

RAPORT KOŃCOWY



POWAŻNY INCYDENT 4048/19

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych

UL. CHAŁUBIŃSKIEGO 4/6, 00-928 WARSZAWA | TELEFON ALARMOWY
(+48) 500 233 233

RAPORT KOŃCOWY

Poważny incydent

ZDARZENIE NR – 4048/19

STATEK POWIETRZNY – Bombardier DHC – 8 – 402, SP-EQG

DATA I MIEJSCE ZDARZENIA – 9 września 2019 r., EPPO



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

Badanie może zostać wznowione w razie ujawnienia nowych informacji lub zastosowania nowych technik badawczych, które mogą mieć wpływ na zmianę sformułowań dotyczących przyczyn, okoliczności i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa zawartych w Raporcie.

Badanie zdarzenia prowadzone było jedynie w celu zapobiegania wypadkom i incydentom w przyszłości w oparciu o obowiązujące przepisy prawa międzynarodowego, Unii Europejskiej i krajowego. Badanie zostało przeprowadzone bez stosowania prawnej procedury dowodowej, obowiązującej inne organy zobowiązane do podejmowania działań w związku ze zdarzeniem lotniczym.

Komisja nie orzeka co do winy i odpowiedzialności.

Zgodnie z art. 5 ust. 6 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, sformułowania zawarte w Raporcie nie mogą być traktowane, jako wskazanie winnych lub odpowiedzialnych za zaistniałe zdarzenie. W związku z powyższym wykorzystywanie 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 sporządzane jedynie w celach informacyjnych.

WARSZAWA 2022

Spis treści

Spis treści	2
Skróty	3
Informacje ogólne	5
Streszczenie	6
1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE	7
1.1. Historia lotu	7
1.2. Obrażenia osób	10
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego	11
1.4. Inne uszkodzenia	11
1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze)	11
1.6. Informacje o statku powietrznym	11
1.7. Informacje meteorologiczne	13
1.8. Pomoce nawigacyjne	13
1.9. Łączność	13
1.10. Informacje o lotnisku	13
1.11. Rejestratory pokładowe	13
1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu	14
1.13. Informacje medyczne i patologiczne	14
1.14. Pożar	14
1.15. Czynniki przeżycia	14
1.16. Testy i badania	15
1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej	24
1.18. Informacje uzupełniające	24
1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań	24
2. ANALIZA	24
2.1 Kwalifikacje załogi	24
2.2 Pogoda	24
2.3 Statek Powietrzny	24
3. WNIOSKI KOŃCOWE	25
3.1. Ustalenia Komisji	25
3.2. Przyczyna zdarzenia:	26
4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA	26

Skróty

AMM	Aircraft Maintenance Manual	Instrukcja obsługi samolotu
ARC	Airworthiness Review Certificate	Poświadczenie przeglądu zdatności do lotu
ATPL(A)	Airline Transport Pilot License (Airplane)	Licencja pilota liniowego (samolotowa)
AP	Autopilot	Autopilot
ATC	Air Traffic Control	Kontrola Ruchu Lotniczego
CA	Calendar Day	Dni kalendarzowe
CC	Cabin Crew	Członek załogi pokładowej
CPT	Captain	Kapitan
CofA	Certificate of Airworthiness	Świadectwo zdatności do lotu
CVR	Cockpit Voice Recorder	Rejestrator dźwięku w kabinie załogi
CY	Cycle	Cykle
DK/TWY	Taxiway	Droga kołowania
DOP	Airport Duty Officer	Dyżurny Operacyjny Portu
ED	Engine Display	Wyświetlacz pracy silnika
FDM	Flight Data Monitoring	Monitorowanie parametrów lotu
FDR	Flight Data Recorder	Rejestrator pokładowy
FH	Flight Hours	Godziny lotu
FL	Flight Level	Poziom lotu
FO	First Officer	Pierwszy oficer
HPT	High Pressure Turbine	Turbina wysokiego ciśnienia
IIC	Investigator in Charge	Nadzorujący badanie
IPC	Illustrated Parts Catalogue	Ilustrowany katalog części
IR	Instrument Rating	Uprawnienia do lotów według przyrządów
kt	Knot	Węzeł (1,852 km/godz.)
LMT	Local Mean Time	Średni czas lokalny

LSRG	Aerodrome Firefighting & Rescue Service	Lotniskowa Służba Ratowniczo - Gaśnicza
PF	Pilot Flying	Pilot lecący
PLL LOT S.A.	LOT Polish Airlines S.A.	Polskie Linie Lotnicze LOT S.A.
PT	Power Turbine	Turbina napędowa
P&WC	Pratt & Whitney Canada	Pratt & Whitney Kanada
QAR	Quick Access Recorder	Rejestrator szybkiego dostępu
QRH	Quick Reference Handbook	Skrócona instrukcja obsługi
RWY/DS	Runway	Droga startowa
RPM	Revolutions per minute	Obroty na minutę
RGB	Reduction gearbox	Przekładnia redukcyjna
TOW	Take-off Weight	Ciężar do startu
TSB	Transportation Safety Board of Canada	Rada Bezpieczeństwa Transportu Kanady
TRQ	Torque	Moment obrotowy
TWR	Tower	Wieża
ULC	Civil Aviation Authority of the Republic of Poland	Urząd Lotnictwa Cywilnego
UTC	Coordinated Universal Time	Uniwersalny czas skoordynowany

Informacje ogólne

Numer ewidencyjny zdarzenia:	4048/19			
Rodzaj zdarzenia:	POWAŻNY INCYDENT			
Data zdarzenia:	9 września 2019 r.			
Miejsce zdarzenia:	EPPO			
Rodzaj, typ statku powietrznego:	BOMBARDIER DHC-8-402			
Znaki rozpoznawcze SP:	SP-EQG			
Użytkownik/Operator SP:	Polskie Linie Lotnicze LOT S. A.			
Dowódca SP:	Pilot samolotowy z licencją ATPL(A)			
Liczba ofiar/rodzaj obrażeń:	Śmiertelne	Poważne	Lekkie	Bez obrażeń
	-	-	-	73
Władze krajowe i zagraniczne poinformowane o zdarzeniu:	ULC, TSB of Canada, EASA			
Kierujący badaniem:	Roman Kamiński			
Podmiot badający:	Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych			
Pełnomocni Przedstawiciele i ich doradcy:	Pełnomocny przedstawiciel - TSB of Canada			
Dokument zawierający wyniki:	RAPORT KOŃCOWY			
Zalecenia:	NIE			
Adresat zaleceń:	NIE DOTYCZY			
Data zakończenia badania:	30 grudnia 2021 r.			

