

Raport Końcowy



WYPADEK 2018/67

PAŃSTWOWA KOMISJA BADANIA WYPADKÓW LOTNICZYCH

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

Raport Końcowy

WYPADEK

ZDARZENIE NR – 2018/67

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

DATA I MIEJSCE ZDARZENIA – 10 stycznia 2018 r., EPWA



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 2020

Spis treści

Skróty i akronimy.....	3
Informacje ogólne.....	7
Streszczenie.....	8
1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE	10
1.1. Historia lotu	10
1.2. Obrażenia osób	11
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego	11
1.4. Inne uszkodzenia	12
1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze)	12
1.6. Informacje o statku powietrznym	13
1.7. Informacje meteorologiczne	24
1.8. Pomoce nawigacyjne	25
1.9. Łączność	25
1.10. Informacje o lotnisku	25
1.11. Rejestratory pokładowe	28
1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu	29
1.13. Informacje medyczne i patologiczne	30
1.14. Pożar	30
1.15. Czynniki przeżycia	30
1.16. Testy i badania	32
1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej	35
1.18. Informacje uzupełniające	35
1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań	35
2. ANALIZA	36
2.1 Operacje lotnicze	36
2.2 Statek powietrzny	40
3. WNIOSKI KOŃCOWE	57
3.1. Ustalenia komisji	57
3.2. Przyczyna wypadku	59
3.3. Czynniki sprzyjające	59
4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA	59
4.1. Zalecenia doraźne i działania profilaktyczne	59
4.2. Zalecenia dotyczące bezpieczeństwa	59
5. ZAŁĄCZNIKI	61

Skróty i akronimy

A/C	Aircraft	Statek powietrzny
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)
BEW	Basic Empty Weight	Bazowa masa pustego samolotu
CA	Calendar Day	Dni kalendarzowe
CG	Center of Gravity	Środek ciężkości
CMM	Component Maintenance Manual	Instrukcja obsługi komponentu
CofA	Certificate of Airworthiness	Świadectwo zdatności do lotu
CofR	Certificate of Registration	Świadectwo rejestracji
CVR	Cockpit Voice Recorder	Rejestrator dźwięku w kabinie załogi
CY	Cycle	Cykle
DET	Detailed Inspection	Inspekcja szczegółowa
DIS	Discard	Złomowanie
DOW	Dry Operating Weight	Ciężar operacyjny bez paliwa
DSA	Drag Strut Assembly	Zastrzał podwozia
ED	Engine Display	Wyświetlacz parametrów pracy silnika
EH	Engine Hours	Godziny pracy silnika
ELH	Electrical Harness	Wiązka elektryczna
EPWA	Warsaw Chopin Airport – ICAO code	Lotnisko Chopina w Warszawie - kod ICAO
FDA	Forward Doors Actuator	Siłownik przednich osłon
FDM	Flight Data Monitoring	Monitorowanie parametrów lotu
FDR	Flight Data Recorder	Rejestrator pokładowy
FDS 9	Flight Data Service 9	Flight Data Service 9

FH	Flight Hours	Godziny lotu
FNC	Functional Check	Sprawdzenie funkcjonalne
FO	First Officer	Pierwszy oficer
GS	Ground Speed	Prędkość względem ziemi
GVI	General Visual Inspection	Ogólne wizualne sprawdzenie
HEAD	Heading	Kurs
HMTS	Horn Mute/Test Switch	Przełącznik ostrzegawczego sygnału dźwiękowego
IIC	Investigator in Charge	Nadzorujący badanie
IOL	Aerodrome Manual	Instrukcja operacyjna lotniska
IPC	Illustrated Parts Catalog	Ilustrowany katalog części
IR	Instrument Rating	Uprawnienie do lotów według przyrządów
L50	Check – intervals 50 flight hours or 12 calendar days	Przegląd - interwał 50 godzin lotu lub 12 dni kalendarzowych
LDS	Lower Drag Strut	Dolny zastrzał wleczony
LGCP	Landing Gear Control Panel	Panel kontrolny podwozia
LGSL	Landing Gear Selector Lever	Dźwignia sterowania podwoziem
LGSV	Landing Gear Selector Valve	Zawór sterujący podwoziem
LLL	Lower Lock Link	Dolna dźwignia blokady
LMT	Local Mean Time	Średni czas lokalny
LRSL	Lock Release Selector Lever	Dźwignia zwalniania blokady
LSP	Aerodrome Fire Brigade	Lotniskowa Straż Pożarna
LUB	Lubrication	Smarowanie
LVTO	Low Visibility Take-Off	Start w warunkach ograniczonej widzialności
LW	Landing Weight	Ciężar do lądowania
MAC	Mean Aerodynamic Chord	Średnia cięciwa aerodynamiczna
MLG	Main Landing Gear	Podwozie główne
MLW	Maximum Landing Weight	Maksymalny ciężar do lądowania

MO	Month	Miesiąc
MTOW	Maximum Take-off Weight	Maksymalny ciężar do startu
N/A	Not applicable	Nie ma zastosowania
NA	Normal Acceleration	Przyspieszenie pionowe
NDA	Nose Door Actuator	Siłownik osłon podwozia przedniego
NLG	Nose Landing Gear	Podwozie przednie
NLG LR	NLG Inline Restrictor	Spowalniacz przepływu
OPC	Operational Test	Sprawdzenie operacyjne
P/N	Part Number	Numer katalogowy części
PA	Pitch Angle	Kąt pochylenia
PDC	Pre-departure Check	Przegląd przedlotowy
PLL LOT S.A.	LOT Polish Airlines S.A.	Polskie Linie Lotnicze LOT S.A.
PS	Proximity Sensor	Czujnik zbliżeniowy
PSEU	Proximity Sensor Electronic Unit	Blok elektroniczny czujników zbliżeniowych
PSP	State Fire Service	Państwowa Straż Pożarna
QAR	Quick Access Recorder	Rejestrator szybkiego dostępu
QRH	Quick Reference Handbook	Skrócona instrukcja obsługi
RA	Roll Angle	Kąt przechylenia
RPM	Revolutions per minute	Obroty na minutę
RST	Restoration	Odtworzenie stanu
RVR	Runway Visual Range	Widoczność wzdłuż drogi startowej
RWY/DS	Runway	Droga startowa
SDI	Special Detailed Inspection	Specjalna inspekcja szczegółowa
SSA	Shock Strut Assembly	Amortyzator podwozia
SSFDR	Solid state FDR	FDR z pamięcią półprzewodnikową
SSV	Solenoid Sequence Valve	Elektromagnetyczny zawór sekwencyjny

SVC	Servicing	Obsługa serwisowa
TBO	Time Between Overhaul	Okres pomiędzy remontami
TOW	Take-off Weight	Ciężar do startu
TSB	Transportation Safety Board of Canada	Rada Bezpieczeństwa Transportu Kanady
UDS	Upper Drag Strut	Górny zastrzał wleczoney
ULC	Civil Aviation Authority of the Republic of Poland	Urząd Lotnictwa Cywilnego
ULL	Upper Lock Link	Górna dźwignia blokady
VCK	Visual Check	Sprawdzenie wizualne
WBR	Weight and Balance Report	Raport ważenia samolotu
WOFW	Weight off Wheels	Brak obciążenia kół
WOW	Weight on Wheels	Obciążenie na kołach
WSP	Military Fire Brigade	Wojskowa Straż Pożarna

