MINISTERSTWO INFRASTRUKTURY
Państwowa Komisja
Badania Wypadków Lotniczych
00-928 Warszawa, ul. Chałubińskiego 4/6
tel. 630-11-44, fax 630-11-43

RZECZPOSPOLITA POLSKA
MINISTERSTWO INFRASTRUKTURY
PAŃSTWOWA KOMISJA BADANIA WYPADKÓW LOTNICZYCH

RAPORT KOŃCOWY

wypadek nr: 61/04

samolot ultralekki JK-05L "JUNIOR" SP-YBB

26 kwietnia 2004 r., Świerzowa Polska k. Krosna

[redacted]

Warszawa 2005

Za zgodność

PKBWL

INFORMACJE OGÓLNE

Nr ewidencyjny zdarzenia:	**61/04**
Rodzaj i typ statku powietrznego:	**samolot ultralekki JK-05L "JUNIOR"**
Znak rozpoznawczy statku powietrznego:	**SP-YBB**
Dowódca statku powietrznego:	**pilot posiadający licencję pilota zawodowego samolotowego**
Użytkownik statku powietrznego:	**osoba prywatna**
Właściciel statku powietrznego:	**osoba prywatna**
Miejsce zdarzenia:	**Świerzowa Polska k. Krosna**
Data i czas zdarzenia:	**26 kwietnia 2004 r. godz. 16.52. LOC**

STRESZCZENIE

Dnia 26 kwietnia 2004 r., z lotniska Krosno, pilot posiadający licencję pilota zawodowego samolotowego wykonywał lot próbny na samolocie zarejestrowanym w kategorii "Specjalny", typu JK-05L "Junior", o znakach rozpoznawczych SP-YBB. Był to pierwszy lot tego egzemplarza samolotu po modyfikacji z wersji JK-05 na wersję JK-05L. Start do lotu nastąpił około godziny 16.35 czasu lokalnego. Po starcie samolot nabrał wysokość do około 600 m nad poziomem lotniska i na tej wysokości wykonał lot w rejonie lotniska, z prędkościami lotu od 110 do 200 km/h. Około godziny 16.50, w chwili gdy samolot zniżając wykonywał lot w kierunku lotniska, przy prędkości przyrządowej ponad 200 km/h, na wysokości około 400÷500 m wystąpiło zjawisko flatteru skrzydła. W wyniku flatteru nastąpiło urwanie lewego skrzydła i klapolotki prawego skrzydła, w odległości dwóch trzecich długości od kadłuba. Samolot zwiększając obroty zaczął opadać w sposób niekontrolowany. Na wysokości około 100÷120 m pilot uruchomił system ratowniczy typu GRS 5/260. Spadochron tego systemu otworzył się na wysokości poniżej 100 m, ale czasza nie wypełniła się całkowicie. Po upadku na ziemię, kadłub samolotu z pilotem w kabinie znajdował się w odległości 38 m od prawego skrzydła, które spadło wraz z kratownicą łączącą skrzydła i zamocowanym do niej spadochronem systemu ratowniczego. W wyniku zderzenia samolotu z ziemią pilot zginął na miejscu.

[redacted]

Za zgodność PKBWL

Do badania wypadku wyznaczony został zespół w składzie:

- Edmund Klich – przewodniczący zespołu, z-ca przewodniczącego PKBWL
- Jerzy Kędzierski - członek PKBWL
- Tadeusz Lechowicz – członek PKBWL
- Tomasz Makowski – członek PKBWL
- Andrzej Pussak - członek PKBWL

W trakcie badania PKBWL ustaliła następujące przyczyny wypadku lotniczego:

1. Brak analizy obliczeniowej warunków wystąpienia zjawiska flatteru dla zmodyfikowanej konstrukcji, a w szczególności brak wyznaczenia prędkości powstania flatteru oraz brak wyważenia masowego klapolotek o dużej rozpiętości, napędzanych przy kadłubie, przy obliczeniowej prędkości maksymalnej samolotu powyżej 200 km/h. Prędkość V_D dla samolotu JK-05L wg obwiedni krzywej obciążeń powinna wynosić 240 km/h (EAS).
2. Brak wyznaczenia poprawki aerodynamicznej układu pomiaru prędkości, co uniemożliwiło pilotowi określenie rzeczywistej prędkości lotu samolotu.
3. Brak reakcji konstruktora samolotu na pisemną informację, otrzymaną od pilota z Francji, o niebezpiecznych drganiach samolotu JK-05, nr fabryczny-05-02-10, przy prędkości odczytanej na prędkościomierzu równej 185 km/h i prędkości lotu ponad 230 km/h, określonej wg. GPS przy bezwietrznej pogodzie.
4. Nieświadome przekroczenie przez pilota krytycznej prędkości lotu, prawdopodobnie powyżej 230 km/h, przy wskazaniach prędkościomierza około 200 km/h.

Wpływ na zaistnienie wypadku miał niewłaściwy nadzór IKCSP nad budową samolotów "Junior" w wersji JK-05 i JK-05L oraz niezgodna z procedurami organizacja lotów próbnych polegająca, między innymi, na niewłaściwym przygotowaniu do tych lotów.

Okolicznościami sprzyjającymi zaistnieniu wypadku były:

- występująca w dniu wypadku turbulencja powietrza;
- wykonywanie wszystkich lotów przez jednego pilota, co mogło spowodować rutynowe i subiektywne podejście do problemów związanych z lotami próbnymi na samolotach typu JK-05.

Komisji nie udało się jednoznacznie ustalić, czy pilot miał szansę na uratowanie życia gdyby natychmiast po oderwaniu się skrzydła uruchomiony został system ratowniczy GRS 5/260 (Galaxy Rescue System).

Komisji nie udało się jednoznacznie ustalić, czy - po niepełnym otwarciu spadochronu systemu ratowniczego - nastąpiło oderwanie się urządzenia ratowniczego z kratownicą łączącą skrzydła oraz prawym skrzydłem od pozostałej części kadłuba z kabiną pilota, czy też nastąpiło to już po zderzeniu z ziemią.

PKBWL po zakończeniu badania zaproponowała 7 zaleceń profilaktycznych.

[redacted]

Za zgodność PKBWL

09

1 INFORMACJE FAKTYCZNE.

1.1 Historia lotu (dane o locie).

Dnia 26 kwietnia 2004 r. pilot posiadający licencję pilota zawodowego samolotowego, planował na zlecenie producenta, wykonanie lotu próbnego na samolocie typu JK-05L "Junior" w kategorii "Specjalny", z lotniska Krosno (EPKR). Samolot o znakach rozpoznawczych SP-YBB był po modyfikacji na wersję JK-05L. Modyfikacja polegała na powiększeniu rozpiętości skrzydeł i powierzchni nośnej, przez dodanie eliptycznych końcówek o większym wzniosie, zmianie oprofilowania zastrzałów skrzydła oraz oprofilowaniu węzłów zastrzałów na skrzydle i kadłubie. Był to pierwszy lot tego pilota na zmodyfikowanym samolocie. Celem lotu było sprawdzenie właściwości pilotażowych samolotu. Pilot przybył na lotnisko pomiędzy godziną 11.00. a 12.00. (LOC). Około godziny 13.00. pilot dokonał przeglądu samolotu. Do lotu próbnego przygotowywał się razem z konstruktorem samolotu. W czasie przygotowania zapoznał się, między innymi, z rozmieszczeniem przyrządów pokładowych i stroił urządzenia radiowe. Start do lotu opóźniał się ze względu na nie zakończenie formalności związanych z tym próbnym lotem t.j. brakiem odpowiednich dokumentów, które dostarczone zostały przed godziną 16.00). Jednym z punktów programu lotu próbnego było doprowadzenie do rozpędzania samolotu do prędkości 200 km/h. Około godziny 16.00 pilot zajął miejsce w kabinie samolotu, wykonał próbę silnika i zapiął pasy biodrowe, ale nie zapiął pasów plecowych. Pilot nie posiadał spadochronu ratowniczego.