Streszczenie

Samolot wystartował do lotu po trasie EPWA - EPPO o godz.12:04 UTC¹. Parametry obu silników od momentu uruchomienia do zajęcia wysokości przelotowej FL180 były prawidłowe. Osiem minut po osiągnięciu poziomu przelotowego, silnik nr 2 zaczął pracować nieprawidłowo. Wartość TRQ spadła do zera, wskazania temperatury silnika zaczęły zmieniać się skokowo. Niesymetryczna praca silników doprowadziła do przechylenia się samolotu na prawą stronę około 6° przy włączonym AP. CPT rozłączył AP i przejął manualnie sterowanie samolotem. O godz. 12:22:35, gdy temperatura ITT osiągnęła 981°C pojawiła się na CWP sygnalizacja MASTER WARNING „CHECK FIRE DETECT”. Pożar silnika zauważyli również pasażerowie. Równocześnie nastąpiło silne szarpnięcie samolotu. Załoga rozpoczęła wykonywanie MEMORY ITEMS do Listy Kontrolnej „ENGINE FAILURE/FIRE/SHUTDOWN”. Załoga po wykonaniu czynności Listy Kontrolnej stwierdziła, że pożar został ugaszony. Załoga przekazała przez radio depeczę MAYDAY, zgłosiła do TWR Poznań stan w niebezpieczeństwie (pożar silnika nr 2) oraz poinformowała o lądowaniu na lotnisku EPPO i poprosiła o asystę straży pożarnej do lądowania. Jednocześnie na polecenie kapitana rozpoczęto przygotowanie pasażerów do awaryjnej ewakuacji. Lądowanie odbyło się na jednym silniku, bez następstw o godz. 12:48. Awaryjna ewakuacja pasażerów odbyła się tylko przez lewe drzwi. Ewakuacja przebiegła sprawnie.

Badanie zdarzenia przeprowadził zespół badawczy PKBWL w składzie:

Roman Kamiński - kierujący zespołem (członek PKBWL);

Zbigniew Drozdowski - członek zespołu do 6.10.2020 r. (członek PKBWL);

W trakcie badania PKBWL ustaliła następujące przyczyny wypadku lotniczego:

Przyczyną zdarzenia było zmęczeniowe uszkodzenie łożyska nr 8 w postaci zaawansowanych złuszczeń powierzchni tocznych wałków oraz deformacji i pęknięć bieżni.

PKBWL po zakończeniu badania nie zaproponowała zaleceń dotyczących bezpieczeństwa.

¹ Wszystkie czasy podane w Raporcie są w UTC.

1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE

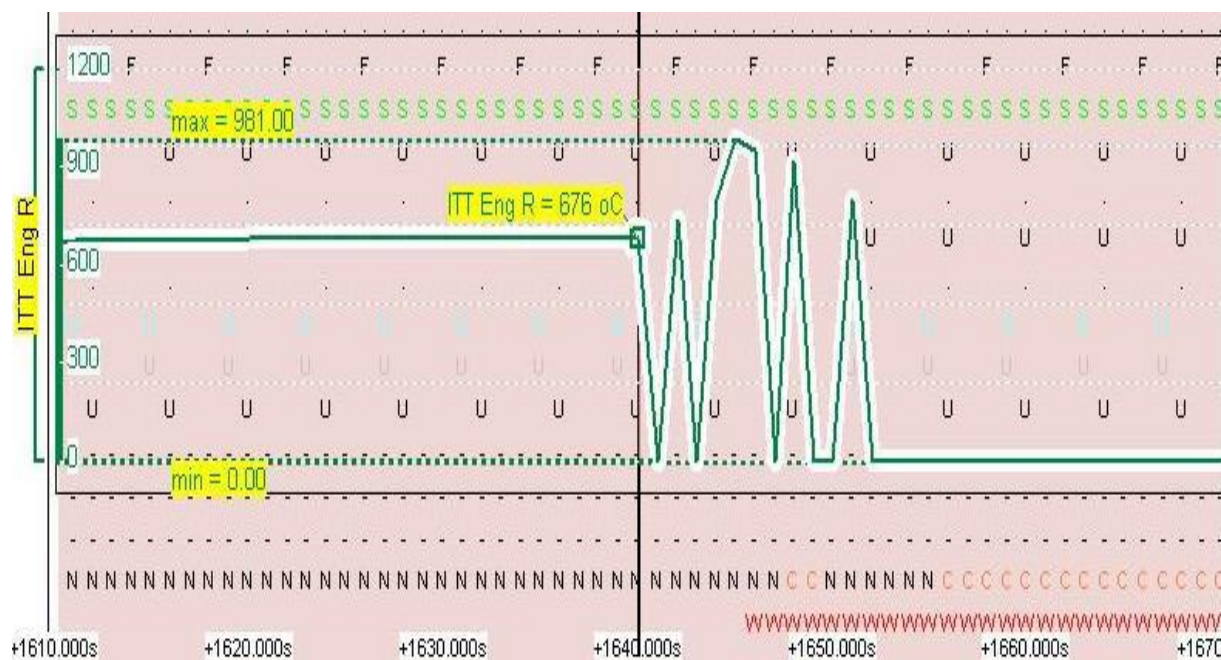
1.1. Historia lotu

Rejs samolotu rozpoczął się startem z EPWA (12:04). Parametry obu silników od momentu uruchomienia do zajęcia wysokości przelotowej FL180 były prawidłowe.

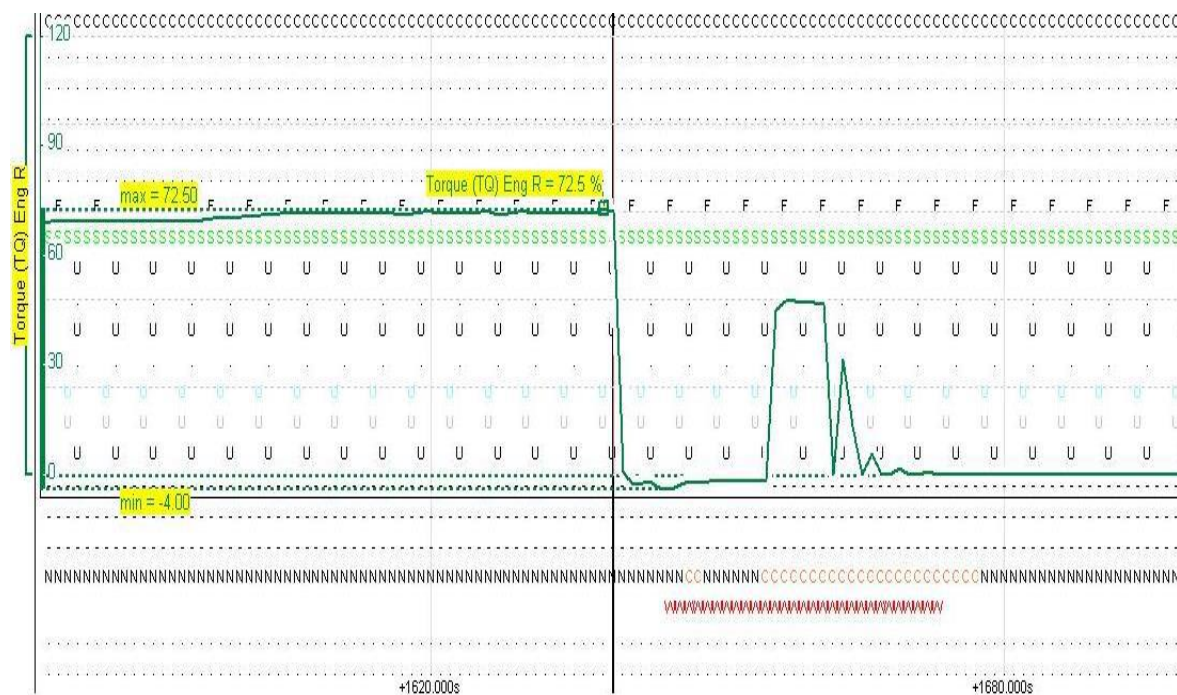


Rys. 1 Moment pojawienia się pierwszych symptomów nieprawidłowej pracy silnika (12:22)
[źródło: PLL LOT]

