



Nr ewidencyjny zdarzenia lotniczego

1140/12

RAPORT KOŃCOWY

z badania zdarzenia lotniczego statku powietrznego o maksymalnym ciężarze startowym nie przekraczającym 2250 kg*

Raport jest dokumentem prezentującym stanowisko Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych dotyczące okoliczności zdarzenia lotniczego, jego przyczyn i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa, które zostało sporządzone na podstawie informacji znanych w dniu jego sporządzenia.

Proces badania zdarzenia lotniczego nie może być traktowany jako ostatecznie zakończony. Badanie może zostać wznowione w razie ujawnienia nowych informacji lub zastosowania nowych technik badawczych, które mogą mieć wpływ na inne, niż zawarte w raporcie, sformułowanie przyczyn, okoliczności i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa.

Badanie zdarzeń lotniczych przeprowadzone jest jedynie w celach profilaktycznych w oparciu o obowiązujące przepisy prawa międzynarodowego, Unii Europejskiej i krajowego. Badanie zostało przeprowadzone bez konieczności stosowania prawnej procedury dowodowej, obowiązującej w postępowaniach innych organów zobowiązanych do podejmowania działań w związku z zaistnieniem zdarzenia lotniczego.

Komisja nie orzeka co do winy i odpowiedzialności.

Sformułowania zawarte w raporcie, w związku z art. 5 ust. 5 rozporządzenia Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) nr 996/2010 w sprawie badania wypadków i incydentów w lotnictwie cywilnym oraz zapobiegania im [...] oraz art. 134 ustawy - Prawo lotnicze, nie mogą być traktowane jako wskazanie winnych lub odpowiedzialnych za zaistniałe zdarzenie. W związku z powyższym wszelkie formy wykorzystania raportu do celów innych niż zapobieganie wypadkom i incydentom lotniczym, może prowadzić do błędnych wniosków i interpretacji.

Raport został sporządzony w języku polskim. Inne wersje językowe mogą być przygotowywane jedynie w celach informacyjnych.

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

Numer ewidencyjny zdarzenia:	1140/12			
Rodzaj zdarzenia:	Wypadek			
Data zdarzenia:	5 września 2012 r.			
Miejsce zdarzenia:	Lotnisko Gotartowice k. Rybnika EPRG			
Rodzaj, typ statku powietrznego:	Samolot PZL-150A Koliber			
Znak rozpoznawczy SP:	SP-DIM			
Użytkownik / Operator SP:	Aeroklub ROW Rybnik			
Dowódca SP:	Instruktor pilot samolotowy			
Liczba ofiar / rodzaj obrażeń:	<i>Śmiertelne</i>	<i>Poważne</i>	<i>Lekkie</i>	<i>Bez obrażeń</i>
	-	-	-	2
Nadzorujący badanie:	Ryszard Rutkowski			
Podmiot badający:	Zespół badawczy PKBWL			
Skład zespołu badawczego:	Ryszard Rutkowski, Stanisław Żurkowski; Jacek Bogatko, Tomasz Makowski			
Forma dokumentu zawierającego wyniki:	Raport końcowy			
Zalecenia:	Tak			
Adresat zaleceń:	Urząd Lotnictwa Cywilnego			
Data zakończenia badania:	02.03.2016			

- 1. Miejsce zdarzenia:** Rybnik N 50°04'30" ; E 18°36'56"
- 2. Właściciel statku powietrznego:** prywatny.
- 3. Uszkodzenia:** samolot na skutek uszkodzeń mechanicznych, będących skutkiem zderzenia z konarami korony drzewa i linią energetyczną oraz dynamicznego kontaktu z nawierzchnią asfaltową ulicy i pożaru uległ całkowitemu zniszczeniu. Ogólny stan samolotu po wypadku

na miejscu zdarzenia przedstawiono na zdjęciu poniżej, Rys. 1., a szczególnie zakres uszkodzeń pokazano na zdjęciach w albumie ilustracji stanowiącym załącznik nr 1. do niniejszego raportu. Wszystkie zdjęcia w raporcie autorstwa PKBWL chyba, że zaznaczono inaczej.



Rys. 1. Zdjęcie zniszczonego samolotu na miejscu zdarzenia. Widoczna wypalona przednia część kadłuba wraz z kabiną załogi.