Przed wykołowaniem pilot nie odbezpieczył systemu ratowniczego GRS. Start do lotu nastąpił około godziny 16.35. Samolot wystartował z kursem 270°. Po nabraniu wysokości do około 600 m, wykonał zakręt o około 180° i ponownie przeleciał nad lotniskiem z kursem około 100-120°. Po kolejnym zakręcie o około 180° i przelotem nad lotniskiem, wykonał lot w kierunku miejscowości Jedlicze. W czasie tych manewrów leciał z prędkością od 110-130 km/h. W rejonie m. Jedlicze wykonał dwa płytkie zakręty w lewo o 360°, w czasie których stopniowo zwiększał prędkość lotu do 200 km/h. W czasie drugiego zakrętu, około godziny 16.50, w chwili gdy samolot wykonywał lot na zniżaniu w kierunku lotniska z kursem około 130°, przy prędkości przyrządowej ponad 200 km/h, na wysokości około 400÷500 m wystąpiło zjawisko flatteru. Na skutek flatteru nastąpiło urwanie lewego skrzydła i klapolotki prawego skrzydła, w odległości dwóch trzecich długości od kadłuba. Samolot zwiększając obroty zaczął opadać w sposób niekontrolowany. Na wysokości około 100÷120 m pilot uruchomił system ratowniczy GRS. Spadochron tego systemu otworzył się na wysokości poniżej 100 m. W czasie otwierania spadochronu oderwała się od prawego skrzydła pozostała jedna trzecia klapolotki tego skrzydła. Czasza spadochronu ratowniczego, na skutek obrotów samolotu, skręcania lin nośnych i przerwania kilku z nich, zaczęła się zwijać. Po upadku na ziemię, kadłub samolotu z pilotem w kabinie znajdował się w odległości 38 m od prawego skrzydła, które spadło wraz z kratownicą łączącą skrzydła i zamocowanym do niej spadochronem systemu ratowniczego. W wyniku zderzenia z ziemią pilot zginął na miejscu.

Za zgodność PKBWL

1.2 Obrażenia osób.

Obrażenia ciała	Załoga	Pasażerowie	Inni
Śmiertelne	1	-	-
Poważne	-	-	-
Nieznaczne	-	-	-

1.3 Uszkodzenia statku powietrznego.

W wyniku wypadku samolot został całkowicie zniszczony.

1.4 Inne uszkodzenia.

Nie było.

1.5 Informacja o składzie osobowym (dane o załodze).

Pilot, mężczyzna lat 65, posiadał licencję pilota samolotowego zawodowego, licencję pilota śmigłowcowego zawodowego oraz pilota szybowcowego i mechanika poświadczenia obsługi statków powietrznych. Posiadał również uprawnienia w zakresie wykonywania lotów na samolotach jedno i wielosilnikowych oraz instruktora szkolenia lotniczego klasy I, ważne do 17.09.2004 r. Ważność kontroli techniki pilotowania - do dnia 17.09.2004r. Ważność kontroli wiadomości teoretycznych pilota samolotowego - do dnia 26.03.2005 r. Posiadał orzeczenie lekarskie nr [redacted] z dnia 19.04.2004 r., uznające go za zdolnego do wykonywania czynności lotniczych klasy 1 i 2.

Pilot posiadał uprawnienia do wykonywania lotów na następujących typach samolotów: CSS-13, Jak-18, Zlin-26, PZL-101, Jak-12, PZL-104, An-2, PZL-106, Zlin Z-43, S-2R "Thrush Commander", L-200 "Morawa", Zlin-256F, PZL-110, M-20 "Mewa", Zlin-142, FK-12, JK-05.

Do dnia wypadku wykonał na samolotach 6037 lotów w czasie 3866 godz. 21 min., w tym na samolocie JK-05 wykonał 170 lotów w czasie 47 godz. 42 min. Uzyskał również łączny nalot na szybowcach 2398 godz. 18 min.

Pilot, przed krytycznym lotem, zgodnie z zapisem w książce lotów, ostatnie 10 lotów wykonał dnia 09.01.2004 r., na samolocie FK-12, o łącznym czasie 1 godz. 25 min.

1.6 Informacja o statku powietrznym.

Samolot ultralekki JK-05L "Junior", dwuosobowy, skonstruowany został jako jednosilnikowy zastrzałowy grzbietopłat z trójkołowym stałym podwoziem. Samolot zaliczony jest do kategorii "Specjalny". Został skonstruowany w oparciu o polskie "Tymczasowe wymagania zdatności dla samolotów ultralekkich budowanych amatorsko w pojedynczych egzemplarzach", Warszawa wrzesień 1989.

Rok budowy	Producent	Nr fabryczny płatowca	Znaki rozpoznawcze.	Nr rejestru	Data rejestru
2001	PPHU EKOLOT	05-01-04	SP-YBB	3716	13.08.2002

Nalot samolotu od początku eksploatacji - 176 lotów w czasie 76 godz. 31min. (wypadek nastąpił w pierwszym locie po modyfikacji).

Świadectwo oględzin z dnia 26.04.2004 r., ważne do 15.05.2004 r.

Na statku powietrznym wykonano obowiązujące czynności i prace okresowe.

Za zgodność
PKBWL

Silnik tłokowy typu ROTAX 912UL, czterosuwowy, czterocylindrowy, boxer, o zapłonie iskrowym, głowice chłodzone cieczą, a cylindry powietrzem, wyposażony w dwa gaźniki BING, reduktor zębaty o przełożeniu 1:2,27 i rozrusznik elektryczny.

Rok budowy	Producent	Nr fabryczny
2003	BOMBARDIER ROTAX GmbH	4405887

Maks. moc startowa 59 kW/80 KM.

Czas pracy silnika w powietrzu od początku eksploatacji 11 godz. 05 min.

Na silniku wykonano obowiązujące czynności i prace okresowe.

Śmigło AS 1700/1950 nr fabryczny 001/03.

Stan MP i S przed lotem:

- paliwo benzyna bezołowiowa 98 w ilości ok. 30 l
- olej GTX w ilości 2,5 l.

Dane o ciężarze samolotu:

- ciężar samolotu pustego 310 kg
- ciężar paliwa ~21,5 kg
- ciężar oleju ~2,25 kg
- ciężar pilota ~72 kg

Ciężar samolotu w chwili startu ~406 kg.

Samolot nie posiadał balastu.

Ciężar samolotu mieścił się w granicach podanych w IUL.

Wyważenie samolotu odpowiadało wymogom IUL.

1.7 Informacje meteorologiczne.

Pogoda w dniu wypadku ustalona została na podstawie prognozy z IMGW Kraków, obserwacji na filmie video w czasie startu samolotu i zeznań świadków.

Sytuacja baryczna: rejon w obszarze podwyższonego ciśnienia.

Stan pogody według prognozy:

Zachmurzenie: 3-5/8 Sc, Cu o podstawach 1000-1300 m i wierzchołkach 1500-3000 m.

Widzialność: ponad 10 km.

Izoterma 0°: 1500 m.

Oblodzenie: w chmurach powyżej izotermy 0° umiarkowane.

Turbulencja: w Cu umiarkowana.

Wilgotność: 27%.

Wiatr przyziemny: 020° - 050°, o prędkości 05 - 10 kt.

1000 m: . 030° - 060°, o prędkości 10 - 15 kt.

1500 m: . 020° - 050°, o prędkości 10 - 15 kt.

Według kierownika lotów, pogoda była termiczna przy podstawach chmur 1500m i noszeniach rzędu 3-4 m/s, wiatr z kierunku 320-330° przy prędkości 2-3 m/s.

Za zgodność PKBWL

1.8 Środki nawigacyjne.

Podstawowe

1.9 Łączność.

Samolot był wyposażony w radiostację lotniczą IC-A 110 EURO z zakresem częstotliwości 118,000 – 136.975 MHz, o mocy 10 W (Pozwolenie nr PB/1827/02 z dnia 16.05.2002 r. ważne do dnia 22.02.2012 r.). Pilot nawiązał łączność z Krosno "Kwadrat" tylko w czasie sprawdzania radiostacji. Pilot w czasie lotu nie podawał żadnych parametrów lotu.

1.10 Dane dotyczące lotniska Krosno EPKR.

Położenie geograficzne: 49° 40' 59,05" N, 21° 44' 01,11" E,
Wysokość: 280 m n.p.m.