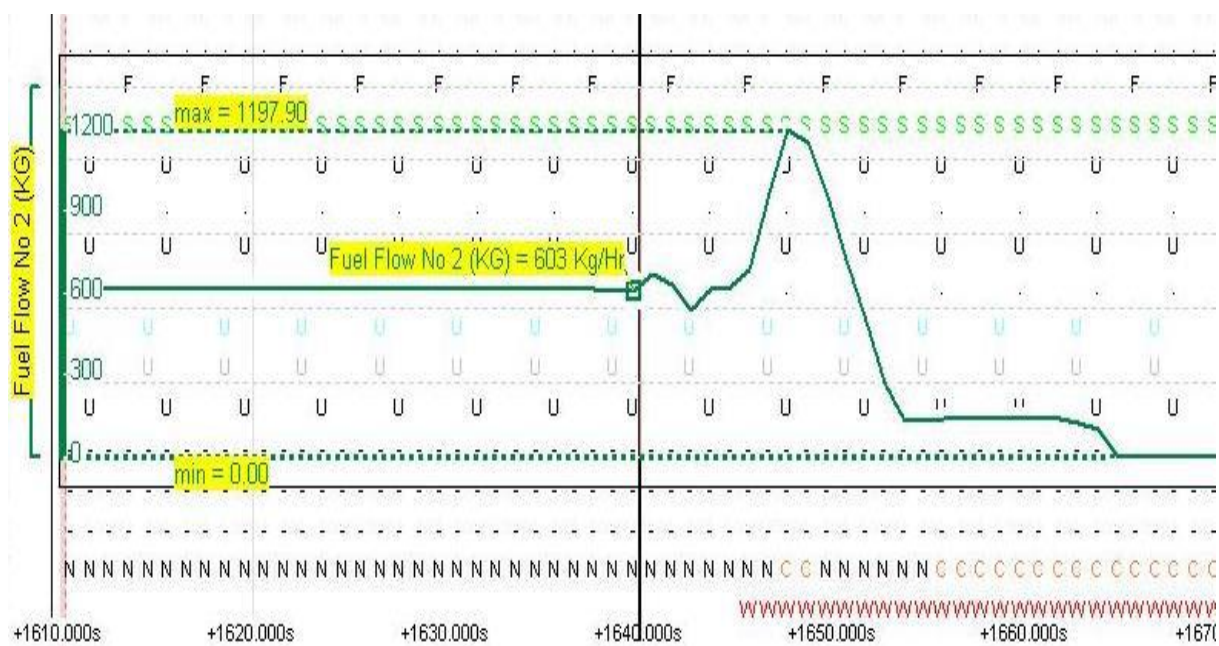
Osiem minut po osiągnięciu poziomu przelotowego, silnik nr 2 zaczął pracować nieprawidłowo. Wartość TRQ spadła do zera, wskazania temperatury silnika zaczęły zmieniać się skokowo, gwałtownie wzrosła wartość FUEL FLOW. Poniżej przedstawione są wykresy zarejestrowanych parametrów pracy silnika nr 2.



Rys. 2 ITT silnika nr 2 (12:22:29 – 676°C., 12:22:35 – 981° C, 12:22:41 – 0° C)
[źródło: PLL LOT]



Rys. 3 TRQ silnika nr 2 (12:22:29 – 72,5%; 12:22:31 – 0%; 12:22:48 – 47,5%)
[źródło: PLL LOT]



Rys. 4 FUEL FLOW silnika nr 2 (12:22:29 – 603 kg/hr, 12:22:37 – 1197 kg/hr, 12:22:54 – 0 kg/hr)
[źródło: PLL LOT]

Załoga wykonała wszystkie czynności MEMORY ITEMS do Listy Kontrolnej „ENGINE FAILURE/FIRE/SHUTDOWN (In Flight)” i rozpoczęła gaszenie pożaru przy użyciu FWD BTL. Sygnalizacja pożaru zgasła, bez konieczności użycia drugiej butli. Zgłoszono do ATC sytuację EMERGENCY: 3 x MAYDAY ENGINE FIRE. Po zakończeniu wykonywania MEMORY ITEMS przystąpiono do wykonania Listy Kontrolnej QRH „ENGINE FAILURE/FIRE/SHUTDOWN (In Flight)”.

Załoga poprosiła o zgodę na zniżanie do FL100 i zgłosiła potrzebę lądowania w asyście (określono liczbę osób na pokładzie, stan paliwa oraz brak materiałów niebezpiecznych).

O 12:25 opuszczono poziom przelotowy i rozpoczęto zniżanie do FL100 z prędkością IAS około 220 kt. ATC zgłosiła dostępność lotniska Powidz (EPPW) na potrzeby lądowania awaryjnego. Załoga ze względu na: fakt ugaszenia pożaru przy użyciu jednej butli, tylną składową wiatru do podejścia ILS RWY 28 EPPO oraz brak znajomości lotniska EPPW, zdecydowała o lądowaniu w EPPO na RWY 10.

Rozszerzono APP BRIEF o elementy związane z lądowaniem na jednym silniku oraz zaplanowano ewakuację po opuszczeniu pasa na lewą stronę samolotu o czym poinformowano CC1 w ramach wspólnego briefingu. O tych zamiarach poinformowano również ATC. Na okoliczność ewakuacji został przeszkolony również mechanik Q 400, który w trakcie tego rejsu zajmował jump seat w kokpicie.

O 12:45 rozpoczęto podejście RNAV do RWY 10. Przed lądowaniem podano komendę „BRACE POSITION”. O 12:48 samolot wylądował na RWY10 bez następstw. Minutę później skołował w TWY B, a następnie o 12:49:45 wyłączono silnik nr 1 na drodze kołowania F. Po komendzie: „CREW AT STATIONS” o 12:50 rozpoczęto w asyście straży pożarnej ewakuację na lewą stronę samolotu. Ewakuacja przebiegła sprawnie. Po zabraniu bagaży podręcznych pasażerowie zostali przewiezieni na przyloty. Po sprawdzeniu przez załogę, samolot został przeholowany na stanowisko postojowe.

1.2. Obrażenia osób

Urazy	Załoga	Pasażerowie	Inne osoby	Razem
Śmiertelne	-	-	-	
Poważne	-	-	-	
Lekkie	-	-	-	
Brak	5	68	-	73

1.3. Uszkodzenia statku powietrznego

Uszkodzeniu uległy wszystkie łopatki wirników niskiego i wysokiego ciśnienia turbiny, turbiny napędowej i aparatów kierujących oraz elementy rury wylotowej. Nieznacznie została uszkodzona pokrywa gondoli prawego silnika.