Informacje ogólne

Numer ewidencyjny zdarzenia	2018/67			
Rodzaj zdarzenia	WYPADEK			
Data zdarzenia	10 stycznia 2018 r.			
Miejsce zdarzenia	EPWA			
Rodzaj, typ statku powietrznego	Samolot Bombardier DHC-8-402			
Znaki rozpoznawcze SP	SP-EQG			
Użytkownik/Operator SP	Polskie Linie Lotnicze LOT S. A.			
Dowódca SP	Pilot samolotowy liniowy – ATPL(A)			
Liczba ofiar/rodzaj obrażeń	Śmiertelne	Poważne	Lekkie	Bez obrażeń
	0	0	0	63
Władze krajowe i zagraniczne poinformowane o zdarzeniu	ULC, TSB			
Kierujący badaniem	Andrzej Bartosiewicz			
Podmiot badający	Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych			
Pełnomocni Przedstawiciele i ich doradcy	Pełnomocny przedstawiciel - TSB of Canada Doradcy: - Transport Canada - Pratt & Whitney - Bombardier's Air Safety Investigation Office			
Dokument zawierający wyniki	Raport Końcowy			
Zalecenia	TAK			
Adresat zaleceń	Bombardier Inc., Transport Canada			
Data zakończenia badania	24.02.2022 r.			

Streszczenie

W dniu 10 stycznia 2018 r. samolot Bombardier DHC-8-402 o znakach rozpoznawczych SP-EQG o godz. 18:07 LMT¹ wystartował do planowanego lotu (LO 3924) po trasie EPKK-EPWA. Na pokładzie znajdowało się 59 pasażerów i 4 członków załogi. W trakcie wznoszenia po przestawieniu dźwigni sterowania podwoziem w położenie schowane (UP) przednie podwozie (NLG) nie schowało się. Sygnalizacja podwozia wskazywała, że pozostało ono w położeniu pośrednim, a pokrywy luków podwozia przedniego (N DOOR) pozostały otwarte. Kapitan podjął decyzję o kontynuowaniu lotu na lotnisko docelowe.

W trakcie podejścia do lądowania w EPWA załoga wypuściła podwozie sposobem alternatywnym. Podwozie główne (MLG) zostało wypuszczone i zablokowane, a NLG nie zmieniło swojego położenia.

W EPWA załoga wykonała lądowanie awaryjne na drodze startowej (DS) 11 z NLG w położeniu niezablokowanym, które podczas dobiegu uległo złożeniu.

Po zatrzymaniu się samolotu na DS 11 (19:19), załoga przeprowadziła ewakuację pasażerów. Wszyscy pasażerowie i załoga opuścili samolot bez obrażeń. Samolot uległ uszkodzeniu w stopniu wymagającym naprawy.

Badanie zdarzenia przeprowadził zespół badawczy PKBWL w składzie:

Andrzej Lewandowski	kierujący zespołem ² (PKBWL)
Andrzej Bartosiewicz	kierujący zespołem ³ (PKBWL);
Jerzy Girgiel	członek zespołu ⁴ (PKBWL);
Roman Kamiński	członek zespołu (PKBWL);
Piotr Richter	członek zespołu ⁵ (PKBWL);
Bogusław Trela	członek zespołu (PKBWL).

W trakcie badania PKBWL ustaliła następującą przyczynę wypadku lotniczego:

Bezpośrednią przyczyną wypadku były nadmierne luzy występujące w układzie chowania/wypuszczania podwozia przedniego.

¹ Wszystkie czasy w Raporcie końcowym wyrażono w LMT, chyba że zaznaczono inaczej.

² Do października 2020 r.

³ Od marca 2021 r.

⁴ Do października 2020 r.

⁵ Do października 2020 r.

Czynniki sprzyjające:

- 1) Brak procedur umożliwiających pomiar i monitorowanie luzów w układzie chowania/wypuszczania NLG w okresie TBO (30 000 CY lub 14 lat).
- 2) Brak analizy przypadków lądowań na trzy punkty, powodujących nadmierne obciążenie NLG.
- 3) Brak dedykowanych kart technologicznych do weryfikacji ewentualnych uszkodzeń spowodowanych nietypowymi zdarzeniami jednorazowymi takimi jak uderzenie holownika w dyszel podłączony do samolotu.

PKBWL po zakończeniu badania zaproponowała trzy zalecenia dotyczące bezpieczeństwa.

— — —

1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE

1.1. Historia lotu

W dniu 10 stycznia 2018 r. zaplanowano lot nr LO 3924 samolotu Bombardier DHC-8-402 o znakach rozpoznawczych SP-EQG po trasie EPKK-EPWA. Załoga przybyła na lotnisko startu w zaplanowanym czasie i wykonała rutynowe czynności przewidziane w Instrukcji Operacyjnej Operatora.

Po przyjęciu 59 pasażerów na pokład samolotu załoga uruchomiła silniki i wykołowała na DS, a następnie rozpoczęła procedurę startu.

Po oderwaniu się samolotu od DS załoga zgodnie z procedurą przestawiła dźwignię sterowania podwoziem w położenie schowane (UP). Podwozie główne (MLG) zostało schowane i zablokowane, natomiast podwozie przednie (NLG) zostało odblokowane z położenia wypuszczonego, ale nie zablokowało się w położeniu schowanym. Kapitan zdecydował o kontynuowaniu lotu na lotnisko docelowe (EPWA). Zgłoszony został stan EMERGENCY.

Samolot wykonał lot po trasie z niezablokowanym podwoziem przednim. W związku z tym słyszalny był dodatkowy szum pochodzący z nosowej części kadłuba. Poza tym nie stwierdzono żadnych nieprawidłowości.

Załoga kabinowa zrealizowała procedury przygotowujące kabinę i pasażerów do lądowania awaryjnego i ewakuacji.

Podczas podejścia do lądowania w EPWA załoga wykonała procedurę wypuszczania podwozia za pomocą systemu alternatywnego, po wykonaniu której MLG zostało wypuszczone i zablokowane (co potwierdziła sygnalizacja świetlna), natomiast sygnalizacja NLG pozostała niezmieniona (podwozie znajdowało się w tranzycie, NLG DOOR pozostały otwarte).

Po przyziemieniu (MLG) załoga utrzymywała kierunek dobiegu sterem kierunku, jednocześnie utrzymując możliwie duży kąt natarcia, aby przednie podwozie jak najpóźniej dotknęło DS. Podczas przyziemienia przedniej części samolotu załoga nie odczuła charakterystycznego „stuknięcia” przedniego podwozia o DS, tylko od razu usłyszała i odczuła kontakt przedniej części kadłuba z DS.

Samolot zatrzymał się na DS 11 o godzinie 19:19.

Natychmiast po zatrzymaniu samolotu załoga przystąpiła do ewakuacji pasażerów. W wyniku zdarzenia nikt z pasażerów i załogi nie odniósł obrażeń.



Rys. 1. Samolot Bombardier DHC-8-402 SP-EQG na DS 11 EPWA tuż po zdarzeniu [źródło: PKBWL]⁶

1.2. Obrażenia osób

Urazy	Załoga	Pasażerowie	Inne osoby	RAZEM
Śmiertelne	0	0	0	0
Poważne	0	0	0	0
Lekkie	0	0	0	0
Brak	4	59	N/A	63

1.3. Uszkodzenia statku powietrznego

W wyniku bezpośredniego kontaktu przedniej części kadłuba z powierzchnią drogi startowej, co było skutkiem lądowania samolotu z przednią golenią podwozia w stanie niezablokowanym w pozycji wypuszczonej, samolot został uszkodzony w stopniu wymagającym naprawy. Uszkodzeniu uległy elementy podwozia przedniego i elementy nosowej spodniej części kadłuba.