Drogi startowe RWY:

-trawa	1040 x 100 m	110° - 290°
-trawa	900 x 100 m	144° - 324°
-trawa	950 x 100 m	044° - 224°
-trawa	625 x 100 m	020° - 200°

Częstotliwości radiowe: KWADRAT 122,400 MHz, PORT 122,700 MHz.
Urządzenia radionawigacyjne: NDB „KMO" 434 kHz i R/NAM KROSNO GONIO 122,7 MHz.

Użytkownik lotniska: Aeroklub Podkarpacki.

1.11 Rejestratory pokładowe.

Nie było.

1.12 Informacja o szczątkach i zderzeniu.

W czasie lotu samolotu z prędkością przyrządową ponad 200 km/h, na wysokości około 400÷500 m, na skutek wystąpienia zjawiska flatteru, nastąpiło urwanie lewego skrzydła i klapolotki prawego skrzydła, w odległości dwóch trzecich długości od kadłuba. Na wysokości około 100÷120 m pilot uruchomił system ratowniczy GRS 5/260. W tym czasie od prawego skrzydła oderwała się pozostała część klapolotki tego skrzydła. Spadochron urządzenia GRS otworzył się na wysokości poniżej 100 m. Spadochron nie wypełnił się w sposób prawidłowy (prawdopodobnie na skutek obrotów samolotu wokół osi podłużnej, skręcania lin nośnych i przerwania kilku z nich). Po upadku na ziemię, kadłub samolotu z pilotem w kabinie znajdował się w odległości 38 m od prawego skrzydła wraz z kratownicą łączącą skrzydła. Stan kadłuba świadczy o dość płaskim upadku, z lekkim przechyleniem na lewą stronę i „na nos".

Lewe skrzydło samolotu upadło w odległości 574 m od kadłuba, w kierunku nalotu. Część klapolotki prawego skrzydła, która oderwała się w momencie wystąpienia flatteru, upadła w odległości 560 m w od kadłuba, w kierunku zachodnim. Odległość klapolotki od lewego skrzydła wynosiła 186 m. (załącznik nr 4). Pozostała część klapolotki prawego skrzydła spadła w miejscu upadku silnika rakietowego systemu GRS, wraz z jego spadochronem hamującym, w odległości 160 m od kadłuba samolotu, w kierunku nalotu.

[redacted]

Za zgodność

PKBWL

Opis uszkodzeń statku powietrznego

Kadłub:

- część przednia (kabinowa) całkowicie zniszczona, zdefragmentowana,
- niektóre skleiny podzespołów kadłuba rozerwane,
- dach kabiny oderwany,
- wyrwane drzwi lewe i prawe (znalazły się daleko od kadłuba, całkowicie zniszczone),
- wyrwane pneumatyczne sprężyny gazowe podpierające drzwi,
- prawy zastrzał skrzydła oderwany od kadłuba (wyrwane okucie kadłubowe zastrzału pozostało przy kadłubie),
- lewy zastrzał skrzydła pozostał przy kadłubie,
- tylna (ogonowa) część kadłuba odłamana wraz z usterzeniem.

Kabina:

- oszklenie całkowicie zniszczone,
- ogólnie zdemolowana, wszystkie elementy wnętrza naruszone i uszkodzone,
- tablice przyrządów i pulpity wyłamane, uszkodzone,
- fotele i pasy bezpieczeństwa w całości,
- tapicerka prawego fotela wyrzucona na zewnątrz.

Prawe skrzydło:

- oderwane od kadłuba wraz z całą kratownicą łączącą skrzydła, do której zamocowany jest spadochron systemu GRS 5/260,
- pokrycia lokalnie uszkodzone,
- oderwana całkowicie klapolotka,
- klapolotka rozerwana na dwa fragmenty różnej długości (znalezione w dużej odległości od siebie),
- oderwany całkowicie zastrzał,
- obraz zniszczeń okuć zastrzału świadczy o ich ukręceniu,
- uszkodzona końcówka.

Lewe skrzydło:

- oderwane od kadłuba (wyłamane oba dźwigary), odnalezione z daleka od innych szczątków samolotu,
- klapolotka zachowała się przy skrzydle,
- na klapolotce, przy wszystkich węzłach zawieszenia, widoczne ślady uderzeń o konsolę zawieszenia (charakterystyczne dla wychyleń znacznie przekraczających normalny zakres),
- wyrwany fragment dolnego pokrycia skrzydła u nasady,
- zniszczone (spękane) pokrycie górne w rejonie nasady – zniszczenia charakterystyczne dla „ukręcenia" skrzydła z jego okuć kadłubowych,
- zerwany fragment górnego pokrycia klapolotki u nasady skrzydła,
- oderwany całkowicie zastrzał,

[redacted]

Za zgodność PKBWL

- obraz zniszczeń okuć zastrzału świadczy o ich ukręceniu,
- uszkodzona końcówka.

Usterzenie:

- usterzenie pionowe zachowane w całości, z drobnymi uszkodzeniami, wyłamane wraz z tylną częścią kadłuba,
- usterzenie poziome z uszkodzeniami, wyłamane wraz z tylną częścią kadłuba,
- ster wysokości całkowicie oderwany od statecznika poziomego.

Podwozie:

- podwozie przednie wyłamane, wgniecione w konstrukcję przedniej (kabinowej) części kadłuba,
- podwozie główne prawe zachowane przy kadłubie, z niewielkimi uszkodzeniami,
- podwozie główne lewe wyłamane z zamocowania, podwinięte pod kadłub.

Zespół napędowy:

- silnik płytko zaryty w ziemi,
- łoże silnika zniszczone, zniekształcone i połamane,
- wyposażenie silnika w znacznym stopniu uszkodzone, zniszczone w jego części dolnej po lewej stronie,
- zniszczony jeden z gaźników,
- zniszczony układ wydechowy z kolektorem spalin,
- dolna osłona silnika zniszczona,
- górna osłona silnika znacznie uszkodzona, odkształcona,
- kołpak śmigła wbity w ziemię,
- obie łopaty śmigła odłamane przy piaście.

System sterowania płatowcem:

- system sterowania klapolotkami zniszczony, całkowicie odłączony od skrzydeł, niektóre elementy (np. „korbka" napędu klapolotki) – oddzielone całkowicie od reszty,
- systemy sterowania w kadłubie zachowały ciągłość, odkształcone w rejonie kabiny wskutek uderzenia.

System sterowania zespołem napędowym:

- zachowana ciągłość od kabiny w głąb przedziału silnikowego,
- zniszczone zamocowania do gaźników.

System paliwowy:

- zbiorniki paliwa przemieszczone w kadłubie,
- system ogólnie zachował szczelność,
- uszkodzone przewody paliwowe na silniku.

[redacted]

Za zgodność PKBWL

System elektryczny:

- wiązki przewodów w kadłubie zachowane,
- ogólne uszkodzenia w rejonie kabiny,
- akumulator wymontowany po wypadku.

Przyrządy i awionika:

- brak prędkościomierza (wyrwany z zamocowania i zniszczony),
- brak woltomierza,
- sztuczny horyzont częściowo wyrwany z zamocowania,
- obrotomierz częściowo wyrwany z zamocowania,
- położenia przełączników:
  - transponder: WYŁĄCZONY,
  - reflektor: WYŁĄCZONY,
  - radio: WŁĄCZONE,
  - lampa antykolizyjna: WYŁĄCZONA,
  - sztuczny horyzont: WŁĄCZONY,
  - pompa paliwowa: WYŁĄCZONA,
  - zapłon: WŁĄCZONY (oba),
- kluczyk w stacyjce (w położeniu 45° w lewo),
- zatrzymane wskazania ocalałych przyrządów:
  - wariometr: +0,5 m/s,
  - obrotomierz: 3200 obr/min,
  - ciśnienie paliwa ok. 0,48 bar.

System ratowniczy GRS 5/260

- uruchomiony przez pilota,
- początkowa faza działania prawidłowa, potem zaplątanie linek spadochronu głównego, wskutek obrotu kadłuba wokół osi, z powodu utraty lewego skrzydła,
- częściowe wypełnienie spadochronu głównego spowodowało wyrwanie ze struktury kadłuba kratownicy łączącej skrzydła,
- zasobnik spadochronu przemieszczony wewnątrz kadłuba w wyniku zderzenia z ziemią.