1.4. Inne uszkodzenia

Nie było

1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze)

1. Kapitan (CPT)

Pilot, mężczyzna lat 28, licencja ATPL(A), uprawnienia DHC 8, SEP(L), MEP(L), IR(SE, ME), FI(IR) - DHC8 - ważne do 31.12.2019 r.;
Badania lotniczo lekarskie: klasa 1 - ważne do 05.04.2020 r.
z ograniczeniami VDL;

Biegłość językowa	ICAO level 5;
Nalot ogólny	2389:44h;
Nalot na DHC-8	1452:36h;
w tym jako kapitan	514:08h;
Nalot dowódczy	1073:43h;
Nalot w ostatnich 30 dniach przed zdarzeniem	63:31h.

2. Pierwszy oficer (FO)

Pilot, mężczyzna lat 28;

Licencja CPL(A), uprawnienia DHC8 /IR - ważne do 30.09.2020 r.;

Badania lotniczo lekarskie: klasa 1/2 - ważne do 15.10.2019 r.;

Biegłość językowa ICAO level 4;

Nalot ogólny 1319h;

Nalot na DHC-8 1111h;

Nalot w ostatnich 30 dniach przed zdarzeniem 66:40h.

1.6. Informacje o statku powietrznym

Rok budowy	Producent	Nr fabryczny płatowca	Znaki rozpoznawcze	Nr rejestru	Data rejestru
2012	Bombardier Inc. Kanada	4423	SP - EQG	4647	09.08.2018 r.

Świadectwo Zdatości do lotu ważne do:	31.08.2020 r.
Nalot płatowca od początku eksploatacji:	13476 h;
Liczba lotów od początku eksploatacji:	15569;

Nalot płatowca od ostatniego remontu lub przeglądu: 1527 h;
Resurs pozostały do kolejnego remontu lub przeglądu: 4472 h;
Data wykonania ostatnich czynności okresowych: 08/09.09.2019 r.;
przy nalocie całkowitym: 11819 h;
wykonano w: LS TECHNICS KATOWICE

Silnik: Turboodrzutowy Pratt & Whitney PW 150A.

Silnik nr 2 (prawy)

Rok produkcji	Producent	Nr fabryczny
2013	PRATT & WHITNEY	PCE – FA0985

Data zabudowy silnika na płatowiec: 01.07.2018 r.;
Maksymalna moc startowa: 5000 KM;
Czas pracy silnika od początku eksploatacji: 11823 h;
Czas pracy silnika od ostatniej naprawy głównej: 2238 h;
Resurs pozostały do kolejnego remontu lub przeglądu: 5824 h;
Data wykonania ostatnich czynności okresowych: 08/09.09.2019 r.;
przy liczbie godzin pracy: 11819 h;
wykonano w: LS TECHNICS KATOWICE

Silnik nr 1 (lewy)

Rok produkcji	Producent	Nr fabryczny
2012	PRATT & WHITNEY	PCE – FA0931

Data zabudowy silnika na płatowiec: 24.05.2017r.;
Maksymalna moc startowa: 5000 KM;
Czas pracy silnika od początku eksploatacji: 12238 h;
Czas pracy silnika od ostatniej naprawy głównej: 4295 h;
Resurs pozostały do kolejnego remontu lub przeglądu: 5653 h;
Data wykonania ostatnich czynności okresowych: 08/09.09.2019 r.
przy liczbie godzin pracy: 12234 h;
wykonano w: LS TECHNICS KATOWICE

Stan MP i S przed lotem:

paliwo Jet – A1: 3040 kg;
olej EASTMAN TURBO OIL 2380: 22,2 l
Masa całkowita samolotu:

- dopuszczalna: 28998 kg;
- rzeczywista: 27617 kg

1.7. Informacje meteorologiczne

METAR EPPO 091200Z 09007KT 9999 SCT008 OVC041 17/16 Q1009

METAR EPPO 091230Z 12009KT 9999 FEW009 BKN039 17/15 Q100

Warunki meteorologiczne umożliwiały wykonanie lotu.

1.8. Pomoce nawigacyjne

Rejs LO3943 wykorzystywał standardowe pomoce nawigacyjne znajdujące się na trasie EPWA – EPPO.

1.9. Łączność

W trakcie lotu była utrzymywana dwukierunkowa łączność ze służbami ruchu lotniczego.

1.10. Informacje o lotnisku

Lotnisko Poznań – Ławica;

KOD ICAO: EPPO;

Współrzędne: N52°25'15.7"; E16°49'34.8";

Elewacja: 94 m n.p.m.

Wymiary pasa: 2504x50 m;

Kierunek lądowania: 108/288.

1.11. Rejestratory pokładowe

Samolot Bombardier DHC-8-402 SP-EQG wyposażony był w pokładowy rejestrator parametrów lotu (FDR), rejestrator dźwięku w kokpicie (CVR) oraz rejestrator szybkiego dostępu (QAR).

1.11.1. Rejestrator parametrów lotu typu SSFDR firmy Universal Avionics model FDR-25, P/N 1607-00-00, S/N 424, w obecności członków zespołu badawczego PKBWL, został wymontowany z samolotu w dniu zdarzenia i zabezpieczony do odczytu. Rejestrator nie nosił żadnych zewnętrznych śladów uszkodzeń. Odczyt danych z pamięci półprzewodnikowej rejestratora wykonany został w PLL LOT w obecności członków PKBWL.

1.11.2. Rejestrator dźwięków w kokpicie typu SSCVR firmy Universal Avionics model CVR 120A, P/N 1606-00-01, S/N 537, w obecności członków zespołu badawczego PKBWL, został wymontowany z samolotu w dniu zdarzenia i zabezpieczony do odczytu. Rejestrator nie nosił żadnych zewnętrznych śladów uszkodzeń. Odczyt danych z pamięci półprzewodnikowej rejestratora został wykonany w PLL LOT w obecności członków PKBWL.

1.11.3. Rejestrator szybkiego dostępu typu QAR model QAR200 firmy L3 Communications, P/N QAR200-35-04, S/N 000802016 zapisał w pamięci półprzewodnikowej w sposób równoległy dane przesyłane do SSFDR. Po zdarzeniu

karta pamięci została bez wiedzy członków zespołu badawczego PKBWL wyjęta z rejestratora, co było niezgodne z zasadami postępowania z rejestratorami pokładowymi po zdarzeniu lotniczym a także procedurami operatora. Dane zapisane na karcie zostały odczytane i wgrane do programu Aerobytes i poddane analizie przez producenta samolotu bez wiedzy i zgody ze strony Komisji.

1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu

Nie dotyczy.

1.13. Informacje medyczne i patologiczne

Nikt z pasażerów i członków załogi nie odniósł obrażeń.

