przeciągnięcia wykonał ześlizg na lewe skrzydło, zderzył się z ziemią i uległ znacznemu uszkodzeniu.
- 7) Samolot w czasie wypadku nie był przeciążony.
- 8) Przeprowadzona kontrola silnika przez upoważnionego mechanika nie wykazała nieprawidłowości w układzie olejowym, paliwowym, elektrycznym, zapłonowym i chłodzenia. Stwierdzono jedynie zanieczyszczenia w komorze pływakowej prawego gaźnika.
- 9) Po zdarzeniu pokręcono wałem śmigła i nie stwierdzono wyczuwalnych zacięć i nietypowych odgłosów.
- 10) Samolot w czasie startu był zatankowany i Komisja uznała, że przyczyną wypadku nie był brak paliwa. W komorach pływakowych zaraz po zdarzeniu stwierdzono obecność paliwa, co świadczy o tym, że paliwo dostarczane było do silnika.
- 11) Komisji nie udało się ustalić przyczyny spadku obrotów silnika. Silnik Rotax 912UL jest silnikiem niecertyfikowanym, a w jego instrukcji użytkownika Wytwórca zamieszcza ostrzeżenie o następującej treści: *„Nigdy nie lataj statkiem powietrznym wyposażonym w ten silnik nad terenami, na wysokościach, z prędkościami lub w innych okolicznościach uniemożliwiających bezpieczne lądowanie po nagłym zatrzymaniu jednostki napędowej”*.
- 12) Według oceny Komisji decyzja pilota o zawróceniu i lądowaniu z kursem przeciwnym do kierunku startu była nie adekwatna do zaistniałej sytuacji i sprzeczna z Instrukcją Użytkowania w Locie.

18. Przyczyna zdarzenia: Komisji nie udało się ustalić przyczyny spadku obrotów silnika. Z dotychczasowych doświadczeń PKBWL wynika, że zastosowane w instalacji elektrycznej silnika Rotax 912UL elementy pochodzące z techniki motoryzacyjnej (segment złącz znajdujący się na korpusie silnika za reduktorem) mogą być przyczyną przerw w zapłonie. Stwierdzone w jednym z gaźników zanieczyszczenia nie były wystarczającą przyczyną tak znacznego spadku mocy, jaki wystąpił w trakcie badanego zdarzenia.

19. Okoliczności sprzyjające zaistnieniu zdarzenia:

1. Podjęcie przez pilota decyzji o zawróceniu i lądowaniu z kierunkiem przeciwnym do startu niezgodnie z zaleceniem zawartym w Instrukcji Użytkowania w Locie.
2. Start samolotu ze skróconego rozbiegu.

20. Zastosowane środki profilaktyczne: Nie zalecono.

21. Propozycje zmian systemowych i/lub uwagi i komentarze:

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych zwraca uwagę na fakt, że wykonywanie startu ze skróconego rozbiegu, w szczególności na statkach powietrznych na których ryzyko zakłóceń pracy silnika niecertyfikowanego jest większe niż na innych statkach powietrznych, jest działaniem zwiększającym ryzyko wypadków. Podkreśla również fakt, że próba wykonania zakrętu o 180°, poniżej wysokości zalecanych w Instrukcji Użytkowania w Locie, wielokrotnie kończyła się tragicznie. Wynika to z rezultatów badań wielu podobnych wypadków lotniczych, PKBWL zwraca również uwagę użytkowników samolotów na fakt, iż niektóre nieautoryzowane i niedokładnie przemyślane drobne modyfikacje wnętrza kabiny, mające na celu stworzenie pilotowi udogodnień, mogą okazać się dodatkowym zagrożeniem w chwili wypadku.

Skład członków zespołu badającego:

Kierujący zespołem badawczym: Edmund Klich

Członkowie zespołu badawczego: Jerzy Kędziński

Tomasz Makowski

Stanisław Żurkowski

Ryszard Rutkowski

Podpis nieczytelny

(podpis osoby kierującej zespołem badawczym)

Załączniki:

Album ilustracji.