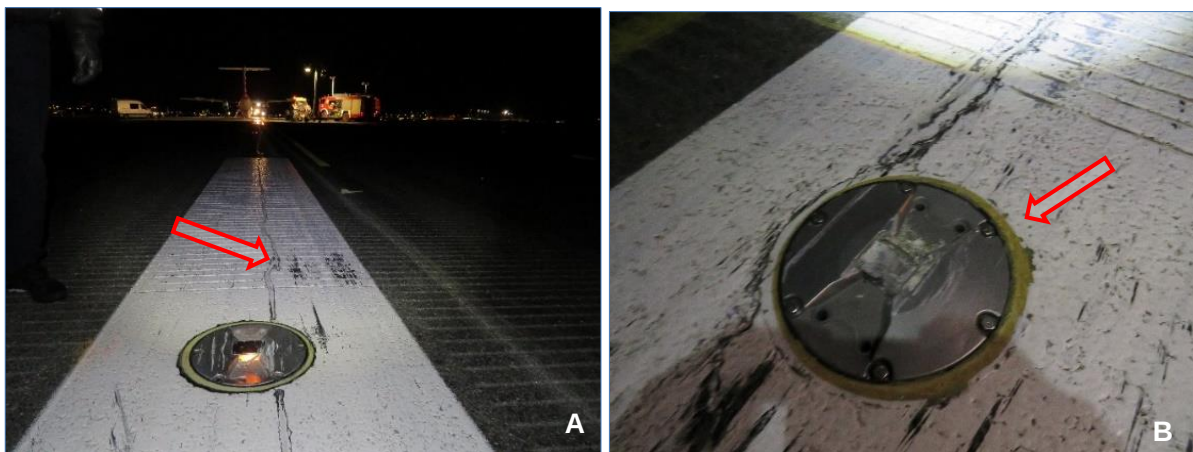
W celu identyfikacji i określenia rozmiaru uszkodzeń operator zwrócił się do producenta samolotu o wykonanie oceny szkód. Ocena uszkodzeń przeprowadzona

⁶ Jeżeli w Raporcie Końcowym nie zaznaczono inaczej – [źródło: PKBWL].

została w dniach 17-18 stycznia 2018 r. i zakończyła się sporządzeniem raportu DAMAGE SURVEY FOR LOT POLISH AIRLINES SA, DASH 8 - SERIES 400, S/N 4423, który został udostępniony Komisji przez operatora i został dołączony do dokumentacji wypadku.

1.4. Inne uszkodzenia

W wyniku tarcia przedniej części kadłuba o powierzchnię drogi startowej uszkodzeniu uległo kilka lamp jej osi.



Rys. 2. Ślady awaryjnego lądowania na DS 11: A- ślady tarcia samolotu o powierzchnię DS 11, B - jedna z uszkodzonych lamp osi DS 11

1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze)

1.5.1. Dowódca statku powietrznego (CPT)

Pilot – mężczyzna lat 32.

Licencja ATPL(A) bezterminowa z uprawnieniami do pilotowania statków powietrznych DHC-8/IR z datą ważności uprawnień do 31.05.2018⁷ r.

Orzeczenie lotniczo-lekarskie – klasa I bez ograniczeń z datą ważności do 02.06.2018 r.

Biegłość językowa – język angielski poziom 4 ICAO ważny do dnia 21.06.2018 r.

Nalot ogólny: 1985 FH.

Nalot na typie DHC-8: 994 FH w tym 37 FH jako kapitan.

Nalot dowódczy: 854 FH.

Kontrola w powietrzu (line check) – 21.12.2017 r.

W ostatnich 30 dniach przed zdarzeniem łączny nalot na DHC-8: 62 FH.

1.5.2. Pierwszy oficer (FO)

Pilot – mężczyzna lat 29.

⁷ Jeżeli data została podana cyframi należy ją rozumieć jako DD.MM.RRRR.

Licencja CPL(A) bezterminowa z uprawnieniami do pilotowania statków powietrznych DHC-8/IR z datą ważności uprawnień do 30.04.2018 r.

Orzeczenie lotniczo-lekarskie – klasa I bez ograniczeń z datą ważności do 09.01.2019 r.

Biegłość językowa – język angielski poziom 4 ICAO ważny do 19.09.2021 r.

Nalot ogólny: 1371 FH.

Nalot na typie: 1086 FH jako FO.

Nalot dowódczy: 168 FH.

1.6. Informacje o statku powietrznym

1.6.1. Informacje ogólne

Statek powietrzny:

- rodzaj (klasa) statku powietrznego – samolot;
- kategoria statku powietrznego – samolot duży;
- konstrukcja – wolnonośny górnopłat o konstrukcji metalowej;
- przeznaczenie i liczba miejsc – transport regionalny, 78 miejsc;
- znaki przynależności państwowej i znaki rejestracyjne – SP-EQG;
- producent – Bombardier Incorporation;
- oznaczenie fabryczne – DHC-8-402;
- nr fabryczny – 4423;
- właściciel statku powietrznego – NAC Aviation 7 Limited, Irlandia;
- użytkownik statku powietrznego – Polskie Linie Lotnicze LOT S.A., Polska;
- napęd – turbośmigłowy;
- liczba, producent i typ silnika – 2 x Pratt & Whitney Canada PW150A;
- liczba, producent i typ śmigła – 2 x Dowty Propellers R408/6-123-F/17;
- podwozie – trójpodporowe, chowane, z dwoma kołami na każdej goleni, w konfiguracji z golenią przednią.

Świadectwo rejestracji (CofR) – **ważne w dniu zdarzenia:**

- nr rejestru – 4647;
- data wpisu – 07.09.2012 r.

Świadectwo zdatności do lotu (CofA) – **ważne w dniu zdarzenia:**

- data wydania – 07.09.2012 r.;
- ograniczenia – bez ograniczeń.

Poświadczenie przeglądu zdatności do lotu (ARC) – **ważne w dniu zdarzenia:**

- data wydania – 03.09.2015 r.;
- data ważności – 31.08.2018 r.

Dane masowe:

- raport ważenia samolotu (WBR) wydany w dniu 27.07.2016 r. – **ważny w dniu zdarzenia**;
- MTOW – 28 998 kg;
- MLW – 28 009 kg;
- BEW – 17 727 kg;
- DOW – 18 177 kg;
- CG – 20,32 % MAC;
- TOW – 25 879 kg;
- LW – 25 151 kg;
- CG do startu – 19,6 % MAC.

1.6.2. Dane resursowe

PŁATOWIEC – DHC-8-402

Rok budowy	2012
Nalot płatowca od początku eksploatacji:	11 237:44 FH ⁸
Liczba lotów od początku eksploatacji:	12 848
Nalot płatowca od ostatniego przeglądu – C1	5 253:12 FH
Resurs pozostały do kolejnego przeglądu – C1/C2	746:48 FH
Data wykonania ostatniego przeglądu – C1	29.11.2015 r.
– przy nalocie całkowitym	5 984:32 FH
– wykonano w	Flybe Ltd. ⁹

SILNIK 1 (LEWY) – PW150A

Rok produkcji	2012
Numer fabryczny	PCE-FA0931
Rok zabudowy silnika na płatowiec	2017
Czas pracy silnika od początku eksploatacji	10 003:10 EH
Czas pracy silnika od ostatniej naprawy głównej	1 670:44 EH
Resurs pozostały do kolejnego remontu lub przeglądu	3 374 CY
Data wykonania ostatniego przeglądu – L50	05.01.2018 r.
– przy liczbie godzin pracy	9 966:50 EH
– wykonano w	LS Technics Sp. z o.o. ¹⁰
Resurs do kolejnego przeglądu – L50	13:40 EH/7CA

⁸ HH:MM (godziny:minuty).