1.14. Pożar

O godz. 12:23 w kabinie zapaliła się sygnalizacja MASTER WARNING „CHECK FIRE DETECT” Pożar silnika nr 2 zauważyli również pasażerowie i personel pokładowy. Fragment raportu CC: „(...) *usłyszeliśmy bardzo głośny huk* (...) pasażerowie krzykali „*pali się*”, „*ogień*”, „*fire*”, (...) *wyjrzałem za okno, z prawego silnika wydobywały się płomienie*”. Inżynier LST, który był obecny na pokładzie statku SP-EQG, zauważył ślady wypaleń na lewej osłonie silnika nr 2. Pożar był widoczny w postaci wydobywającego się dymu i płomieni z wziernika na osłonie gondoli prawego silnika. CC1 niezwłocznie powiadomiła kapitana, który potwierdził fakt zaistnienia pożaru silnika i nakazał przygotowanie pasażerów do awaryjnego lądowania i ewakuacji. Załoga wykonała niezbędne czynności Listy Kontrolnej, wyłączyli silnik, użyli gaśnicy i pożar został ugaszony. Po ugaszeniu pożaru załoga podjęła decyzję o lądowaniu na lotnisku EPPO.

1.15. Czynniki przeżycia

CPT przekazał decyzję o ewakuacji CC1 tuż po zaistnieniu pożaru silnika oraz określił sposób ewakuacji, czas lotu do lądowania 8 minut i miejsce lądowania EPPO. Personel pokładowy po krótkim briefingu natychmiast rozpoczął przygotowanie pasażerów do planowanej ewakuacji. Wspólnie (CC1 i CC2) zapoznali pasażerów z obowiązującymi komendami podczas lądowania awaryjnego i przeprowadzili pokaz ich realizacji. Następnie wyznaczono osoby, AP do drzwi przednich i tylnych oraz AP do udzielania ewentualnej pomocy pasażerom. Przekazano pasażerom, że po wylądowaniu nie wolno podczas ewakuacji zabierać ze sobą bagaży osobistych. Personel pokładowy sprawdził przygotowanie i znajomość komend przez pasażerów, kolejno w każdym rzędzie.

Po komendzie z kokpitu „BRACE POSITION” personel pokładowy powtarzał głośno komendy „POCHYL SIĘ” i „HEAD DOWN”. Po wylądowaniu i usłyszeniu komendy „EVACUATE TO THE LEFT”, o 12:50 rozpoczęto ewakuację, otwarto drzwi i zaczęto podawać komendy do rozpięcia pasów, kierunku przemieszczania się oraz poleceń wyznaczonym AP. Ewakuacja przebiegła bardzo sprawnie i trwała około 80 sekund.

Pasażerowie po ewakuacji zostali zgromadzeni w dwóch autobusach. Straż pożarna sprawdziła samolot pod kątem bezpiecznego powrotu pasażerów po swoje bagaże podręczne oraz rozmawiała z pasażerami, w celu upewnienia się, czy nikt nie został poszkodowany podczas ewakuacji. Pasażerowie w grupach 10-15 osobowych wchodzili w asyście strażaków do samolotu po swoje bagaże podręczne. Po zabraniu bagaży

podręcznych z samolotu, pasażerowie zostali przewiezieni do portu lotniczego, by odebrać bagaż główny. Równolegle samolot został przeholowany na stanowisko postojowe, gdzie mogła rozpocząć się obsługa i rozładowanie bagażników. Po zakończeniu ewakuacji personel pokładowy sprawdził pokład samolotu i wraz z pilotami opuścił samolot. Na miejscu zdarzenia nie było Zespołu Ratownictwa Medycznego.

1.16. Testy i badania

W dniu 09.09.2019 r. bezpośrednio po zdarzeniu, członkowie Komisji PKBWL dokonali przeglądu stanu technicznego samolotu zwracając szczególną uwagę na stan techniczny silnika nr 2. Podczas przeglądu płatowca stwierdzono ślady uszkodzeń powierzchni gondoli silnika nr 2 powstałe wskutek pożaru. Po otwarciu pokrywy gondoli silnika nr 2 wykryto rozłączenie się połączenia korpusu turbiny z dyszą wylotową wskutek rozerwania pierścienia mocującego (rys.7). Fragmenty pierścienia znajdowały się na półce w rejonie silnika. Ponadto w dolnej części połączenia nastąpiło przemieszczenie dyszy wylotowej i powstała wolna przestrzeń pomiędzy korpusem a dyszą, co spowodowało wydostanie się fragmentów łopatek turbiny i innych elementów silnika na zewnątrz. Widoczne były też znaczne ilości metalowych fragmentów wewnątrz silnika. Na wewnętrznej powierzchni pokrywy gondoli silnika oraz na zewnętrznych elementach silnika widoczne były wyraźne ślady pożaru.



Rys. 7 Widoczne uszkodzenia i ślady pożaru z lewej strony silnika nr 2. [źródło: PKBWL]

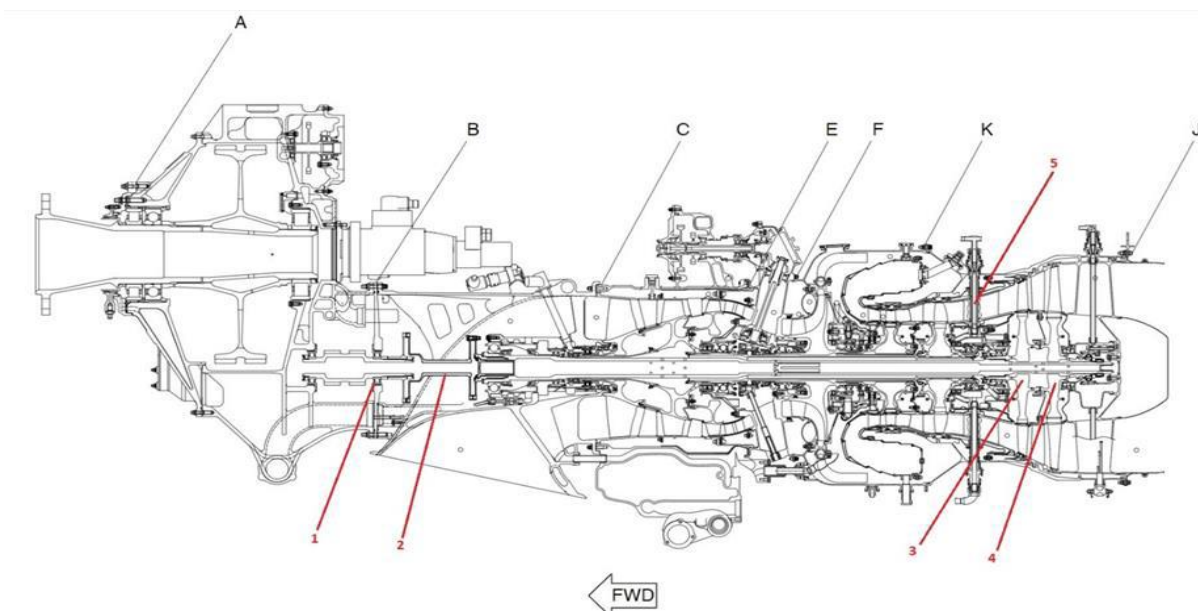
W nocy 09/10.09.2019 r. przeprowadzono kontrolę boroskopową silnika nr 2. Podczas tej kontroli wykryto bardzo duże uszkodzenia łopatek i aparatów kierujących turbin. Nie wykryto uszkodzeń sprężarki. Po zdemontowaniu silnika sprawdzono jego stan

techniczny i stwierdzono bardzo znacznie zniszczone łopatek turbin i aparatów kierujących oraz innych części silnika (rys.8).