1.13 Informacje medyczne i patologiczne.

Pilot posiadał orzeczenie lekarskie [redacted] z dnia 19.04.2004 r., uznające go za zdolnego do wykonywania czynności lotniczych klasy 1 i 2 z ograniczeniem "zdolny do lotów w szkłach korekcyjnych". Pilot w wyniku zderzenia samolotu z ziemią poniósł śmierć na miejscu.

W krwi pobranej przy sekcji zwłok, podczas badania metodą chromotografii gazowej nie stwierdzono obecności alkoholu. Przyczyną śmierci pilota były masywne obrażenia narządów

wewnętrznych, powstałe w wyniku doznanego urazu, w chwili zderzenia z ziemią. Na miejscu zdarzenia komisja nie znalazła szkieł korekcyjnych. Podczas sekcji zwłok nie ujawniono szkieł kontaktowych. Komisja nie jest wstanie ustalić, czy pilot wykonywał lot w szkłach kontaktowych. Według zeznań świadków, pilot nie wykorzystywał w czasie lotu szkieł korekcyjnych. Według oceny Komisji, wykonywanie przez pilota lotu bez szkieł korekcyjnych nie miało wpływu na zaistnienie wypadku.

1.14 Pożar.

Nie było.

1.15 Czynniki przeżycia /Ratownictwo/.

Po urwaniu się, na wysokości około 400÷500 m, lewego skrzydła i części klapolotki prawego skrzydła, pilot, według oceny Komisji, mógł mieć szansę uratowania się pod warunkiem jednak natychmiastowego uruchomienia systemu ratowniczego GRS 5/260, którego spadochron - przy początkowo małych obrotach samolotu - mógł się wypełnić i zmniejszyć prędkość pionowego opadania uszkodzonego samolotu, umożliwiając pilotowi przeżycie w czasie uderzenia o ziemię. System GRS 5/260, zgodnie z instrukcją, powinien zapewnić bezpieczne uratowanie statku powietrznego o masie do 450 kg, do prędkości lotu 260 km/h. Natychmiastowe uruchomienie przez pilota, systemu ratowniczego, w sytuacji złożonego stanu przeciążeń związanych z ruchem samolotu, nie było prawdopodobnie możliwe, wskutek nie zapięcia przez niego barkowych pasów bezpieczeństwa i nie odbezpieczenia systemu ratowniczego na ziemi. Spowodowało to nieuniknioną stratę czasu, ze względu na trudności w przyjęciu przez pilota pozycji umożliwiającej wykonanie w kabinie wszystkich czynności, związanych z uruchomieniem systemu ratowniczego. Wskutek tego opóźnienia spadochronowy system ratowniczy został uruchomiony na wysokości około 100÷120 m. W związku z tym otwarcie spadochronu nastąpiło na wysokości poniżej 100 m. Czasza spadochronu ratowniczego, na skutek obrotów samolotu, skręcania lin nośnych i przerwania kilku z nich, zaczęła się zwijać. Po upadku na ziemię, kadłub samolotu z pilotem w kabinie znajdował się w odległości 38 m od prawego skrzydła, które spadło wraz z kratownicą łączącą skrzydła i zamocowanym do niej spadochronem systemu ratowniczego. W wyniku zderzenia z ziemią pilot zginął na miejscu.

Komisji nie udało się jednoznacznie ustalić, czy - po niepełnym otwarciu spadochronu systemu ratowniczego - nastąpiło oderwanie się urządzenia ratowniczego z kratownicą łączącą skrzydła oraz prawym skrzydłem od pozostałej części kadłuba z kabiną pilota, czy nastąpiło to już po zderzeniu z ziemią. Niezależnie od tego Komisja ocenia, że system ratowniczy w każdej sytuacji, bezwzględnie na stopień uszkodzenia samolotu, powinien zapewnić uratowanie załogi i kabina samolotu nie powinna się oddzielić od spadochronu ratowniczego systemu.

Za zgodność PKBWL

1.16 Badania i ekspertyzy.

Przeprowadzono badanie stanu technicznego samolotu, w tym szczególnie systemu sterowania. Wykonano szereg zdjęć terenu wypadku i szczątków samolotu. Sporządzono szkic rozrzutu części samolotu w miejscu wypadku. Zebrano i przeanalizowano dokumentację pilota, dokumentację samolotu, silnika i lotów próbnych samolotu oraz dokumentację związaną z nadzorem Inspektoratu Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych nad budową i wykonywaniem lotów próbnych na samolocie JK-05 i JK-05L. Wykonano analizę notatek pilota, sporządzonych podczas lotu zakończonego wypadkiem. Przeprowadzono analizę wykonanych obliczeń obciążeń i wytrzymałości samolotu. Przesłuchano świadków wypadku oraz osoby zaangażowane w budowę, modyfikację i próby samolotu. Zapoznano się u wytwórcy z procesem produkcji samolotów JK-05.

1.17 Informacje o działalności j.o. lotnictwa i administracji

1.17.1 Budowa samolotów JK-05 i JK-05L oraz nadzór władz lotniczych nad budową.

W wyniku analizy złożonych zeznań oraz dokumentacji udostępnionej przez Wytwórcę, Urząd Lotnictwa Cywilnego i Delegaturę Południową ULC (w tym zwłaszcza dawny IX Okręg IKCSP w Krośnie), PKBWL ustaliła, co następuje:

1. Budowę samolotów typu JK "Junior" rozpoczęto na przełomie lat 1998/1999. Pierwszy lot prototypu samolotu JK-03 "Junior" został wykonany 9 listopada 1999 roku. W tej wersji (tj. JK-03) zostało zbudowanych 5 egzemplarzy z różnymi silnikami (zgodnie z życzeniami klientów). Do dnia wypadku wszystkie loty próbne, na samolotach typu JK "Junior" wszystkich wersji, były wykonane przez pilota, który uległ wypadkowi. W roku 2001 został zbudowany pierwszy egzemplarz samolotu JK-05. Zgłoszenie sprzętu lotniczego do wydania pozwolenia na wykonanie lotów w kategorii specjalnej i objęcia państwowym nadzorem lotniczym prac i czynności związanych z budową i uznaniem zdatności do lotu, było wysłane do GILC/IKCSP dnia 27.06.2001 r. i zostało pozytywnie zaopiniowane przez starszego specjalistę Okręgu IX dnia 29.06.2001. Budowę objęto nadzorem IKCSP o czym poinformowano konstruktora w piśmie z dnia 04.07.2001 r.

2. Główny Inspektor IKCSP, w piśmie z dnia 04.07.2001 r., określił, że samolot został zaliczony do kategorii "Specjalny" i Podkategorii S1, a przepisy dotyczące budowy i uznania zdatności "Tymczasowe wymagania zdatności samolotów ultralekkich budowanych amatorsko w pojedynczych egzemplarzach" z września 1989 r. Do sprawowania nadzoru nad budową oraz udzielania w jej trakcie niezbędnych konsultacji w dziedzinie zdatności do lotu, Główny Inspektor IKCSP powołał Zespół Roboczy, składający się ze specjalistów z IX i VIII Okręgu IKCSP. Według decyzji zawartej w tym piśmie, proces nadzoru nad budową i dopuszczeniem do lotu miał być prowadzony zgodnie z dokumentem "Zasady dopuszczania do lotu statków powietrznych Kategorii SPECJALNY i ogólna procedura wydawania Pozwolenia na Wykonywanie Lotów w

Za zgodność PKBWL

Kategorii SPECJALNY" oraz procedurą szczegółową "Dopuszczenie do użytkowania statków powietrznych Kategorii SPECJALNY". W piśmie tym podano również szereg innych szczegółowych zaleceń dotyczących nadzoru nad budową tego statku powietrznego. Na podstawie programu prób w locie, z dnia 16.08.2001 r., wykonano te próby i we wrześniu tego roku opracowano sprawozdanie z prób samolotu JK-05 "Junior" nr fabr. 05-01-01, na ziemi i w locie.

3. Kolejne zgłoszenie, w celu objęcia państwowym nadzorem lotniczym serii 10 samolotów typu JK-05 (o numerach fabrycznych od 05-01-03 do 05-01-12), było wysłane do GILC/IKCSP dnia 30.11.2001 r. i zostało pozytywnie zaopiniowane przez IX Okręg IKCSP dnia 03.12.2001 r. Nadzór nad budową tych samolotów był prowadzony na tych samych co poprzednio zasadach (pismo GILC z dn. 2002-04-02).