⁹ Certyfikowana organizacja obsługi technicznej Part 145 (UK.145.00008), stacja obsługi w Exeter, Wielka Brytania.

¹⁰ Certyfikowana organizacja obsługi technicznej Part-145 (PL.145.023), stacja obsługi w Krakowie, Polska.

Uwaga: ostatni przegląd okresowy C1 wykonany został 29.11.2015 r. – w tym czasie na samolocie zabudowany był inny silnik jako lewy.

SILNIK 2 (PRAWY) – PW150A

Rok produkcji	2012
Numer fabryczny	PCE-FA0791
Rok zabudowy silnika na płatowiec	2017
Czas pracy silnika od początku eksploatacji	11 293:42 EH
Czas pracy silnika od ostatniej naprawy głównej	2 368:00 EH
Resurs pozostały do kolejnego remontu lub przeglądu	3 238 CY
Data wykonania ostatniego przeglądu – L50	05.01.2018 r.
– przy liczbie godzin pracy	11 257:22 EH
– wykonano w	LS Technics Sp. z o.o.
Resurs do kolejnego przeglądu – L50	13:40 EH/7CA

Drag Strut Assembly (DSA) – P/N 47300

Producent – Goodrich Landing Gear Division	
Rok produkcji	2012
Numer fabryczny	MAL-SP-0447
Data zabudowy na płatowiec	2012
Nalot od początku eksploatacji	11 237:44 FH
Nalot od ostatniej naprawy głównej	N/A
Resurs pozostały do kolejnego remontu lub przeglądu	17 152 CY
Data wykonania ostatnich czynności okresowych – C1:	29.11.2015 r.
– przy liczbie godzin pracy	5 984:32 FH
– wykonano w	Flybe Ltd.

Lower Lock Link (LLL) – P/N 47324-1

Producent – Goodrich Landing Gear Division	
Rok produkcji	2012
Numer fabryczny	VAC0147
Data zabudowy	jak DSA
Czas pracy od początku eksploatacji:	jak DSA
Czas pracy od ostatniej naprawy głównej:	jak DSA
Resurs pozostały do kolejnego remontu lub przeglądu:	jak DSA
Data wykonania ostatnich czynności okresowych:	jak DSA
– przy liczbie godzin pracy	jak DSA
– wykonano w	jak DSA

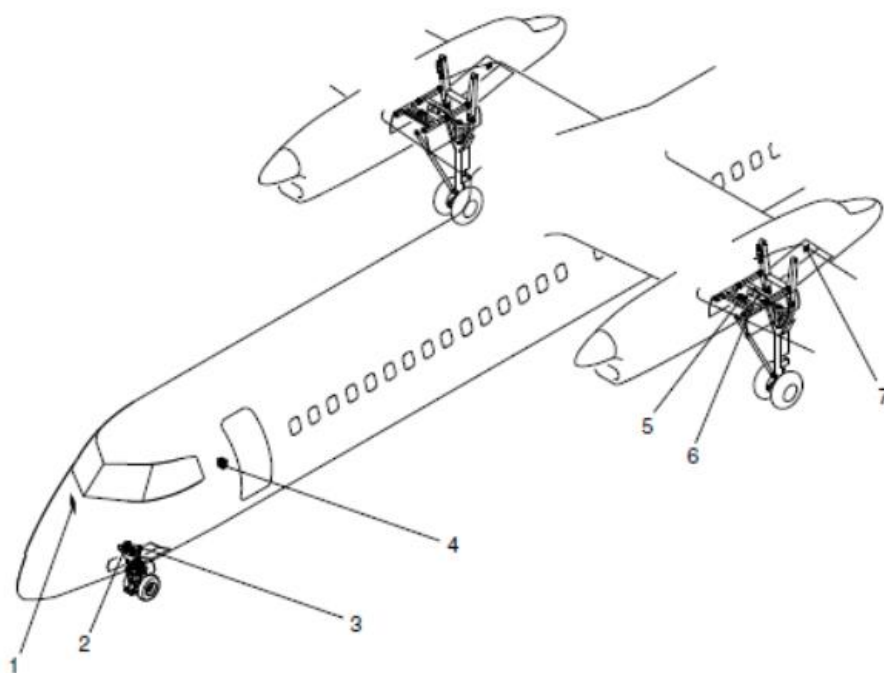
1.6.3. Podwozie

1.6.3.1. Informacje ogólne

Samolot Bombardier DHC-8-402 wyposażony został w trójpodporowe podwozie z dwoma kołami na każdej goleni (widok ogólny pokazano na rys. 3).

W skład systemu podwozia wchodzi:

- układ podwozia głównego (MLG)¹¹ i pokryw jego luków (gear doors);
- układ podwozia przedniego (NLG) i pokryw jego luków;
- instalacja chowania i wypuszczania;
- koła i hamulce;
- układ sterowania;
- układ sprawdzający położenie i ostrzegawczy.



Rys. 3. Rozmieszczenie elementów zasadniczego systemu wypuszczania i chowania podwozia, gdzie: 1 – dźwignia sterowania i panel kontrolny podwozia (Landing Gear Selector Level and Control Panel), 2 – siłownik chowania podwozia przedniego (NLG Retraction Actuator), 3 – siłownik blokady podwozia przedniego (NLG Lock Actuator), 4 – blok elektroniczny czujników zbliżeniowych (PSEU), 5 - siłownik blokady podwozia głównego (MLG Lock Actuator), 6 – siłownik chowania podwozia głównego (MLG Retraction Actuator), 7 – siłownik górnego zamka podwozia głównego (Uplock Actuator) [źródło: AMM 32-31-00]

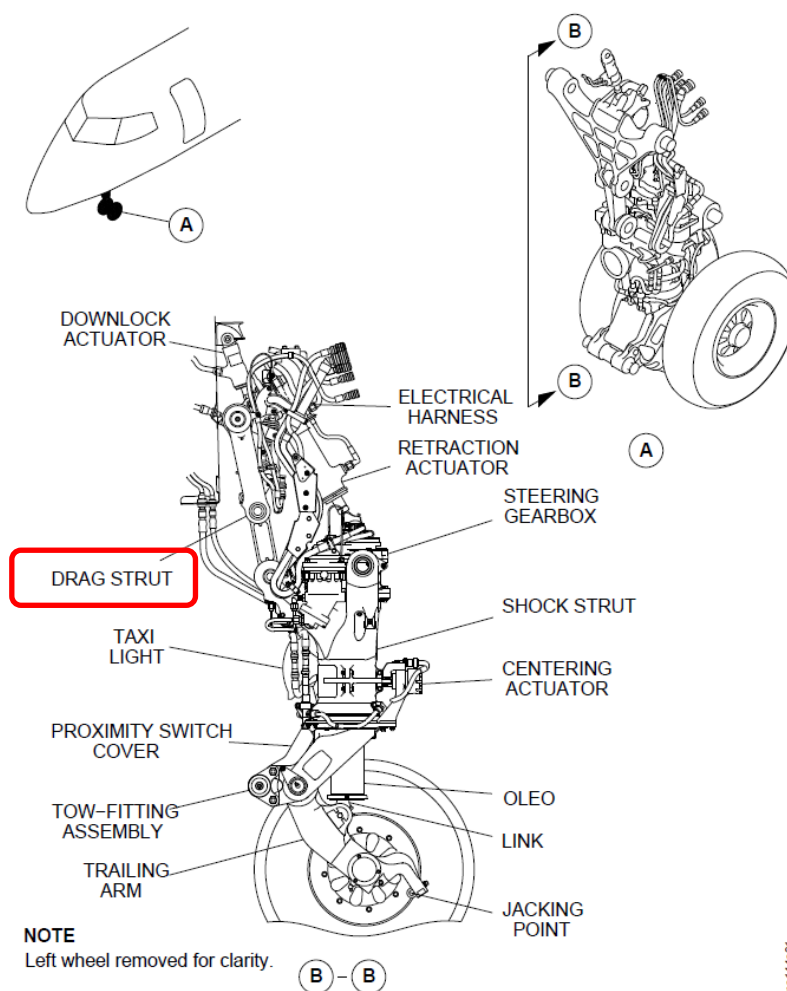
¹¹ W Raporcie Końcowym (RK) w celu zachowania jednoznaczności i spójności z dokumentacją techniczną samolotu nazwy systemów, zespołów, agregatów i ich części podane są w nawiasach w języku angielskim. Tłumaczenia na język polski oraz rozwinięcia skrótów podane zostały na początku (RK).