4. Typ operacji: lot szkolny po kręgu.

5. Faza lotu: wznoszenie po starcie z konwojera.

6. Warunki lotu: wg przepisów VFR, w warunkach VMC, przy oświetleniu dziennym.

7. Czynniki pogody: wg prognozy GAMET dla obszaru A5.

FAPL25 KRAK 050900

EPWW GAMET VALID 051000/051600 EPKK-

EPWW WARSAW FIR/A5 BLW FL150

SECN I

SFC VIS: 10/12 LCA 2000-5000M BR VAL

SIGMET APPLICABLE: AT TIME OF ISSUE NIL

SECN II

PSYS: 12 L 981 HPA OVER N NORWAY MOV NE NC WITH COLD LINE EYVI-EPPO
MOV ESE NC

AND RIDGE OF H 1030 HPA CENTERED OVER ATLANTIC OCEAN STNR NC

SFC WIND: 10/16 VRB/02KT

WIND/T: 10/16

1000FT AMSL VRB/05KT PS21

2000FT AMSL 270/05KT N PART BUT 070/05KT S PART PS19

3300FT AMSL 270/05KT N PART BUT 070/05KT S PART PS17

5000FT AMSL VRB/05KT PS14

10000FT AMSL 280/15KT PS05

CLD: 10/11 LCA SCT ST 1200/1500FT AMSL SE PART

10/16 LCA FEW/SCT SC CU 3500-4500/5000-6000FT AMSL

10/16 LCA FEW/SCT AC 8000/10000FT AMSL

FZLVL: 10/16 ABT 12500FT AMSL

Warunki pogodowe nie miały wpływu na zaistnienie wypadku.

8. Organizator lotów: Aeroklub ROW Rybnik

9. Dane dotyczące załogi statku powietrznego:

Pilot-instruktor, mężczyzna lat 65. Nalot ogólny na samolotach 15.638 h 39', w tym w ostatnich 26 dniach, 8 h 51 min. Łączny nalot na PZL 150A Koliber 37 h 03'. KTP, z datą ważności do 02.06.2013 r., KWT, z datą ważności do 01.03.2013 r. Orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 1, z datą ważności 20.10.2012 r. Wg zapisów w dzienniku lotów instruktor ma kwalifikacje do wykonywania lotów na 23 typach samolotów. Instruktor posiadał także ważne świadectwo ogólne operatora radiotelefonisty. Wg oświadczenia, w czasie wykonywania czynności lotniczych był wypoczęty.

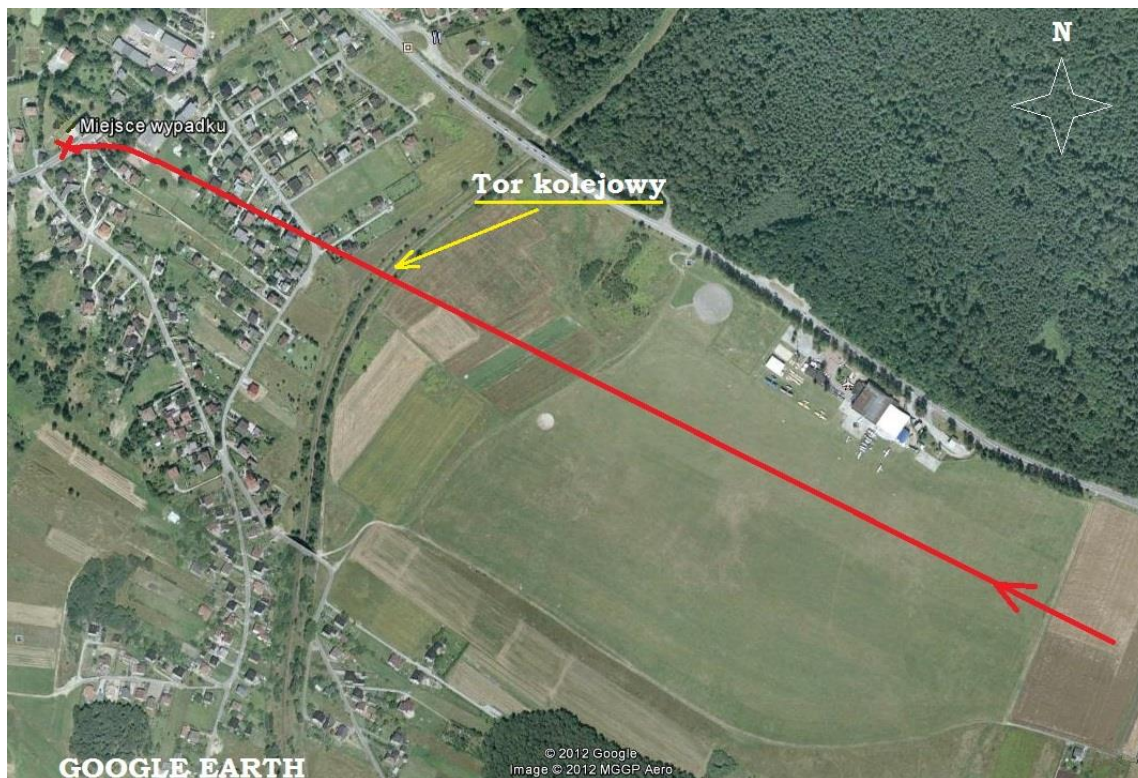
Uczeń-pilot mężczyzna lat 17, posiadał zaświadczenie o ukończeniu kursu teoretycznego do licencji pilota samolotowego turystycznego. Posiadał licencję pilota szybowcowego, ważne świadectwo ogólne operatora radiotelefonisty, orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 2, z datą ważności 25.01.2015 r., KWT ważne do 28.03.2013 r. Wg oświadczenia, uczeń pilot był wypoczęty.