   Program prób w locie samolotu JK-05, z dnia 23.04.2002 r., został opracowany przez konstruktora, na podstawie programu prób innego samolotu tej samej kategorii. Program ten został zatwierdzony dnia 26.04.2002 r. przez przewodniczącego Zespołu Roboczego. W programie tym, między innymi, w punkcie **VI - Skalowanie przyrządów rozdział B § 5 komentarz /1/ /a/** (przepisów budowy przyjętych jako podstawa uznania zdatności do lotów) zalecono *"W początkowym okresie prób powinna być określona dokładność przyrządów pomiarowych, oraz powinny być sporządzone wykresy poprawek. Należy zwrócić szczególną uwagę na błędy wskazań prędkościomierza, powinien być przy tym uwzględniony wpływ poszczególnych konfiguracji."*

4. W protokóle prób nr 6, zawartym w sprawozdaniu z prób na ziemi i w locie z lipca 2002 r., w zakresie skalowania przyrządów, wpisano punkt następującej treści: "*Oparto się na próbach samolotu JK-05 nr ser. 05-01-01, w którym układ pneumatyczny przyrządów pokładowych jest porównywalny*". W protokóle, do którego się odwołano (z września 2001 r.) istnieje zapis: "*W czasie prób wykonano lot porównawczy samolotu JK-05 "Junior", z samolotem PZL-101. Wskazania przyrządów zgodne z samolotem PZL-101, a w szczególności prędkościomierz*". W sprawozdaniu nie zawarto żadnych informacji o zakresie prędkości wykonanych prób, ani nie zawarto wykresów poprawek. Według Komisji, tak przeprowadzone próby nie spełniały wymagań zawartych w programie prób i były niewystarczające z punktu widzenia bezpieczeństwa wykonywanych lotów, gdyż nie można było w ten sposób określić rzeczywistej poprawki układu pomiaru prędkości w pełnym, przewidywanym dla samolotu JK-05 zakresie, zwłaszcza dla wyższych prędkości, (bliskich przewidywanej dla samolotu JK-05 V_D=220 km/h), których samolot PZL-101 nie był w stanie osiągnąć.

5. W programie prób w pkt. **XII. - Zabezpieczenie przed flatterem** rozdział B §29 - określono, między innymi, następujące wymagania *"...na samolocie, przy wszystkich konfiguracjach i przy każdej dopuszczalnej prędkości lotu, co najmniej do prędkości V_D, nie*

Za zgodność PKBWL

mogą wystąpić: flatter, rozbieżność skrętna /divergencja/ lub odwrotne działanie sterów" oraz *"W zakresie prędkości dopuszczalnych musi występować wystarczające tłumienie, takie żeby drgania aeroelastyczne szybko zanikały"*. Według ustaleń Komisji, dokonanych na podstawie przedstawionych przez konstruktora obliczeń, prędkość V_D dla samolotu JK-03 i JK-05 wynosiła 220 km/h, a dla samolotu JK-05L - 240 km/h. W uwadze zawartej w tym punkcie wpisano *"Powyżej prędkości 180 km/h prędkość zwiększać stopniowo co 5 km/h, uważnie obserwując zachowanie się samolotu."*

6. W sprawozdaniu z prób z lipca 2002 r., w protokóle prób nr 12 dotyczącym zabezpieczenia przed flatterem, drganiami i trzepotaniem, stwierdzono, że: *"Samolot w każdym stanie i w zakresie prędkośc, od V_{S1} do V_{DF} =200 km/h (IAS), jest wolny od drgań i odwrotnego działania sterów."* oraz *„W zakresie dopuszczalnych prędkości, aż do V_{DF}, drgania aeroelastyczne są tłumione. Podczas zbliżania się do prędkości V_{DF} nie zmniejsza się oddziaływanie sterów na wszystkie trzy osie i nie występują odznaki przechyłu przez skrzydło czy utrata kierunku."*

7. Na podstawie "Sprawozdania z prób na ziemi i w locie, samolotu JK-05 "Junior", nr fabr. 05-01-04, nr rejestru SP-YBB, z silnikiem VERNER 133M, wydano w Krośnie, dnia 11.07.2002 r., "Orzeczenie o zdatności statku powietrznego po próbach w locie".

8. Po zakończonym procesie uznania zdatności samolotu JK-05, nr fabr. 05-01-04, wyposażonego w silnik Verner 133M i śmigło AS 1650/1350, komisja IKCSP nadzorująca budowę, składająca się z członków Zespołu Roboczego, pozytywnie oceniła zbudowany samolot i wnioskowała, w protokóle z dnia 17.07.2002 r. do Głównego Inspektora IKCSP, o wydanie "Pozwolenia na wykonywanie lotów w kategorii "Specjalny".

9. Pierwszym wyprodukowanym samolotem JK-05, z silnikiem Rotax 912 był samolot o numerze seryjnym 05-01-08. Na tym samolocie, według oświadczenia konstruktora, wykonano próby, jak do podkategorii S-2 dla płatowca i S-1 dla zespołu napędowego. Wszystkie następne samoloty były produkowane z silnikiem Rotax-912.

10. W samolocie JK-05, nr fabr. 05-01-04, na wniosek właściciela, w dniach od 15.09.2003 r. do 15.10.2003 r., wprowadzono zmiany konstrukcyjne, związane ze zmianą zespołu napędowego Verner 133M na Rotax 912 UL. W czasie lotu technicznego, wykonanego po tej zamianie, pilot wpisał do protokółu prób w locie z dnia 25.10.2003 r., sprawdzenie samolotu na prędkości lotu 200 km/h. Pilot stwierdził również, że samolot zachowuje się prawidłowo w całym zakresie prędkości i może być eksploatowany zgodnie z instrukcją "Użytkowania w Locie i Obsługi Technicznej."

11. Dnia 12.03.2004 r., konstruktor samolotu otrzymał od pilota z Francji (jednego z nabywców samolotu JK-05) pisemną informację, że podczas lotu z prędkością odczytaną na prędkościomierzu, równą 185 km/h, samolot JK-05, nr fabr 05-02-10 (ze skrzydłem krótkim) zaczął niebezpiecznie drgać. Pilot odciął dopływ paliwa i ściągnął drążek, żeby

[redacted]

Za zgodność PKBWL

wytracić prędkość i samolot przestał drgać. Po porównaniu wskazań na prędkościomierzu z odczytem prędkości z GPS stwierdził, że leciał wtedy na zniżaniu, z prędkością ponad 230 km/h. Według oświadczenia tego pilota, w tym dniu nie było wiatru, który mógłby mieć wpływ na błędy we wskazaniach prędkości odczytanych z GPS. Pilot francuski, zdając sobie sprawę z możliwych tragicznych następstw błędu wskazań prędkościomierza, przekraczających 45 km/h, prosił konstruktora samolotu o usunięcie tej usterki. Konstruktor uznał, że zjawisko drgań wystąpiło na skutek przekroczenia maksymalnie dopuszczalnej prędkości lotu. Niedokładność wskazań prędkościomierza, według oświadczenia konstruktora, zamierzano usunąć w czasie najbliższego pobytu we Francji, poprzez zmianę dajnika ciśnień. Do dnia wypadku wyprodukowano 35 egzemplarzy samolotów typu JK-03 i JK-05, z tego do Francji zostało sprzedanych około 16 samolotów. W Polsce lata 6 samolotów tego typu. Pomimo tak dużej liczby eksploatowanych samolotów, konstruktor, od otrzymania w/w listu do chwili rozpoczęcia badania wypadku samolotu SP-YBB przez PKBWL, nie podjął żadnych udokumentowanych działań, mogących ostrzec innych pilotów przed możliwością zagrożenia. Na kolejnych samolotach JK-05, budowanych dla odbiorców francuskich (nie objętych nadzorem IKCSP), zmienione zostało jednak usytuowanie sondy pomiaru ciśnienia statycznego i dynamicznego. Brak jest natomiast dokumentu, świadczącego o wykonaniu przy wprowadzeniu tych zmian, jakichkolwiek prób lub nawet powiadomieniu o tym IKCSP.