Podwozie przednie (NLG) umiejscowione jest w dolnej nosowej części kadłuba, przed przegrodą ciśnieniową. Podczas chowania, wykonując ruch do przodu, NLG wsuwa się do swego luku znajdującego się w kadłubie. Golenie podwozia głównego (MLG) zabudowane są odpowiednio w dolnej części lewej i prawej gondoli silnikowej. Golenie MLG chowają się do tyłu do swoich luków znajdujących się w gondolach.

Sterowanie chowaniem i wypuszczaniem podwozia odbywa się elektrycznie (układ wykonawczy to siłowniki hydrauliczne), a blokowanie realizowane jest mechanicznie.

Pokrywy luków podwozia są całkowicie zamknięte, kiedy podwozie znajduje się w pozycji schowanej i częściowo otwarte w pozycji wypuszczonej.

Położenie goleni podwozia oraz pokryw luków sygnalizowane jest przy pomocy lampek na panelu podwozia.



Rys. 4. Główne elementy podwozia przedniego (NLG), gdzie: A - umiejscowienie podwozia przedniego (NLG), B-B widok w płaszczyźnie podłużnej samolotu. Czerwoną ramką oznaczono nazwę zespołu, który uległ uszkodzeniu podczas zdarzenia (szczegóły podano w rozdz. 1.3) [źródło: AMM 32-21-00]

Procesy chowania i wypuszczania podwozia kontrolowane są przez blok elektroniczny - Proximity Sensor Electronic Unit (PSEU).

W przypadku niesprawności zasadniczego systemu wypuszczania, podwozie może zostać wypuszczone za pomocą systemu alternatywnego.

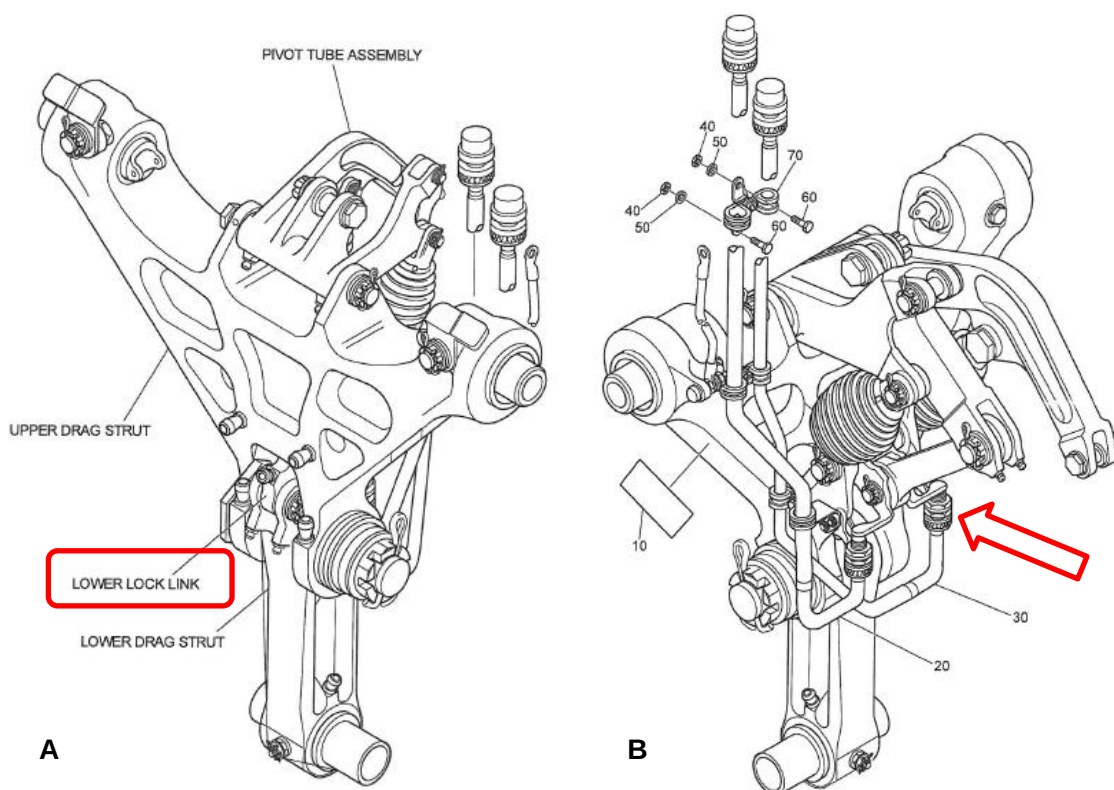
Ponieważ w locie, w którym doszło do wypadku, układ podwozia głównego działał prawidłowo, poniżej przedstawiono informacje dotyczące tylko podwozia przedniego.

1.6.3.2. Podwozie przednie

Podwozie przednie (NLG) absorbuje część energii podczas lądowania (główne obciążenie pochłaniane jest przez podwozie główne), zapewnia stabilizację oraz kontrolę kierunku podczas kołowania. W skład układu podwozia przedniego wchodzi: zespół amortyzatora (Shock Strut Assembly), zespół zastrzału (Drag Strut Assembly) oraz wiązki przewodów elektrycznych (Electrical Harness). Główne elementy podwozia przedniego (NLG) pokazane zostały na rys. 4.

1.6.3.3. Zespół zastrzału

Zespół zastrzału podwozia przedniego (Drag Strut Assembly) stabilizuje zespół amortyzatora (Shock Strut Assembly) zarówno w pozycji schowanej jak i wypuszczonej. Główne elementy zespołu pokazane zostały na rys. 5.