Rys. 8 Widok uszkodzeń silnika od strony turbiny napędowej [źródło: PKBWL]

W dniu 20.09.2019 r. silnik przetransportowano do Kanady w celu dalszych badań. W dniach 21 – 24 października 2019 r. w Pratt & Whitney Centrum Serwisowym Kanady odbyło się komisyjne badanie silnika z udziałem dwóch przedstawicieli PLL LOT. Podczas rozbiórki silnika dokonano oceny stanu technicznego silnika i opisano w raporcie uszkodzone podzespoły i części silnika w kolejności przedstawionej na schemacie (rys.9).



Rys. 9 Przekrój silnika PW150A z zaznaczonymi uszkodzonymi podzespołami [źródło: P&WC]

1. Wszystkie elementy łożyska numer nr 8 (rys.10) znaleziono w stanie poważnie zniszczonym. Kawałki koszyeczka utrzymującego wałeczki znaleziono w reduktorze (RGB). Mikrouszkodzenia na zębach kół zębatych świadczyły o przemieszczających się wewnątrz przekładni kawałków koszyeczka. Według informacji producenta, był to pierwszy przypadek uszkodzenia tego łożyska na tych silnikach.



Rys. 10 Fragmenty uszkodzonego łożyska nr 8 [źródło: P&WC]



Rys. 11 Widok łożyska nr 8 od strony modułu turbo-wirnikowego. Na pierwszym planie widoczny pęknięty kołnierz sprzęgła membranowego [źródło: P&WC]

Przed zdarzeniem, w dniu 26.08.2019 r. użytkownik na tym silniku wykrył w instalacji olejowej opiłki. W dniu 28.08.2019 r. przebadano próbki oleju w laboratorium Spectro, gdzie stwierdzono obecność opiłków ze stopu M50, ale w ilościach dopuszczalnych.

Zgodnie z instrukcją obsługi silnika przeprowadzono kontrolę stanu technicznego instalacji olejowej i po konsultacjach z producentem dopuszczono silnik do dalszej eksploatacji pod warunkiem okresowego sprawdzenia korka magnetycznego. Przed

zaistnieniem zdarzenia sprawdzono korek magnetyczny na obecność opiłków po 15FH oraz po 35FH z wynikiem negatywnym.

2. Na rys.12 pokazane jest sprzęgło membranowe, które stanowi element łączący RGB z wałem PT. Moment obrotowy przenoszony jest poprzez kołnierze znajdujące się na końcu wału PT oraz na wyjściu wału z RGB. Zerwanie tego elementu na kołnierzach z dwóch stron spowodowało przerwanie ciągłego przekazywania momentu obrotowego między PT a RGB.



Rys. 12 Sprzęgło membranowe. Widok od strony RGB [źródło: P&WC]



Rys. 13 Końcówka wału PT ze ściętym kołnierzem [źródło: P&WC]

3. Na tarczy turbiny napędowej (PT1) były zniszczone wszystkie łopatki. Tarcza wraz z fragmentami łopatek została oddana do dalszych badań celem ustalenia przyczyny uszkodzenia.



Rys. 14 Widok zniszczonych u podstawy wszystkich łopatek turbiny PT1 [źródło: P&WC]

4. Na tarczy turbiny napędowej (PT2) uszkodzone zostały wszystkie łopatki. Wał na którym była osadzona tarcza uległ ukręceniu.



Rys. 15 Widok uszkodzonych łopatek oraz ukręconego wału turbiny PT2 [źródło: P&WC]

5. Na zdjęciu (rys.16) pokazano rurkę doprowadzającą olej do łożysk nr 6 i 6.5. Rurka ta została ścięta oraz lekko zakrzywiona. Przez pękniętą rurkę olej przedostał się pomiędzy turbinę niskiego ciśnienia i turbinę PT1 (temperatura w tym rejonie wynosi około 840°C).



Rys. 16 Widok uszkodzonej rurki doprowadzającej olej do łożysk [źródło: P&WC]

6. W filtrach głównej instalacji olejowej oraz przekładni RGB stwierdzono znaczne ilości opiłków i kawałków uszkodzonych elementów metalowych (rys.17 i 18). Znaleziony materiał w filtrach przekazano do badań laboratoryjnych.



Rys. 17 Opiłki w filtrze głównym instalacji olejowej [źródło: P&WC]



Rys. 18 Opiłki i elementy metalowe w filtrze głównym RGB [źródło: P&WC]

Przedstawione powyżej uszkodzone podzespoły i części zostały zbadane w laboratoriach.

Z badań tych wynikają następujące fakty:

1. Wizualne badania przedniego i tylnego wałków sprzęgła membranowego wykazało obwodowe pęknięcia obu membran wokół wałków. Zdjęcie nr 19 pokazuje urwane wałki umieszczone w pierwotnej pozycji. Badanie uszkodzonych membran przy użyciu optycznego i skaningowego mikroskopu wykazały, że powierzchnie pęknięcia posiadały cechy fraktograficzne wynikające z obciążeń powstałych podczas ścinania i/lub zginania bez oznak zmęczenia materiału. Twardość i skład chemiczny obu membran mieścił się w granicach przewidzianych normami.



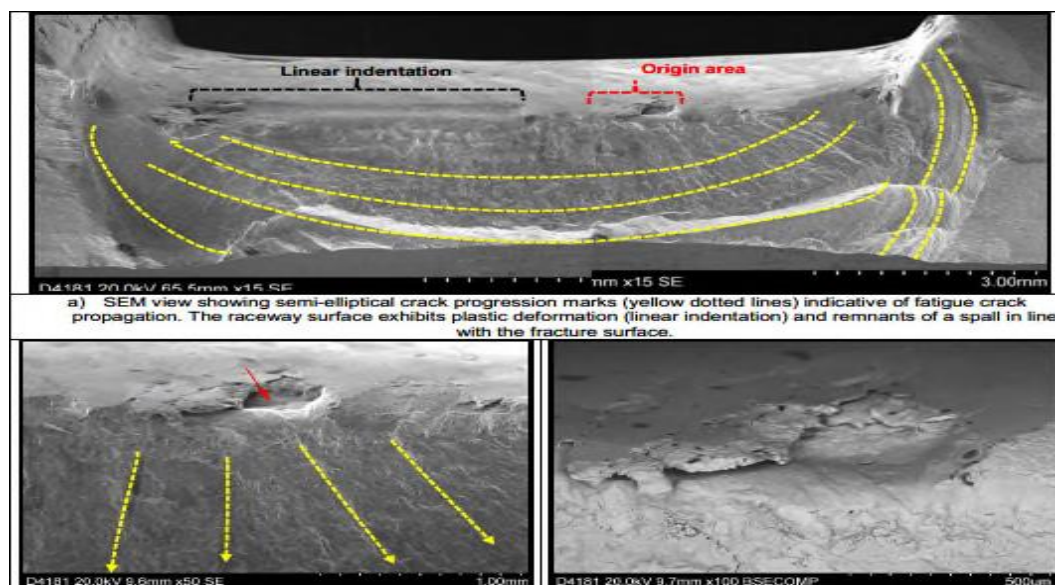
Rys. 19 Urwane wałki sprzęgła membranowego pokazane w położeniu pierwotnym [źródło: P&WC]

2. Badaniu poddano wszystkie części łożyska wałeczkowego nr 8. Podczas badania stwierdzono, że całe bieżnie obu pierścieni wykazały odkształcenia plastyczne i rozmazanie materiału. Na pierścieniu wewnętrznym powstało poprzeczne pęknięcie (rys.20).