12. W roku 2003 użytkownicy z Francji zaproponowali, żeby zgodnie z panującymi trendami, samolot JK-05 "Junior" został wyposażony w zaokrąglone i wygięte końcówki skrzydeł (winglety), co poprawiłoby jego charakterystyki aerodynamiczne, a przede wszystkim zmniejszyło prędkość podejścia do lądowania i prędkość przeciągnięcia oraz zwiększyło prędkość przelotową. Pierwszy lot na zmodyfikowanym samolocie, według oświadczenia konstruktora, wykonano we Francji w lutym 2004 roku, natomiast obliczenia uzupełniające zostały wykonane w kwietniu 2004 roku.

13. Dnia 13.04.2004 r. właściciel samolotu JK-05, nr fabr. 05-01-04 SP-YBB, zwrócił się do Urzędu Lotnictwa Cywilnego o objęcie państwowym nadzorem modyfikacji tego samolotu, na wersję oznaczoną następnie jako JK-05L. Modyfikację samolotu w zakładach PPHU EKOLOT rozpoczęto dnia 02.04.2004 r., (w jedenaście dni przed formalnym jej zgłoszeniem do nadzorowania przez ULC). W ramach modyfikacji wykonano:
    - powiększenie rozpiętości skrzydeł z 10,00 m do 11,56 m i powierzchni nośnej z 9,72 m^2 do 11,00 m^2, przez dodanie eliptycznych końcówek skrzydeł o większym wzniosie,
    - zmianę oprofilowania zastrzałów skrzydła: w miejsce owiewki o profilu trójkątnym, za rurą zastrzału, wprowadzono symetryczny profil o eliptycznym nosku i grubości względnej 30%,
    - oprofilowanie węzłów zastrzału na skrzydle i kadłubie.

[redacted]

Za zgodność

PKBWL

Modyfikację samolotu SP-YBB na wersję JK-05L zakończono dnia 16.04.2004 r.

14. Do sprawowania nadzoru nad budową oraz udzielania w jej trakcie niezbędnych konsultacji w dziedzinie zdatności do lotu, Naczelnik IKCSP, pismem z dnia 26.04.2004 r., powołał Zespół Roboczy, składający się ze specjalistów z Delegatury Południowej ULC, (dawnych Okręgów IKCSP – IX w Krośnie i VIII w Rzeszowie) oraz z IKCSP w ULC. Wynika z tego, że Zespół Roboczy IKCSP do nadzorowania modyfikacji formalnie powołano dopiero w 10 dni po jej zakończeniu, dokładnie w dniu pierwszego lotu próbnego, w czasie którego wydarzył się wypadek. Świadectwo kontroli modyfikacji, po jej zakończeniu, nie zostało podpisane przez żadnego z nadzorujących ją z ramienia ULC, inspektorów. Na podstawie dostępnych dokumentów, uwzględniając czas rozpoczęcia i zakończenia modyfikacji oraz daty jej zgłoszenia do nadzorowania i powołania do nadzoru Zespołu Roboczego, składającego się ze specjalistów z Delegatury Południowej ULC, i zatwierdzania dokumentacji, można przyjąć, że modyfikacja samolotu JK-05 nr fabr. 05-01-04, o znakach rozpoznawczych SP-YBB na wersję JK-05L, formalnie nie była nadzorowana.

15. Zakończony wypadkiem lot próbny samolotu JK-05L SP-YBB wykonywany był:
    - bez pisemnego zlecenia na lot,
    - bez określenia zadania do wykonania podczas lotu,
    - bez określenia warunków bezpieczeństwa (np. minimalnej bezpiecznej wysokości lotu dla danej próby, warunków meteorologicznych itp.),
    - bez pisemnej umowy między firmą EKOLOT a pilotem wykonującym próbę, która określałaby jednoznacznie sposób wykonywania i dokumentowania prób.

1.18 Informacje uzupełniające

Nie było.

1.19 Nowe metody badań

Nie było.

2 ANALIZA.

2.1 Poziom wyszkolenia

Pilot posiadał licencję pilota samolotowego zawodowego, licencję pilota śmigłowcowego zawodowego oraz pilota szybowcowego i mechanika poświadczenia obsługi statku powietrznego. Posiadał uprawnienia do wykonywania lotów na wielu typach samolotów. Był pilotem, który od września 2000 roku tj. od początku budowy samolotów JK "Junior", wykonywał wszystkie loty próbne na samolotach typu JK "Junior". Oprócz lotów próbnych na samolocie JK "Junior", wykonywał loty próbne na takich samolotach jak: FK-12, FK-14, P92

Za zgodność
PKBWL

"Echo", RWD-5, AT-3, "Tulak". Pilot posiadał więc bardzo duże doświadczenie w wykonywaniu lotów próbnych, w tym szczególnie na samolotach lekkich i ultralekkich.

Pilot, w licencji pilota samolotowego zawodowego [redacted] wydanej dnia 06.04.2004 r., nie posiadał wpisu przedłużenia ważności uprawnień TPR-2 (uprawnienie pilota doświadczalnego 2 klasy).

Dnia 01.02.2005 r. Komisja wystąpiła do Naczelnika Wydziału Inspektoratu Personelu Lotniczego ULC z zapytaniem na piśmie:

1. Czy w świetle obowiązujących w dniu wypadku przepisów pilot wykonujący loty próbne posiadał w dniu wypadku ważne uprawnienia pilota doświadczalnego?
2. Czy uprawnienia, które posiadał uprawniały go do wykonywania prób na prototypach i pierwowzorach samolotów?

Komisja otrzymała w tej sprawie pismo ULC LOL-2/KG/21/5/2005, z dnia 14 lutego 2005 r., z następującą odpowiedzią:

"1. W licencji pilota [redacted] nie ma wpisu uprawnienia pilota doświadczalnego i licencja ta nie uprawnia do wykonywania lotów na samolotach.

2. Pan .....posiadał licencję pilota samolotowego zawodowego [redacted] z wpisem pilota doświadczalnego 2 klasy (TPR2).

3. Uprawnienie TPR 2 zostało nadane 31.01.1981 r. i zgodnie z § 36 ust. 2 Rozporządzenia Ministra Infrastruktury z dnia 3 września 2003 (Dz.U. nr 165 poz. 1603) zostało ponownie wpisane do licencji pilota samolotowego zawodowego podczas jej wymiany, lecz bez daty ważności, gdyż pan.....nie dostarczył protokółu ze sprawdzenia umiejętności, zgodnie z § 16 ust. 1 w/w rozporządzenia sprawdzenia tego mógł dokonać egzaminator LKE i dokonać odpowiedniego wpisu w licencji. Zgodnie z pkt.3.5.5 Załącznika nr 1 do w/w rozporządzenia ważność uprawnienia pilota doświadczalnego wynosi 1 rok i może być przedłużona na podstawie sprawdzenia umiejętności.

4. Zgodnie z pkt 3.5.1.2 w/w załącznika uprawnienie pilota doświadczalnego klasy 2 upoważnia do wykonywania oblotów i lotów próbnych-doświadczalnych pierwowzorów statków powietrznych z załogą jednoosobową, jeżeli posiadacz uprawnienia pilota doświadczalnego klasy 2 spełnia dodatkowe warunki kwalifikacyjne określone w instrukcji operacyjnej organizacji lotniczej prowadzącej próby w locie, zatwierdzonej przez Prezesa ULC albo prowadzenie przez niego tych prób jest imiennie akceptowane w zatwierdzonym lub uzgodnionym przez Prezesa programie prób."

2.2 Organizacja lotów i przebieg zdarzenia

Samolot JK-05 "Junior", o znakach rozpoznawczych SP-YBB, został zmodyfikowany na wersję JK-05L. Modyfikacja polegała na powiększeniu rozpiętości skrzydeł i powierzchni nośnej, przez dodanie eliptycznych końcówek o większym wzniosie, zmianie oprofilowania zastrzałów skrzydła oraz oprofilowaniu węzłów zastrzału na skrzydle i kadłubie.

Za zgodność PKBWL

Lot w czasie którego wydarzył się wypadek, był pierwszym lotem tego pilota na zmodyfikowanym samolocie JK-05L. Przed lotem nie podpisano umowy między firmą "Ekolot" a pilotem wykonującym próbę, która określałaby jednoznacznie sposób wykonywania i dokumentowania prób w locie.