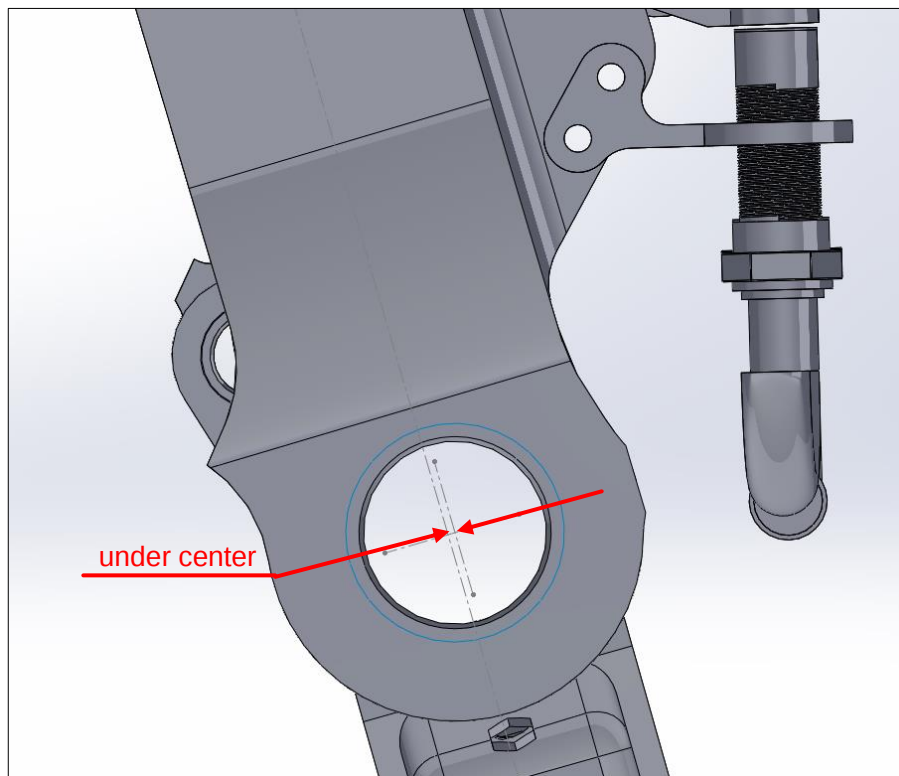


Rys. 5. Drag Strut Assembly: A - widok z przodu (czerwoną ramką oznaczono nazwę elementu, który uległ uszkodzeniu podczas zdarzenia), B - widok od tyłu (czerwoną strzałką pokazano element, który uległ uszkodzeniu podczas zdarzenia) [źródło: CMM 32-21-03]

Uwaga: Na powyższych rysunkach zaznaczono elementy, których charakter uszkodzeń wskazuje na przebieg zdarzenia.

Blokowanie podwozia zarówno w pozycji wypuszczonej jak i schowanej realizowane jest mechanicznie.

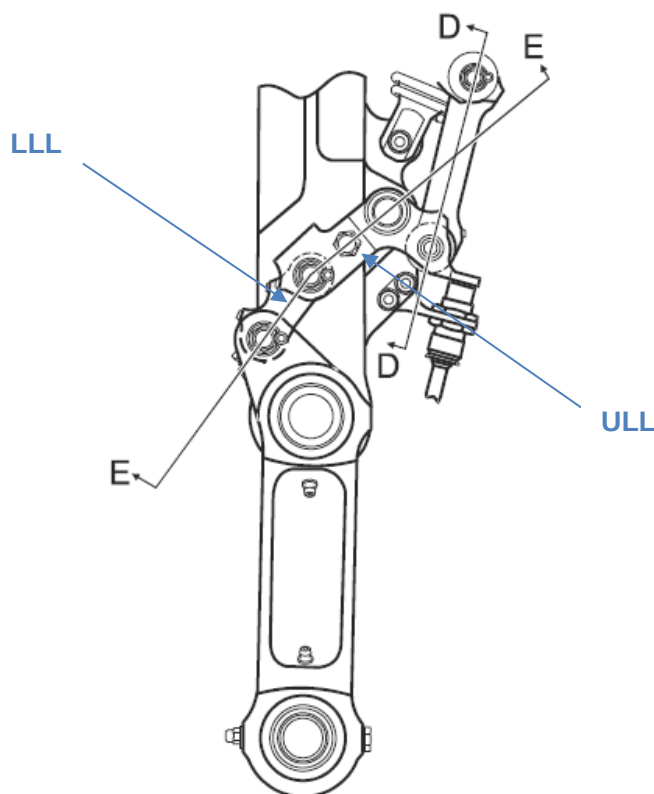
Gdy podwozie jest wypuszczone (lub schowane) i zablokowane, oś sworznia łączącego Upper Drag Strut (UDS) i Lower Drag Strut (LDS) jest wstępnie przesunięta nieznacznie poniżej płaszczyzny wyznaczonej przez ich osie obrotu – „under center”, co daje wstępny kąt „złamania” zastrzału (rys. 6)



Rys. 6. Węzeł łączący UDS i LDS – widok z boku [źródło: ekspertyza ITWL]

Oś sworznia łączącego elementy mechanizmu blokującego Lower Lock Link (LLL) i Upper Lock Link (ULL) jest natomiast przesunięta nieznacznie ponad płaszczyznę wyznaczoną przez oś obrotu LLL i oś sworznia-ogranicznika (P/N NAS6206-20D) – „over center”, co powoduje zablokowanie zastrzału. Mechanizm blokujący pokazano na rys. 7.

Zdjęcie blokady polega na „przełamaniu” układu LLL i ULL w kierunku przeciwnym do wstępnego złamania. Oś sworznia łączącego przechodzi wówczas przez „martwy punkt” a zapadka LLL oddala się od sworznia-ogranicznika. Proces ten realizowany jest poprzez siłownik zdjęcia blokady (Downlock Actuator) połączony z jednym z ramion Pivot Tube Assembly lub mechanicznie poprzez układ linek i rolek w przypadku wypuszczania podwozia sposobem alternatywnym. W momencie kiedy mechanizm blokujący przechodzi przez „martwy punkt” przegub łączący UDS i LDS przemieszcza się minimalnie (około 0,4 mm) w kierunku na zmniejszenie wstępnego kąta złamania zastrzału, co powoduje jego wyprostowanie i zmniejszenie wartości „under center”.



Rys. 7. Drag Strut Assembly – Mechanizm blokady Lower Lock Linki – Upper Lock Link (sworznie LLL i UPL nie leżą w jednej płaszczyźnie) [źródło: CMM P/N 47300]

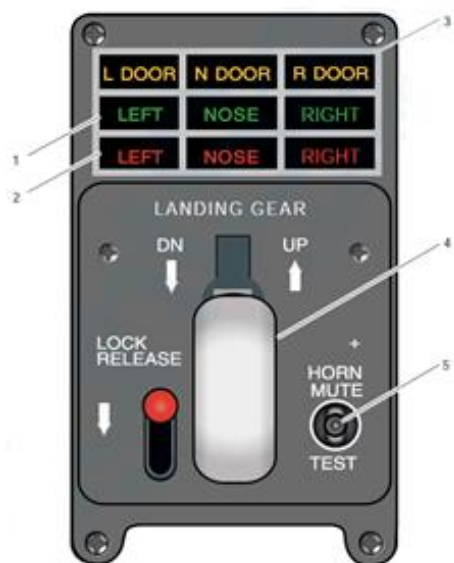
Wartość „under center” dla UDS i LDS wynosi 0.059” +0.030/-0.027
(1,499 mm +0,762/-0,686).

Wartość „over center” dla LLL i ULL wynosi 0.122” +0.008/-0.009
(3,099 mm +0,203/-0,229).

Powyższe wartości tolerancji uwzględniają tolerancje elementów wszystkich przegubów mających wpływ na wymiar, tolerancje położenia, luzy przegubów ich zużycie oraz efekt cieplny w zakresie temperatur od -67 do +158°F (od -55 do +70°C).