10. Opis przebiegu i analiza zdarzenia: w dniu 5 września 2012 r., w godzinach porannych, na lotnisko w Rybniku Gotartowicach - EPRG przybył szef wyszkolenia, instruktor pilot (zwany dalej instruktorem) z zamiarem zorganizowania i wykonania lotów szkolnych na samolocie PZL 150A KOLIBER. Około godziny 9:30 na lotnisko przybył się uczeń – pilot (zwany dalej uczniem) który miał wykonać w tym dniu loty szkolne na tym samolocie. Instruktor zaplanował dla niego wykonanie trzech lotów na zad. A, ćw.11 - Niskie kręgi, następnie strefy samodzielnej na zad. A, ćw. 10. Po tych lotach uczeń ponownie miał wykonać sześć lotów samodzielnych na zad. A, ćw. 11.

Aby uzupełnić paliwo w samolocie wykonano lot do Kaniowa-EPKW. Po zatankowaniu samolot powrócił do Gotartowic-EPRG (2 loty po 15 min.).

Około godziny 11:30 instruktor przeprowadził z uczniem przygotowanie naziemne do lotów, a następnie wspólnie wykonali przegląd przedlotowy.

Po wypełnieniu PDT, uczeń z instruktorem zajęli miejsca w kabinie w celu wykonania lotu. Po nawiązaniu łączności z portem, samolot zakołował na próg pasa 30. Przed zajęciem pasa startowego, uczeń sprawdził pracę silnika przed startem, zwiększając i zmniejszając maksymalnie obroty. Silnik działał prawidłowo. Po zajęciu pasa startowego, uczeń włączył wspomagającą pompę paliwa, sprawdził czy podgrzew gaźnika oraz poprawka wysokości są wyłączone i wychylił kłapy do położenia startowego. W tym czasie instruktor wzrokowo skontrolował ustawienie iskrowników, wskaźniki pracy silnika i położenie zaworu paliwa. Ponieważ wszystkie wskaźniki były w prawidłowym położeniu instruktor wydał komendę do startu. Start przebiegał prawidłowo, na wysokości około 500 ft wg QFE uczeń wykonał pierwszy zakręt i na tej wysokości kontynuował lot po kręgu. Po wykonaniu trzeciego zakrętu uczeń zmniejszył obroty silnika, włączył wspomagającą pompę paliwa i podgrzew gaźnika, a następnie wychylił kłapy do połowy. Po wykonaniu czwartego zakrętu na wysokości 500 ft i wyprowadzeniu samolotu na prostą do lądowania uczeń zmniejszył prędkość do 65 kt i wychylił pełne kłapy. Przyziemienie nastąpiło około 100 m od wschodniej granicy lotniska. Po przyziemieniu instruktor dał komendę do startu z konwojera – „*startujemy*”. Wg zeznań, uczeń wyłączył podgrzew gaźnika, a instruktor zmniejszył wychylenie kłap do położenia startowego. Uczeń zwiększył moc do maksymalnej, obroty silnika wzrosły do 2500 obr/min. Po krótkim rozbiegu samolot oderwał się od ziemi i przeszedł na wznoszenie. Na wysokości około 20-30 m, kiedy samolot przelatywał nad linią kolejową, instruktor zaobserwował znaczny spadek obrotów silnika. Przybliżoną trajektorię lotu pokazano na Rys. 2., poniżej.