Celem lotu było sprawdzenie właściwości pilotażowych samolotu. Nie sporządzono jednak pisemnego zlecenia na lot, w którym sprecyzowane zostałyby zadania w locie, warunki ich realizacji i warunki bezpieczeństwa (np. wysokość lotu na początku próby itp.). Około godziny 16.00. LOC dnia 26. 04. 2004 r. pilot zajął miejsce w kabinie samolotu, wykonał próbę silnika i zapiął pasy biodrowe. Pilot nie miał spadochronu ratowniczego. Po zapięciu pasów pilot nie odbezpieczył, jak jest to określone w instrukcji użycia, systemu ratowniczego typu GRS 5/260. Start do lotu próbnego nastąpił o godzinie 16.35. Samolot wystartował z kursem 270°. Po nabraniu wysokości do około 600 m wykonał zakręt w prawo o około 180° i ponownie przeleciał nad lotniskiem z kursem około 100-120°. Po kolejnym zakręcie o około 180° i przelotem nad lotniskiem, wykonał lot w kierunku miejscowości Jedlicze. Komisja, na podstawie notatek pilota w nakolanniku, oceniła, że w tym czasie samolot wykonywał lot z prędkością od 110÷120 km/h, przy zmiennych obrotach silnika, kolejno na wznoszeniu i zniżaniu. Następnie w rejonie m. Jedlicze wykonał dwa płytkie zakręty w lewo o 360°. W czasie tych manewrów wykonywał lot z prędkością od 125÷180 km/h. W tym czasie pilot zapisał obroty silnika i temperatury oleju kolejno przy prędkościach 125, 150, 160, 180, 200 km/h. Komisja nie jest w stanie jednoznacznie stwierdzić, czy w tej fazie lotu pilot zastosował się do uwagi zawartej w programie prób, nakazującej, że powyżej prędkości 180 km/h prędkość należy zwiększać stopniowo co 5 km/h, uważnie obserwując zachowanie się samolotu. Następnie, według oceny Komisji, pilot rozpoczął zwiększanie prędkości lotu do 205 km/h (wskazywanej na przyrządzie w kabinie) i około godziny 16.50, w czasie gdy samolot wykonywał lot na zniżaniu w kierunku lotniska, z kursem około 130°, prawdopodobnie przy prędkości przyrządowej około 205 km/h, na wysokości 400÷500 m wystąpiło zjawisko flatteru skrzydła. Prędkość lotu samolotu została odczytana z zapisów pilota w nakolanniku - ostatni zapis informuje o obrotach silnika 5650 i prędkości przyrządowej odczytanej 205 km/h (ASIR-air speed indicator read).

Na skutek wystąpienia zjawiska flatteru nastąpiło urwanie lewego skrzydła i klapolotki prawego skrzydła, w odległości dwóch trzecich długości od kadłuba. Samolot natychmiast zaczął opadać i obracać się w sposób niekontrolowany.

Pilot, ze względu na duże zmienne przyspieszenia i nie zapięte pasy barkowe, miał prawdopodobnie duże trudności z dosięgnięciem dźwigni uruchamiającej urządzenie ratownicze (mógł być bezwładnie miotany po kabinie, a nawet chwilowo utracić świadomość). Z pewnością nie był w stanie wykonać precyzyjnych, celowych czynności ratowniczych. Dodatkowym utrudnieniem w użyciu tego urządzania była konieczność jego odbezpieczenia przed uruchomieniem.

PKBWL
Za zgodność

Według zeznań świadków dopiero na wysokości około 100÷120 m pilot uruchomił system ratowniczy GRS. Spadochron tego systemu otworzył się na wysokości poniżej 100 m. Czasza spadochronu ratowniczego, na skutek obrotów samolotu, skręcania lin nośnych i przerwania kilku z nich, zaczęła się zwijać. Po upadku na ziemię, kadłub samolotu z pilotem w kabinie znajdował się w odległości 38 m od kratownicy połączonej z prawym skrzydłem. W wyniku zderzenia z ziemią pilot zginął na miejscu, a samolot uległ całkowitemu zniszczeniu.

2.3 Konstrukcja i obliczenia

Komisja, po zapoznaniu się z konstrukcją samolotu oraz dostarczonymi obliczeniami obciążeń i obliczeniami wytrzymałościowymi (dla wersji JK-05 i JK-05L), stwierdza, że:

1. W czasie prac konstrukcyjnych nie wykonano obliczeń wyważenia masowego powierzchni sterowych samolotu w wersji JK-05 i JK-05L (zeznania konstruktora z dn. 28.04.2004 r.). Brak wyważenia masowego klapolotek o dużej rozpiętości, przy oczekiwanej prędkości maksymalnej samolotu powyżej 200 km/h (prędkość V_D wg obwiedni krzywej obciążeń zgodnie z obliczeniami powinna wynosić 220 km/h w wersji JK-05 i 240 km/h w wersji JK-05L).
2. W dostarczonych Komisji obliczeniach wytrzymałościowych (Projekt techniczny – dwumiejscowy ultralekki samolot JK-05 „Junior" – Obliczenia wytrzymałościowe – Krosno, maj 2001 r. oraz Projekt techniczny – dwumiejscowy ultralekki samolot JK-05L „Junior" – Uzupełniające obliczenia wytrzymałościowe skrzydła – Krosno, kwiecień 2004 r.) brak prezentacji obliczeń wprowadzenia obciążeń z kratownicy łączącej skrzydła w kompozytową strukturę kadłuba. Przebieg wypadku samolotu JK-05L (SP-YBB) dowodzi, że taki sposób zamocowania spadochronowego systemu ratowniczego nie tylko nie zapewniał wystarczającej ochrony kabinowej części kadłuba, lecz doprowadził do rozerwania struktury kadłuba. Podczas wypadku kratownica ta została bowiem wyrwana ze struktury kadłuba. Komisji nie udało się jednoznacznie ustalić czy - po niepełnym otwarciu spadochronu systemu ratowniczego nastąpiło - oderwanie się urządzenia ratowniczego z kratownicą łączącą skrzydła oraz prawym skrzydłem od pozostałej części kadłuba z kabiną pilota, czy też nastąpiło to już po zderzeniu się samolotu z ziemią.
3. Sposób mocowania i wytrzymałość mocowania spadochronowego układu ratowniczego do płatowca nie są określone w przepisach (Tymczasowe wymagania zdatności dla samolotów ultralekkich budowanych amatorsko w pojedynczych egzemplarzach, wrzesień 1989), według których oceniana była zdatność samolotu JK-05 i JK-05L do lotu. Nie zwalnia to jednak konstruktora od obowiązku analizy takiego przypadku i odpowiedniego dostosowania struktury samolotu do zasadniczego celu stosowania spadochronowego systemu ratowniczego, jakim jest ratowanie kabinowej części kadłuba z ludźmi wewnątrz. Przepisy budowy, jakie przyjęto dla oceny zdatności do lotu samolotu JK-05 i JK-05L, liczą już sobie ponad 15 lat – powstawały w okresie, kiedy spadochronowe systemy ratownicze dla całych samolotów ultralekkich znajdowały się dopiero w początkowej fazie

Za zgodność

rozwoju. Analogiczne przepisy obowiązujące w innych krajach (np. w Niemczech) określają taki przypadek.

4. Na przeznaczonych dla użytkowników zagranicznych samolotach JK-05 (w wersji praktycznie odpowiadającej JK-05L), jeszcze przed podjęciem prób samolotu SP-YBB, zostało dokonane wzmocnienie nasadowej części pokrycia kesonu płata przez wprowadzenie dodatkowej warstwy tkaniny węglowej. Nie znajduje to odzwierciedlenia ani w dostarczonych obliczeniach wytrzymałościowych JK-05L, ani też w konstrukcji zniszczonego egzemplarza samolotu JK-05L, która właśnie w tym miejscu uległa uszkodzeniu podczas wypadku, co świadczy o tym, że wzmocnienie takie było celowe, lecz nie wprowadzono go w samolocie SP-YBB.