1.6.3.4. Panel podwozia

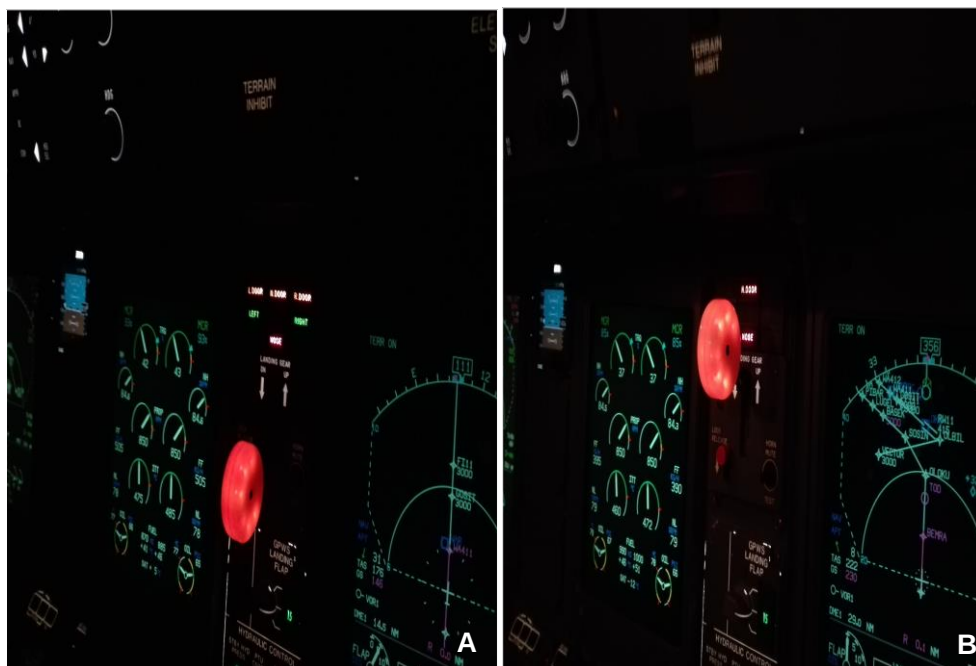
Proces chowania i wypuszczania (sposobem zasadniczym) podwozia jest sterowany i sygnalizowany przy pomocy panelu podwozia (Landing Gear Control Panel) znajdującego się w kokpicie po prawej stronie wyświetlacza silników (Engine Display). Na panelu umiejscowiona jest dźwignia chowania i wypuszczania podwozia (Landing Gear Selector Lever), dźwignia zwalniania blokady (Lock Release Selector Lever), 9 lampek kontrolnych informujących o położeniu goleni i pokryw luków podwozia oraz przełącznik ostrzegawczego sygnału dźwiękowego (Horn Mute/Test Switch).



- 1 – podwozie wypuszczone i zablokowane
- 2 – podwozie nie zablokowane w pozycji wypuszczonej lub schowanej
- 3 – otwarte pokrywy luków podwozia
- 4 – LGSL (podświetlona kolorem **BURSZTYNOWYM** kiedy podwozie jest w położeniu pośrednim)
- 5 – przełącznik ostrzegawczego sygnału dźwiękowego

8. Panel podwozia - kolory i znaczenie poszczególnych lampek [źródło: AMM 32-31-0]

Poniżej pokazano panel podwozia A/C DHC-8-402 SP-EQG podczas lotu, w którym doszło do zdarzenia.



Rys. 9. Panel sterowania podwoziem: A – LGSL w położeniu dolnym (DOWN), B – LGSL w położeniu górnym (UP) [źródło: FO]

1.6.3.5. Pokrywy luku NLG

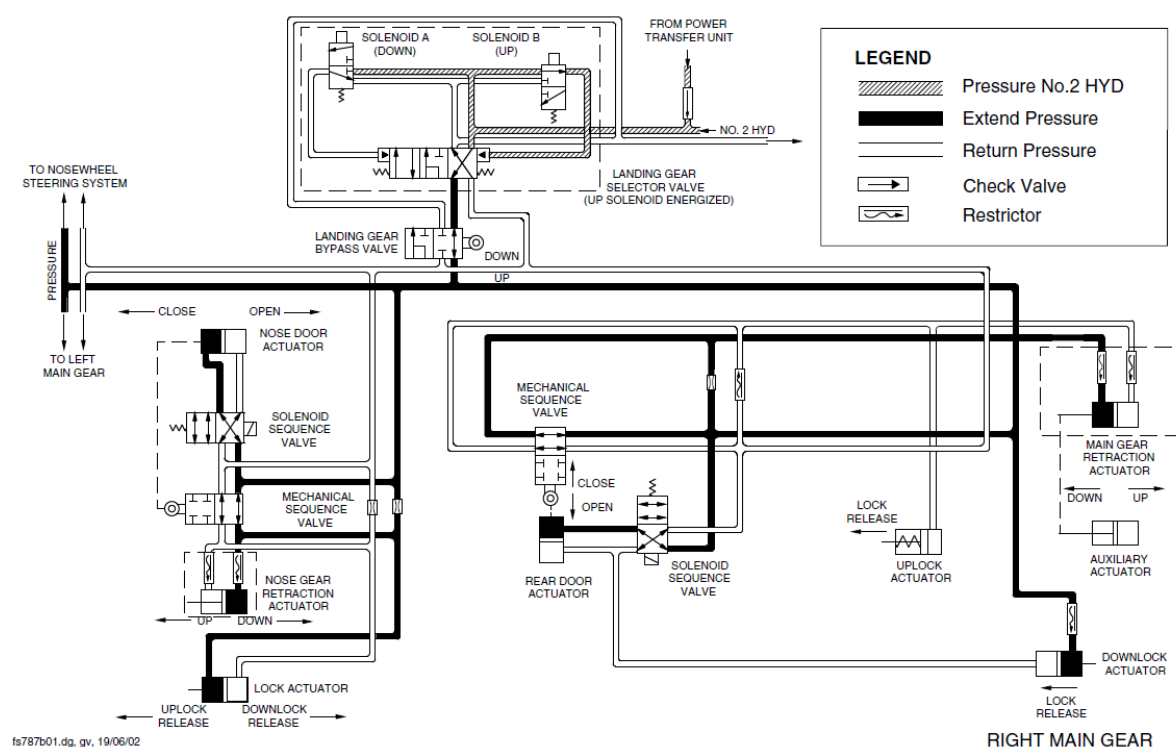
Układ pokryw luku NLG składa się z: 2 pokryw przednich, 2 pokryw tylnych oraz cięgnień. Pokrywy przednie otwierane i zamykane są hydraulicznie przy pomocy siłownika (Nose Door Actuator) zasilanego z drugiej instalacji hydraulicznej. Pokrywy

przednie są zamknięte kiedy podwozie jest całkowicie schowane lub wypuszczane. Tylne pokrywy połączone są mechanicznie przy pomocy cięgien z amortyzatorem NLG i poruszają się razem z nim podczas chowania i wypuszczania. Gdy NLG jest wypuszczone pokrywy są otwarte.

1.6.3.6. Chowanie podwozia przedniego

NLG zarówno w dolnej jak i w górnej pozycji jest zablokowane mechanicznie.

Proces chowania i wypuszczania podwozia (sposobem zasadniczym) realizowany jest przy pomocy siłownika hydraulicznego (NLG Retraction Actuator) zasilanego ciśnieniem z drugiej instalacji hydraulicznej. Wartość nominalna ciśnienia wynosi 3000 psi (20684 kPa).