Rys. 20 Pęknięcie na pierścieniu wewnętrznym łożyska [źródło: P&WC]

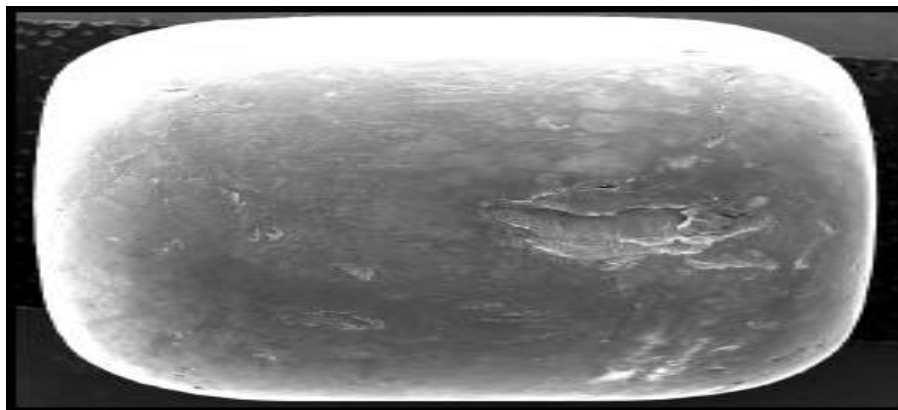
Podczas badania pierścienia wewnętrznego przy użyciu mikroskopu skaningowego sprawdzono powierzchnię pęknięcia i stwierdzono na niej cechy fraktograficzne półeliptycznych oznak progresji pęknięć charakterystycznych dla pęknięć zmęczeniowych (rys.21). Zaobserwowano, że propagacja zmęczenia przechodzi z powierzchni promieniowo do wewnątrz (rys.21, żółte linie przerywane). Twardość i skład chemiczny obu pierścieni były w normie. Wykonany przekrój poprzeczny pierścieni wykazał, że na powierzchniach bieżni powstał „biały martenzyt”. Dopuszczalny jest martenzyt odpuszczony.



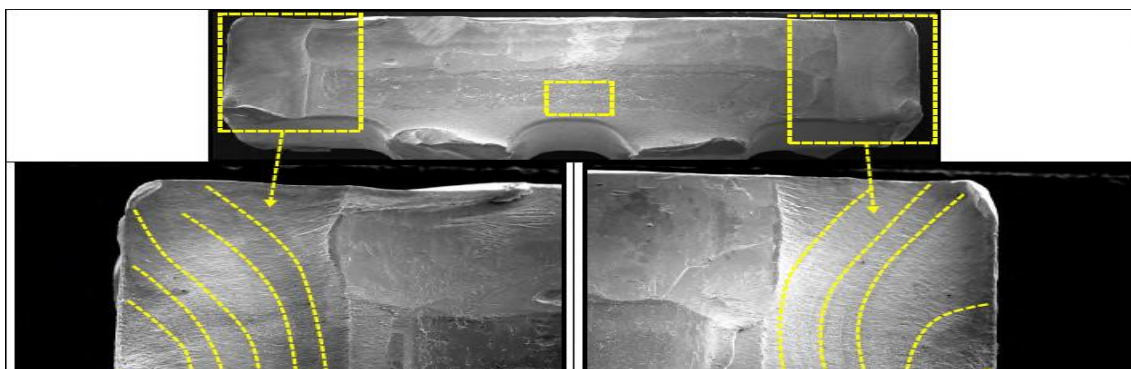
Rys. 21 Pęknięcia zmęczeniowe na pierścieniu wewnętrznym [źródło: P&WC]

Powierzchnie wałków których pierwotne powierzchnie stykowe zostały starte, uległy plastycznemu zdeformowaniu i rozmazaniu. Na kilku rolkach wykryto odpryski (wykruszenia) materiału (rys.22). Przekrój poprzeczny wałka pokazał, że materiał na powierzchni styku był poddany działaniu ciepła w wyniku czego powstała warstwa

„białego martenzytu” (akceptowalny jest martenzyt odpuszczony). Połamane części koszyczka zostały zbadane metodą SEM i stwierdzono, że popękały w wyniku zmęczenia. Zmęczenie było następstwem pogorszenia stanu technicznego wałeczków i bieżni. Mikrostruktura materiału koszyczka składała się z dopuszczalnego odpuszczonego martenzytu.



Rys. 22 Odpryski (wykruszenia) na powierzchni wałków [źródło: P&WC]



Rys. 23 Pęknięcia zmęczeniowe sprężenia RGB po stronie wału [źródło: P&WC]

3. Sprawdzono metodą SEM pęknięcia sprężenia RGB po stronie wału i wykryto oznaki zmęczenia materiału, ale mogły to być uszkodzenia wtórne spowodowane wibracjami (rys. 23).
4. **Badania optyczne wszystkich złamanych łopatek turbiny napędowej pierwszego i drugiego stopnia wykazały typowe cechy złamań wtórnych, bez oznak zmęczenia materiału.**
5. W laboratorium P&WC przeprowadzono analizę chemiczną próbek opiłków i kawałków metalowych pobranych z filtra głównego instalacji olejowej, filtra RGB i magnetycznego wykrywacza opiłków. **Zbadane materiały z tych miejsc wykazały, że są to cząstki na bazie żelaza, głównie z materiału M50 (stal o wysokiej twardości) pochodzące z łożyska.** Na części badanego materiału widoczne były przebarwienia termiczne.

1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej

O godz.12:26 TWR Poznań przekazała do punktu alarmowego LSRG oraz DOPL informację o pożarze silnika nr 2 na samolocie Bombardier o znakach rejestracyjnych SP-EQG. Przekazano, że na pokładzie samolotu znajduje się 2500 kg paliwa oraz 73 osoby. TWR podała, że załoga zgłosiła komunikat MAYDAY. Dowódca zmiany LSGR w porozumieniu z komendantem LSGR zdecydowali o poinformowaniu służb zewnętrznych PSP Poznań oraz postawieniu w stan gotowości własnych sił i środków.

O godz.12:28 DOPL poinformował Dyżurnego: Straży Granicznej i Służbę Ochrony Lotniska (SOL) oraz przewidziane w takiej sytuacji osoby funkcyjne.