3 WNIOSKI

3.1 Ustalenia Komisji

1. Nie wykonano obliczeń wyważenia masowego i brak wyważenia masowego klapolotek o dużej rozpiętości dla samolotu w wersji JK-05 i JK-05L, przy oczekiwanej prędkości maksymalnej powyżej 200 km/h (prędkość V_D wg obwiedni krzywej obciążeń miała wynosić 220 km/h dla JK-05 i 240 m/h dla JK-05L).
2. Przeprowadzone próby w zakresie skalowania prędkościomierza, przez wykonanie lotu porównawczego samolotu JK-05 "Junior" z samolotem PZL-101 „Gawron", nie spełniały wymagań zawartych w programie prób i były niewystarczające z punktu widzenia bezpieczeństwa wykonywanych lotów. W sprawozdaniu nie zawarto żadnych informacji o zakresie prędkości wykonanych prób, ani nie zawarto wykresów poprawek aerodynamicznych. Tym samym wymagania przepisów, przyjmowanych jako podstawa zdatności do lotu, nie zostały spełnione.
3. Pilot w czasie lotu nie miał możliwości precyzyjnego określenia prędkości lotu, a jak wynika z informacji nadesłanej z Francji, wskazania prędkości w ich górnym zakresie mogły się różnić od rzeczywistych nawet o około 20% w stronę niebezpieczną, tj: około 40 km/h.
4. Zgłoszenie modyfikacji samolotu SP-YBB na wersję JK-05L, do nadzorowania przez ULC, na 3 dni przed jej zakończeniem oraz przyjęcie nadzorowania przez ULC w 10 dni po jej zakończeniu oznacza, że formalnie brak było nadzoru państwowego nad jej wykonaniem.
5. Nie wykonano obliczeń obciążenia kratownicy łączącej skrzydła od spadochronowego systemu ratowniczego, który jest zamocowany bezpośrednio do tej kratownicy.
6. Niewłaściwe zamocowanie systemu ratowniczego GRS, umożliwiające oddzielenie spadochronu systemu od kabiny, przy uszkodzeniu konstrukcji nie zapewnia uratowania życia ludzi będących na pokładzie samolotu.

[redacted]

PKBWL

7. Pilot, w licencji pilota samolotowego zawodowego [redacted] wydanej dnia 06.04.2004 r., nie posiadał przedłużenia ważności uprawnień TPR-2 (uprawnienie pilota doświadczalnego 2 klasy).
8. Warunki atmosferyczne (zwłaszcza występowanie turbulencji) nie w pełni odpowiadały wymaganiom w czasie tego rodzaju lotów próbnych i mogły mieć wpływ na zaistnienie wypadku.
9. Próby w locie wszystkich wersji i egzemplarzy samolotu prowadził tylko jeden, ten sam pilot.
10. Brak pisemnego zlecenia na lot.
11. Brak określenia zadania do wykonania podczas lotu.
12. Brak określenia warunków bezpieczeństwa (np. minimalnej bezpiecznej wysokości lotu dla danej próby).
13. Brak pisemnej umowy między firmą EKOLOT a pilotem wykonującym próbę, która określałaby jednoznacznie sposób wykonywania i dokumentowania prób.
14. Pilot przed startem nie zapiął barkowych pasów bezpieczeństwa, zapinając tylko pasy biodrowe.
15. Pilot przed startem nie odbezpieczył spadochronowego systemu ratowniczego GRS.
16. Pilot nie miał indywidualnego spadochronu ratowniczego.
17. Brak wymagań, co do sposobu mocowania spadochronowych systemów ratowniczych do struktury płatowca, w polskich przepisach budowy samolotów ultralekkich. Analogiczne przepisy obowiązujące w innych krajach (np. w Niemczech) określają taki przypadek.
18. Komisji nie udało się jednoznacznie ustalić, czy oderwanie urządzenia ratowniczego z kratownicą łączącą skrzydła oraz prawym skrzydłem od pozostałej części kadłuba z kabiną pilota nastąpiło po niepełnym otwarciu spadochronu systemu ratowniczego, czy w momencie uderzenia w ziemię.

3.2 Przyczyna wypadku

1. Brak analizy obliczeniowej warunków wystąpienia zjawiska flatteru dla zmodyfikowanej konstrukcji, a w szczególności brak wyznaczenia prędkości powstania flatteru oraz brak wyważenia masowego klapolotek o dużej rozpiętości, napędzanych przy kadłubie, przy obliczeniowej prędkości maksymalnej samolotu powyżej 200 km/h. Prędkość V_D dla samolotu JK-05L wg obwiedni krzywej obciążeń powinna wynosić 240 km/h (EAS).
2. Brak wyznaczenia poprawki aerodynamicznej układu pomiaru prędkości, co uniemożliwiło pilotowi określenie rzeczywistej prędkości lotu samolotu.
3. Brak reakcji konstruktora samolotu na pisemną informację, otrzymaną od pilota z Francji, o niebezpiecznych drganiach samolotu JK-05, nr fabryczny-05-02-10, przy prędkości odczytanej na prędkościomierzu równej 185 km/h i prędkości lotu ponad 230 km/h, określonej wg. GPS przy bezwietrznej pogodzie.

PKBWL

4. Nieświadome przekroczenie przez pilota krytycznej prędkości lotu, prawdopodobnie powyżej 230 km/h, przy wskazaniach prędkościomierza około 200 km/h.

Wpływ na zaistnienie wypadku miał niewłaściwy nadzór IKCSP nad budową samolotów "Junior" w wersji JK-05 i JK-05L oraz niezgodna z procedurami organizacja lotów próbnych polegająca, między innymi, na niewłaściwym przygotowaniu do tych lotów.

Okolicznościami sprzyjającymi zaistnieniu wypadku były:

- występująca w dniu wypadku turbulencja powietrza;
- wykonywanie wszystkich lotów przez jednego pilota, co mogło spowodować rutynowe i subiektywne podejście do problemów związanych z lotami próbnymi na samolotach typu JK-05.

Komisji nie udało się jednoznacznie ustalić, czy pilot miał szansę na uratowanie życia gdyby natychmiast po oderwaniu się skrzydła uruchomiony został system ratowniczy GRS 5/260 (Galaxy Rescue System).

Komisji nie udało się jednoznacznie ustalić, czy - po niepełnym otwarciu spadochronu systemu ratowniczego - nastąpiło oderwanie się urządzenia ratowniczego z kratownicą łączącą skrzydła oraz prawym skrzydłem od pozostałej części kadłuba z kabiną pilota, czy też nastąpiło to już po zderzeniu z ziemią.

4 ZALECENIA PROFILAKTYCZNE.

1. Dokonać analizy obliczeniowej i odpowiednich prób pod kątem oceny granicy niestabilności aeroelastyczej samolotu i wpływu jej bliskości na poziom obciążeń strukturalnych samolotów typu JK-05 i JK-05L "Junior".
2. Wyznaczyć błędy układu pomiaru prędkości dla samolotów typu JK-05 i JK-05L "Junior" i wprowadzić odpowiednią poprawkę aerodynamiczną do dokumentacji wszystkich dotychczas eksploatowanych i produkowanych samolotów.
3. Powiadomić użytkowników samolotów JK-05 i JK-05L "Junior", wyposażonych w spadochronowe systemy ratownicze, o aktualnym stanie sposobu zamocowania tych systemów na ich samolotach i możliwych tego konsekwencjach.
4. W czasie lotów próbnych przestrzegać zasad organizacji zgodnych z rozporządzeniem Ministra Infrastruktury z dnia 29 sierpnia 2003 r., w sprawie wykonywania lotów próbnych oraz wydawania świadectwa oględzin statku powietrznego.
5. Przestrzegać zasad nadzoru IKCSP nad budową i dopuszczaniem do lotu statków powietrznych kategorii "Specjalny".
6. W polskich przepisach dotyczących budowy samolotów ultralekkich opracować zalecenia dotyczące sposobu mocowania systemów ratowniczych do struktury płatowca, uwzględniające konieczność ratowania kabiny samolotu z załogą, w każdej sytuacji awaryjnej.
7. W polskich przepisach dotyczących budowy samolotów ultralekkich wprowadzić kryteria określające prędkość powstawania zjawiska typu flatter.

PKBWL

5. ZAŁĄCZNIKI

Załącznik nr 1. Przybliżona trasa lotu samolotu JK-05L "Junior" dnia 26.04.2004.

Załącznik nr 2. Przypuszczalne sekwencje zdarzeń po wystąpieniu flatteru.

Załącznik nr 3. Ostatnia faza spadania samolotu JK-05L.

Załącznik nr 4. Rozmieszczenie w terenie elementów samolotu (wg. pomiarów GPS).

[redacted]

Za zgodność

PKBWL