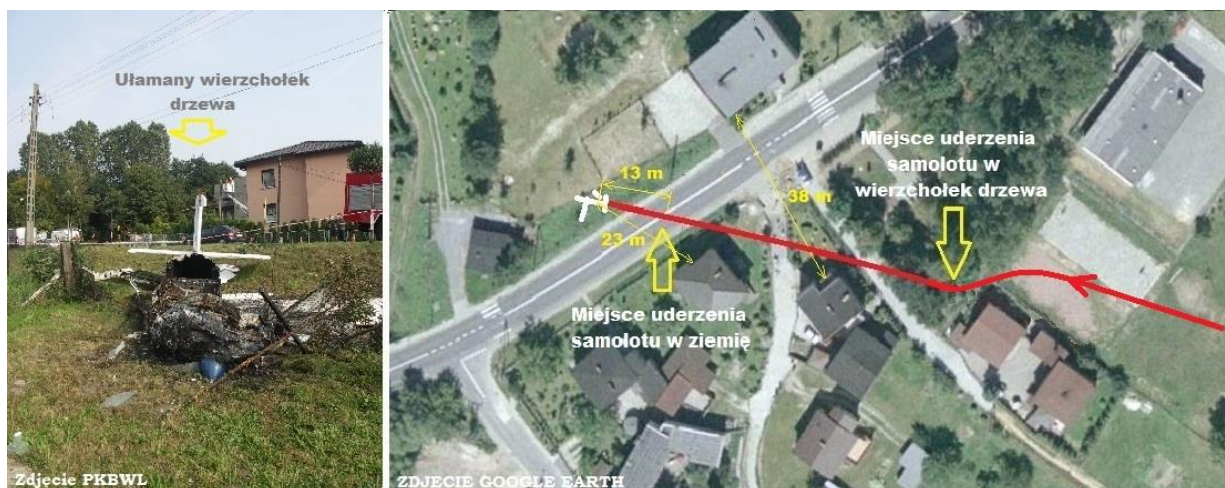
Rys. 2. Trajektoria lądowania, startu z konwojera i wznoszenia po starcie. Widoczna linia kolejowa po minięciu której załoga zaobserwowała spadek mocy silnika.

Aby zabezpieczyć prędkość, uczeń wychylił drążek sterowy od siebie. W tym momencie instruktor przejął stery i zlustrował wnętrze kabiny. Podgrzew gaźnika i poprawka wysokości były wyłączone, elektryczna wspomagająca pompa paliwa była włączona, a iskrowniki i zawór paliwa były w prawidłowym położeniu. Na tej wysokości, wznosząc się po starcie, samolot miał wychylone kłapy startowe i otwarte sloty. Mając niewielką możliwość manewrowania i widząc koronę wysokiego drzewa przed sobą, instruktor odchylił tor lotu lekko w lewo, ale w tym momencie prawe skrzydło uderzyło w gałęzie korony drzewa i samolot zaczął gwałtownie opadać. Uszkodzenia korony drzewa pokazano poniżej, na Rys. 3. Widząc zbliżającą się ziemię instruktor krzyknął do ucznia „*podkurcz nogi*”. Samolot zrywając linię energetyczną NN zasilającą posesję położoną przed ulicą uderzył w środek nawierzchni asfaltowej ulicy. W trakcie zderzenia samolotu z nawierzchnią ulicy odpadła osłona kabiny i wyłamana została lewa goleń wraz z kołem. Chwilę po tym, samolot staczając się do rowu wyłamał goleń przedniego podwozia i wyhamował resztki prędkości na ogrodzeniu siatkowym posesji położonej za ulicą.



Rys. 3. Złamane przez zniżający się samolot konary korony drzewa. Widok w kierunku przeciwnym do nalogu.

Kiedy samolot zatrzymał się, pojawiły się niewielkie płomienie na przegrodzie ogniowej. Instruktor oceniając sytuację krzyknął do ucznia „uciekaj, bo samolot się pali”. Po wydostaniu się z kabiny uczeń odbiegł w lewo od samolotu, w kierunku chodnika przylegającego do ulicy i dopiero wtedy odczuł „silny ból na prawym barku i w okolicach kręgosłupa”, położył się więc na trawie i wzywał pomocy. Instruktor przed opuszczeniem kabiny zdążył jeszcze wyłączyć iskrowniki, a kiedy znalazł się poza kabiną odbiegł w prawo od samolotu, oddalając się od ulicy. Szkic miejsca wypadku pokazano na Rys. 4.



Rys. 4. Zdjęcie z miejsca zdarzenia oraz szkic otoczenia miejsca wypadku. Czerwoną linią wykreślono trajektorię końcowej fazy zniżania samolotu, aż do miejsca upadku.

Po chwili w pobliżu zaczęli się pojawiać przygodni obserwatorzy. Instruktor ostrzegł ich, aby nie zbliżali się do zerwanych przewodów energetycznych i płonącego samolotu. Uczeń leżał na ziemi i oczekiwał na pomoc. Po kilku minutach, pojawił się wóz straży pożarnej, której remiza znajdowała się w pobliżu i strażacy przystąpili do gaszenia płonącego samolotu.