O godz.12:30 DOPL poinformował o awaryjnym lądowaniu Centrum Zarządzania Kryzysowego w Poznaniu. W związku z tą informacją CZK poinformowało Pogotowie Ratunkowe. Jeszcze przed awaryjnym lądowaniem na lotnisko przybyło 9 zastępów PSP Poznań, które wraz z LSGR Poznań Ławica zostały rozmieszczone na lotnisku zgodnie z wcześniejszymi ustaleniami. Po skołowaniu samolotu z drogi startowej, służby te uczestniczyły w zabezpieczaniu ruchu kołowego na lotnisku oraz procesie ewakuacji. Na lotnisko, do chwili lądowania samolotu nie przybyły karetki Pogotowia Ratunkowego.

1.18. Informacje uzupełniające

Akredytowany przedstawiciel TSB nie był obecny w P&W podczas prowadzenia badania silnika nr 2.

Projekt Raportu Końcowego przesłano do konsultacji do PLL LOT, który nie zgłosił istotnych uwag dotyczących okoliczności i przyczyn zdarzenia.

Przetłumaczony projekt Raportu Końcowego został przesłany do konsultacji do TSB Canada i EASA, które nie wniosły poprawek merytorycznych.

1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań

Stosowano standardowe metody badań.

2. ANALIZA

2.1 Kwalifikacje załogi

Załoga lotnicza posiadała ważne licencje i orzeczenia lotniczo – lekarskie. Działania załogi wykazały, że ich wiedza i znajomość systemów statku powietrznego były wystarczające.

2.2 Pogoda

Warunki meteorologiczne nie miały wpływu na zaistnienie zdarzenia.

2.3 Statek Powietrzny

Oględziny silnika przeprowadzone bezpośrednio po zdarzeniu przez PKBWL oraz rozbiórka i ekspertyza silnika w Pratt & Whitney Kanada określiły zakres i charakter uszkodzeń, które miały wpływ na zaistnienie pożaru i bardzo duże uszkodzenia silnika oraz jego zatrzymanie. Pożar silnika powstał na skutek pęknięcia rurki doprowadzającej olej do łożyska nr 6 i 6.5. Przez pękniętą rurkę olej przedostał się pomiędzy turbinę niskiego ciśnienia i turbinę PT1 (temperatura w tym rejonie wynosi około 840°C). Doszło

do powstania płomienia, który przez rozszczelnione połączenie pomiędzy korpusem turbiny i dyszą wylotową wydostał się głównie na lewą stronę silnika.

Bardzo wszechstronnie zostało zbadane różnymi metodami łożysko nr 8, które znaleziono w stanie znacznego uszkodzenia. Na powierzchniach tocznych wałeczków stwierdzono bardzo zaawansowane łuszczenie i deformację materiału o charakterze zmęczeniowym. Ze względu na znaczne uszkodzenia powierzchni wałeczków, nie udało się ustalić bezpośredniej przyczyny łuszczenia się materiału. Również znacznemu uszkodzeniu uległy powierzchnie toczne bieżni obu pierścieni. Ujawnione na pierścieniu wewnętrznym cechy półeliptycznych znaków i kierunek propagacji pęknięć wskazują jednoznacznie na pęknięcie zmęczeniowe. Proces niszczenia łożyska trwał dosyć długo o czym świadczy fakt, że operator w dniu 26.08.2019 r. wykrył na tym silniku opiłki i po wykonaniu procedury zgodnej z instrukcją obsługi dopuścił silnik do dalszej eksploatacji. Wówczas podczas badań laboratoryjnych stwierdzono, że opiłki pochodziły ze stopu M50, ale występowały w dopuszczalnych ilościach. Badania chemiczne w P&WC znalezionych materiałów w filtrach i wykrywaczach opiłków wykazały, że ich głównym składnikiem jest stal M50 (stal o dużej twardości) występująca w łożysku nr 8. Ponieważ podczas badań silnika P&WC nie znaleziono innego uszkodzonego łożyska, opiłki te musiały pochodzić z łożyska nr 8.

Uszkodzenia łożyska nr 8 postępowały w dość długim czasie i powodowały coraz bardziej utrudniony ich obrót, a to wywoływało niestabilne ruchy przedniej i tylnej membrany sprzęgła. W takich warunkach, naprężenia wywołane przez obracające się turbiny spowodowały urwanie się przedniego i tylnego wałka sprzęgła oraz prawdopodobnie w tym samym czasie ścięcie wału turbiny napędowej (PT), nastąpiło przerwanie ciągłego przekazywania momentu obrotowego pomiędzy PT a RGB i zatrzymanie silnika. **Pozostałe uszkodzenia silnika były wtórne.**

3. WNIOSKI KOŃCOWE

3.1. Ustalenia Komisji

- 1) Piloci posiadali ważne uprawnienia do wykonywania lotów oraz orzeczenia lotniczo-lekarskie.
- 2) Samolot posiadał ważne Świadectwo zdatności do lotu.
- 3) Statek powietrzny był prawidłowo przygotowany do lotu.
- 4) Z dokumentacji obsługi technicznej wynika, że statek powietrzny był wyposażony i obsługiwany zgodnie z odpowiednimi procedurami.
- 5) Masa i środek ciężkości samolotu mieściły się w wyznaczonych granicach.
- 6) W trakcie lotu była utrzymywana dwukierunkowa łączność ze służbami ruchu lotniczego i do chwili zdarzenia załoga nie zgłaszała żadnych problemów.
- 7) ATC zapewnił szybką i skuteczną pomoc załodze lotniczej.
- 8) Załoga prawidłowo zareagowała na sygnalizowany i widoczny pożar prawego silnika, wykonała procedurę MEMORY ITEMS do listy kontrolnej ENGINE FAILURE/FIRE/SHUTDOWN (In Flight) i ugasiła pożar przy użyciu jednej butli ppoż.
- 9) Kapitan podjął szybką decyzję o skierowaniu się na lotnisko EPPO, jednocześnie sprawnie analizował rozmiar zagrożenia i wydawał polecenia adekwatne do sytuacji.

- 10) Dobra współpraca załogi i personelu pokładowego zapewniła bezpieczne i sprawne przeprowadzenie ewakuacji pasażerów.
- 11) Uszkodzenie łożyska nr 8 zapoczątkowało proces dalszego niszczenia silnika i jego zatrzymanie. Wszystkie inne uszkodzenia silnika były wtórne.

3.2. Przyczyna zdarzenia

Przyczyną zdarzenia było zmęczeniowe uszkodzenie łożyska nr 8 w postaci zaawansowanych złuszczeń powierzchni tocznych wałków oraz deformacji i pęknięć bieżni.

4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

- 4.1. PKBWL po zakończeniu badania nie zaproponowała zaleceń dotyczących bezpieczeństwa.
- 4.2. Użytkownik, PLL LOT wpisał silniki PW150A do programu Oil AT organizowanego przez producenta w celu wczesnego wykrywania niesprawności układu olejowego na podstawie badań z określonym interwałem próbek oleju.

KONIEC

Kierujący zespołem badawczym

.....