Następnie dojechały dwie karetki pogotowia, które po zaopatrzeniu ucznia i instruktora na miejscu wypadku przetransportowały poszkodowanych do szpitala w Rybniku. Funkcjonariusze policji, którzy przybyli do szpitala przeprowadzili badanie załogi alkomatem na zawartość alkoholu w wydychanym powietrzu. W obu przypadkach wynik był negatywny 0,00 mg/l.

11. Badania samolotu

Bilans paliwa

Podstawową informacją pozwalającą na ocenę pracy zespołu napędowego samolotu jest sprawdzenie stanu paliwa w chwili wypadku. Czynność ta, w tym przypadku ma znaczenie formalne, ponieważ dokumenty jak i zeznania załogi jednoznacznie wskazują, że czas lotu od chwili tankowania wynosił ok. 20 min. Samolot w tym czasie wykonał dwa loty w łącznym czasie 20 min., a wypadek nastąpił ok. pół minuty po starcie z konwojera. Poniżej przedstawiamy rozliczenia stanu paliwa:

- stan paliwa przed lotem	145 l
- licznik motogodzin przed lotami	480,2 Mh
- licznik motogodzin w chwili wypadku	<u>480,5 Mh</u>
- czas lotu	0,3 Mh

Przyjmując średnie zużycie paliwa, obliczone na podstawie kilku poprzednich raportów 32 l / 1Mh możemy określić stan paliwa w chwili wypadku, który wynosił :

$$145 l - (0,3 Mh \times 32 l / 1 Mh) = 145 l - 9,6 l = \mathbf{135,4 l}$$

Tak więc stan paliwa podczas startu do krytycznego lotu i w chwili wypadku gwarantował bezpieczne wykonanie planowanego lotu.

Badania samolotu i jego szczątków prowadzono w trzech etapach. Pierwszy etap to oględziny wraku na miejscu wypadku, etap drugi to szczegółowe oględziny elementów wraku w warunkach hangarowych i analiza dokumentacji techniczno-eksploatacyjnej samolotu (protokół Nr 1). Etap trzeci to badania warsztatowe wybranych elementów silnika, instalacji paliwowej, układu zasilania i instalacji elektrycznej w firmie AVIATION SERVICE w Warszawie (protokoły Nr 2 i 3).

Protokoły dokumentujące zakres prac wykonanych w ramach tych badań znajdują się w aktach badania wypadku i zawierają szczegółowe informacje o badaniu i wnioski podsumowujące wyniki, które wykorzystano w niniejszym raporcie.

Oględziny wraku oraz otoczenia miejsca wypadku wykazały, że pierwsze elementy samolotu oddzieliły się od konstrukcji dopiero po zderzeniu samolotu z linią energetyczną NN usytuowaną przed ulicą. Pożar samolotu jaki nastąpił chwilę po wypadku spowodował całkowite spalenie wyposażenia kabiny załogi, łącznie z bagażnikiem. Pożarem została również zniszczona komora silnikowa oraz część osprzętu silnika. Zakres zniszczeń przedstawiono w albumie ilustracji – zał. nr 1 do niniejszego raportu.

Kontrola napędów urządzeń sterowniczych, steru wysokości, steru kierunku oraz lotek i klap na miejscu zdarzenia wykazała, że napędy te były sprawne do momentu zderzenia samolotu z nawierzchnią ulicy. Zniszczenia linek sterowych miały charakter doraźny, a płaszczyzny sterowe na wraku wykazywały ruchliwość w zakresie wychyleń. Tym samym, zdaniem Komisji, samolot był sterowny do chwili zderzenia z przeszkodami.

W zniszczonej kabine samolotu zlokalizowano m.in. trójdrogowy zawór paliwowy. Pokrętło sterujące zaworem znajdowało się w położeniu „L”- lewy zbiornik otwarty, jak to pokazano na Rys. 5. Trójdrogowy zawór paliwowy wraz ze szczątkami wraku został przewieziony do hangaru Aeroklubu Rybnickiego w Gotartowicach do dalszych oględzin i badań.



Rys. 5. Stan trójdrogowego zaworu paliwowego na miejscu wypadku - „L” – lewy zbiornik otwarty.

Wstępne oględziny wraku na miejscu zdarzenia nie ujawniły niesprawności mogącej być przyczyną wypadku.

Ta konstatacja prowadzi do stwierdzenia, że przyczyną zdarzenia mogła być nieznaną niesprawność zespołu napędowego lub uchybienia w działaniach załogi. W związku z tym od wraku samolotu oddzielono zespół napędowy z elementami instalacji paliwowej i fragmentami

tablicy przyrządów w celu dokonania szczegółowych oględzin i badań w warunkach hangarowych i warsztatowych.

W warunkach hangarowych, w Rybniku Gotartowicach, dokonano szczegółowych oględzin elementów samolotu dowiezionych z miejsca zdarzenia. Tam także dokonano przeglądu i oceny dokumentacji techniczno-eksploatacyjnej.

Przegląd i ocena dokumentacji techniczno-eksploatacyjnej wykazała, że samolot podlegał nadzorowi organizacji CAMO i jego dokumentacja była prowadzona na bieżąco. Ostatnie świadectwo ważności obsługi dla samolotu SP-DIM było wystawione 30.08.2012 r. i dopuszczało statek powietrzny do eksploatacji bez ograniczeń.

Zespół wyłączników obwodów instalacji elektrycznej zabudowany na tablicy przyrządów, zniszczony pożarem, został wymontowany do dalszych badań w warunkach warsztatowych, w celu określenia stanu (wł./wył.) wyłącznika elektrycznej pompy paliwa.

Trójdrogowy zawór paliwowy dostarczony do oględzin hangarowych pokazano na Rys. 6. Porównując zdjęcia zaworu przedstawione na Rys. 5 i 6. Widzimy, że położenie pokrętła sterującego zaworem uległo zmianie – pokrętło sterujące obracało się bez oporu i zmiana położenia nastąpiła przypadkowo w czasie załadunku i transportu.



Rys.6. Trójdrogowy zawór paliwowy dostarczony do oględzin hangarowych

W zniszczonej kabine załogi zlokalizowano pompkę zastrzykową, tłoczek której był prawidłowo zablokowany. Stan pompki pokazano na zdjęciu poniżej, Rys. 7.



Rys.7. Pompka zastrzykowa w szczątkach zniszczonej pożarem tablicy przyrządów.

Dobrze zachowana tarcza obrotomierza pozwoliła na odczytanie licznika motogodzin ze stanem 480,5 mth. Stan licznika motogodzin koreluje z ostatnim raportem nalotu do CAMO z dnia 2.09.2012 r., przy uwzględnieniu lotów wykonanych w dniach 4 i 5 września 2012 r.



Rys. 7. Zniszczony pożarem fragment tablicy przyrządów z uszkodzonym obrotomierzem.

Odpowietrzenia zbiorników paliwa były drożne, a w lewym przewodzie paliwowym stwierdzono obecność paliwa.

Uszkodzenia śmigła były charakterystyczne dla silnika niepracującego lub pracującego na biegu jałowym.

Uszkodzenia gaźnika mają charakter doraźny wynikający z uderzenia o nawierzchnię asfaltową ulicy (wyłamana część kołnierza mocującego gaźnik do korpusu silnika). W filtrze paliwa nie stwierdzono zanieczyszczeń, a linka sterowania przepustnicą była prawidłowo podłączona i przepustnica obracała się bez zacięć.

Szczegółowe oględziny elementów płatowca i zespołu śmigło-silnikowego w warunkach hangarowych nie ujawniły usterek mogących mieć wpływ na spadek mocy podczas wznoszenia po starcie.

Na tym oględziny hangarowe zakończono, a szczegóły przedstawiono w Protokóle Nr 1, z dnia 7 września 2012 r. załączonym do akt badania wypadku.

Dążąc do ustalenia przyczyn niesprawności zespołu napędowego, Komisja zleciła wykonanie przeglądu technicznego silnika i układu zasilającego w warunkach warsztatowych w firmie AVIATION SERVICE w Warszawie, posiadającej certyfikat ULC. Protokoły oględzin i badań w warunkach warsztatowych Nr 2 i 3 przedstawiające szczegółowy zakres wykonanych czynności dołączono do akt badania wypadku.

W trakcie tych prac, wykonywanych z udziałem przedstawicieli PKBWL, przebadano m.in. stan ogólny silnika, który oceniono jako dobry. Stwierdzono typowe zużycie eksploatacyjne elementów silnika, co wskazuje na prawidłową regulację silnika i nie może być przyczyną nieprawidłowej jego pracy.

Badanie trójdrogowego zaworu paliwowego wykazało, że uszkodzenia zaworu są niewielkie. Na zaworze stwierdzono ślady tylko powierzchniowego oddziaływania ognia, Rys. 8 i 9 poniżej. Opis prac zawarto w protokóle Nr 2 załączonym do akt badania wypadku.

Obracając pokrętle zaworu nie stwierdzono wyczuwalnej „fiksacji” zaznaczonych pozycji (ZAMK L i P, L, P) – pokrętło lekko i płynnie obracało się i przechodziło przez te pozycje. Z praktyki wiadomo, że taki stan zaworu występuje po dłuższej eksploatacji zaworu i wielu cyklach przełączania. Taki stan zaworu może sprzyjać przypadkowemu obrotowi pokrętła sterującego zaworem, co może spowodować ograniczenie dopływu paliwa do gaźnika lub nawet całkowite zablokowanie zasilania gaźnika paliwem.



Rys. 8 i 9. Trójdrogowy zawór paliwowy po demontażu z wraku i oczyszczeniu – przygotowany do oględzin i badań w warunkach warsztatowych.

Lokalizacja trójdrogowego zaworu paliwowego w centralnej części podłogi samolotu, przed sterownicami nożnymi, sprzyja przypadkowemu obrotowi pokrętła, przez nieumyślne potrącenie pokrętła nogą, przez któregoś z członków załogi. Może to się wydarzyć np. podczas przejmowania sterowania między członkami załogi, szczególnie kiedy zawór jest po wieloletniej eksploatacji, jak to stwierdzono w przypadku badanego samolotu. Postanowiono zatem zasymulować tak sytuację na bliźniaczym samolocie, kiedy wystąpi taki przypadek i potrącone nogą pokrętło sterujące trójdrogowym zaworem paliwowym odchyli się nieznacznie od pozycji „L”- lewy zbiornik otwarty. Przeprowadzono więc na ziemi odpowiedni eksperyment.



Rys. 10. Odtworzone na bliźniaczym samolocie PZL-150A Koliber, SP-FRU, położenie pokrętła trójdrogowego zaworu paliwowego częściowo zamkniętego (nieznacznie odchylonego od pozycji „L” – lewy zbiornik otwarty) w celu wykonania próby naziemnej.

Na bliźniaczym samolocie PZL-150A Koliber, SP-FRU, wykonano próbę działania silnika, przy częściowo zamkniętym trójdrogowym zaworze paliwa. Zarówno przy włączonej jak i wyłączonej elektrycznej wspomagającej pompie paliwa zachowanie silnika było podobne: do prędkości obrotowej 1900-2000 obr/min. silnik pracował równo, a ciśnienie paliwa wynosiło ok. 5 bar. Po pełnym otwarciu przepustnicy prędkość obrotowa silnika początkowo wzrastała do ok. 2400 min⁻¹, a po upływie ok. 5 sekund ciśnienie paliwa zmniejszało się płynnie od 5 bar do zera, powodując w końcu zatrzymanie się silnika. Po uruchomieniu silnika w następnej próbie i znacznym zmniejszeniu otwarcia przepustnicy, także występował spadek ciśnienia paliwa, ale nie do zera - silnik nie zatrzymywał się i kontynuował pracę. Wyniki tego testu mogą wyjaśniać nieprawidłowości w pracy silnika podczas krytycznego startu. Przypadkowo przymknięty zawór mógł spowodować ograniczenie dopływu paliwa do gaźnika i zubożenie mieszanki paliwowo-powietrznej przy pełnym otwarciu przepustnicy, w wyniku czego postępował stopniowy spadek mocy silnika.

Badanie iskrowników wykazało, że oba iskrowniki były zniszczone pożarem w różnym stopniu, jak to pokazano na zdjęciu poniżej, Rys. 11 i 12. Stan iskrowników uniemożliwił określenie kąta wyprzedzenia zapłonu. Uszkodzenia lewego iskrownika były mniejsze i wykazały prawidłowe działanie sprzęgła, natomiast poważne uszkodzenia prawego iskrownika uniemożliwiły sprawdzenie działania sprzęgła .



Rys. 11. Stan iskrownika lewego.



Rys. 12. Stan iskrownika prawego

Zakres uszkodzeń iskrowników dostarczonych do badań nie pozwolił Komisji na określenie ich wpływu na pracę silnika.

Zespół podgrzewania powietrza napływającego do gaźnika usytuowany w dolnej części silnika został w trakcie upadku samolotu na ulicę poważnie odkształcony, a płytki regulująca dopływ ciepłego powietrza dostarczanego do gaźnika została zgięta i złamana na granicy linii zgrzewania. Pokazano to poniżej na Rys. 13 i 14. Z uwagi na zakres uszkodzeń Komisja nie mogła stwierdzić, czy w chwili wypadku układ podgrzewania gaźnika był sprawny czy też nie.



Rys. 13 i 14. Stan zespołu podgrzewania powietrza po wypadku. Po prawej uszkodzona płytki sterująca dopływem powietrza do gaźnika.

Zdemontowano z wraku silnikową i elektryczną wspomagającą pompę paliwa, ale zniszczenia spowodowane pożarem nie pozwoliły na określenie ich sprawności w czasie wypadku. Mimo tego podjęto próbę sprawdzenia stanu (wł./wył.) wyłącznika elektrycznej wspomagającej pompy paliwa. W tym celu oddzielono ze zniszczonej tablicy przyrządów pokładowych fragment z zespołem wyłączników automatycznych zabezpieczających obwody instalacji elektrycznej samolotu, Rys. 11.



Rys. 11. Fragment zniszczonej tablicy przyrządów pokładowych. Strzałką zaznaczono wyłącznik automatyczny elektrycznej wspomagającej pompy paliwa.

Zidentyfikowano w szczątkach tablicy przyrządów wyłącznik elektrycznej wspomagającej pompy paliwa typu W31X2N1, który następnie rozebrano, ale jego stan także nie pozwolił na rozstrzygnięcie czy przed wypadkiem i pożarem pompa była włączona czy wyłączona. Szczegóły w protokóle Nr 3.

Szczegółowe oględziny wybranych elementów silnika, jego osprzętu i instalacji towarzyszących w warunkach warsztatowych, także nie ujawniły usterki, która mogłaby być przyczyną nieprawidłowej pracy zespołu napędowego.

Ponieważ badanie części materialnej statku powietrznego nie ujawniło przyczyn niesprawności zespołu napędowego w krytycznym locie, Komisja skupiła swoją uwagę na wynikach opisanego eksperymentu naziemnego, podczas którego badano wpływ niepełnego otwarcia trójdrogowego zaworu paliwowego na pracę silnika.

Jak wiadomo na podstawie zeznań załogi lot po kręgu wykonywał uczeń-pilot wykonując wszystkie czynności związane ze sterowaniem oraz obsługą wyposażenia samolotu. Z praktyki wiadomo, że na pewnym etapie szkolenia podstawowego, instruktor odchodzi od wspólnego sterowania z uczniem, ograniczając się tylko do werbalnych uwag, kiedy to jest konieczne. Prawdopodobnie i w tym przypadku instruktor podczas całego lotu nie trzymał nóg

na pedałach tylko na podłodze kabiny. Nie można wykluczyć, że w tych okolicznościach mogło dojść do przypadkowego potrącenia nogą pokrętła trójdrogowego zaworu paliwowego, który jest zabudowany w centralnej części podłogi i niewielkiego odchylenia od pozycji „L”. Kiedy instruktor zauważył spadek mocy silnika, lustrując kabinę i działając w deficycie czasu, mógł nie spostrzec kilkustopniowego odchylenia pokrętła zaworu paliwowego. Na Rys. 10. pokazano położenie pokrętła w czasie eksperymentu naziemnego, które doprowadziło do zatrzymania silnika. Jak widzimy to kilkustopniowe odchylenie pokrętła od pozycji „L” jest trudne do zauważenia. W chwili całkowitego otwarcia przepustnicy podczas startu nastąpił spadek ciśnienia paliwa w instalacji, a w efekcie postępujący spadek mocy silnika, uniemożliwiający uzyskanie niezbędnego gradientu wznoszenia do przelotu nad przeszkodami na bezpiecznej wysokości.

12. Przyczyna zdarzenia:

Najbardziej prawdopodobną przyczyną spadku mocy silnika podczas startu z konwojera mogło być przypadkowe odchylenie pokrętła trójdrogowego zaworu paliwowego od pozycji „L”- lewy zbiornik otwarty, które zmniejszyło dopływ paliwa do gaźnika i spowodowało postępujący spadek mocy silnika.

13. Zalecenia dotyczące bezpieczeństwa:

Dla ULC:

Komisja zaleca wydanie dyrektywy zdatności, zawierającej wymaganie, aby w przypadku stwierdzenia nadmiernego zużycia eksploatacyjnego trójdrogowego zaworu paliwowego podczas przeglądów okresowych lub innych prac obsługowych na samolotach PZL-110 Koliber, PZL Koliber 150, PZL Koliber 150A, PZL Koliber 160 i PZL Koliber 160A oraz PZL-111 Koliber dokonywać wymiany tego zaworu.

	Imię i nazwisko	Podpis
Nadzorujący badanie:	Ryszard Rutkowski	<i>podpis na oryginale</i>
Członek zespołu badawczego:	Jacek Bogatko	<i>podpis na oryginale</i>
Członek zespołu badawczego:	Tomasz Makowski	<i>podpis na oryginale</i>