Rys. 10. Schemat instalacji hydraulicznej chowania i wypuszczania podwozia (sposobem zasadniczym) – dźwignia podwozia przestawiona w pozycję UP [źródło: AMM 32-31-00]

Proces chowania lub wypuszczania podwozia zaczyna się gdy dźwignia sterowania podwoziem zostanie odblokowana i przestawiona w położenie UP (rys. 8) lub DOWN.

Blok elektroniczny PSEU sprawdza status podwozia i jego pokryw, porównując je z wybraną pozycją, a następnie kontroluje sekwencje zarówno chowania jak i wypuszczania podwozia. Do rozpoczęcia procesu chowania wymagane są trzy warunki: dźwignia podwozia – przestawiona w pozycję UP, A/C – WOFW i NLG – wycentrowane. Jeżeli wszystkie warunki są spełnione podawane jest napięcie na solenoid UP zaworu sterującego podwoziem (Landing Gear Selector Valve) i ciśnienie z drugiej instalacji hydraulicznej zostaje połączone z linią chowania. W przypadku chowania NLG, ciśnienie hydrauliczne poprzez elektromagnetyczny

zawór sekwencyjny (Solenoid Sequence Valve) podawane jest do siłownika hydraulicznego (NLG Forward Doors Actuator), którego zadaniem jest w pierwszej kolejności otwarcie przednich pokryw NLG. W momencie kiedy pokrywy są prawie całkowicie otwarte (w przybliżeniu 92% ich ruchu) do pracy wchodzi mechaniczny zawór sekwencyjny (Mechanical Sequence Valve), aktywowany przez mechanizm pokryw, z którym jest połączony cięgnem. Ciśnienie poprzez mechaniczny zawór sekwencyjny jest wówczas podawane do siłownika blokady (NLG Lock Actuator) w celu jej zwolnienia oraz jednocześnie poprzez spowalniacz (NLG Inline Restrictor)¹² do siłownika chowania. Kiedy PSEU otrzyma sygnały, że NLG jest całkowicie schowane i zablokowane, następuje zdjęcie napięcia z solenoidu SSV co powoduje przestawienie się zaworu i podanie ciśnienia do NLG FDA w celu zamknięcia osłon.

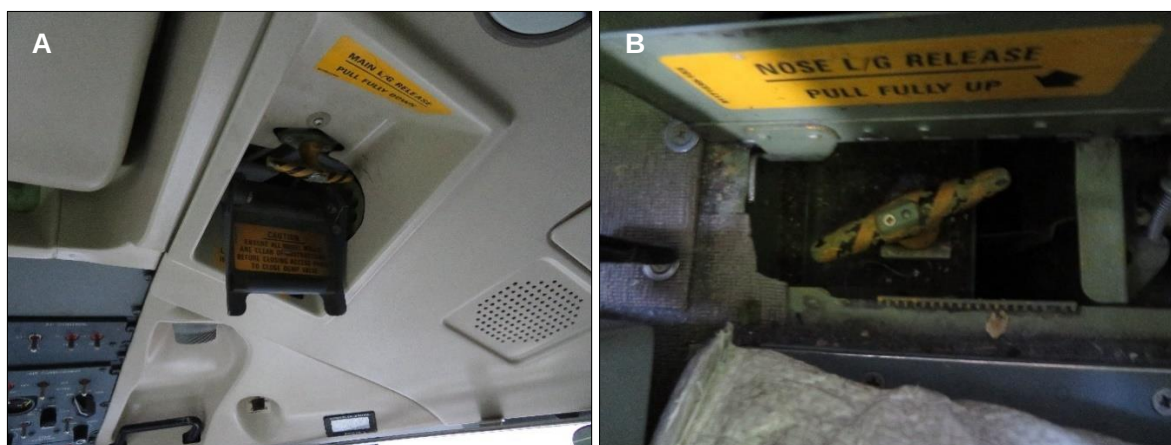
Uwaga:

Ponieważ w locie, w którym doszło do zdarzenia NLG nie zostało zablokowane w pozycji schowanej i pokrywy NLG pozostały otwarte (rys. 9), a następnie podwozie zostało wypuszczone sposobem alternatywnym, w kolejnym rozdziale przedstawiony został alternatywny sposób wypuszczania podwozia, a opis procesu chowania zakończono na tym etapie.

1.6.3.7. Wypuszczanie podwozia sposobem alternatywnym

System alternatywnego wypuszczania podwozia służy tylko do wypuszczenia i zablokowania podwozia w pozycji wypuszczonej. System używany jest w przypadku usterki instalacji hydraulicznej nr 2 lub PSEU. Może być on także wykorzystywany do otwierania pokryw podwozia podczas obsługi i przeglądów.

W kokpicie samolotu z prawej strony w suficie znajduje się uchwyt alternatywnego wypuszczania MLG. W podłodze z lewej strony fotela FO znajduje się uchwyt alternatywnego systemu wypuszczania NLG.



Rys. 11. Uchwyty alternatywnego systemu wypuszczania podwozia: A –MLG, B – NLG

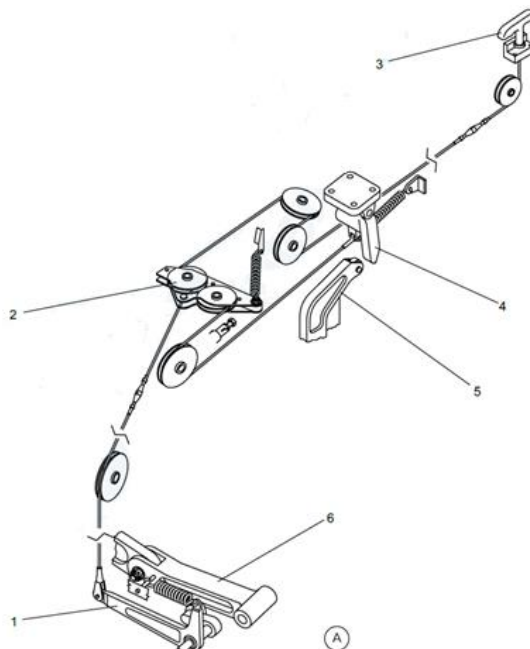
Pociągnięcie uchwytów poprzez układ linek i rolek powoduje zwolnienie blokad odpowiednio przedniego jak i głównego podwozia. Układ alternatywnego

¹² NLG Inline Restrictor ogranicza prędkość przepływu płynu hydraulicznego, nie ogranicza jego ciśnienia.

wypuszczania NLG schematycznie pokazano na rys. 12. Po otwarciu pokryw luku i zdjęciu blokady DSA podwozie przednie wypuszczone zostaje grawitacyjnie.

Ręczna pompa hydrauliczna zasilana ze zbiornika zapasowego służy tylko do wypuszczenia MLG.

Przestawienie przełącznika Inhibit Switch w pozycję INHIBIT odłącza PSEU.



Rys. 12. Układ alternatywnego wypuszczania NLG [źródło: DASH 8 Q400 MTM]

1.7. Informacje meteorologiczne

EPKK

Data – 10.01.2018 r.

Godzina – 13:00 UTC.

Kierunek wiatru – 060°.

Prędkość wiatru – 6 kt.

Zachmurzenie i widzialność – CAVOK.

Temperatura otoczenia – 5°C.

Temperatura punktu rosy – 2°C.

Ciśnienie – QNH 1013 hPa.

EPWA

Data: 10.01.2018 r.

Godzina – 19.00 UTC.

Kierunek wiatru – 100°.

Prędkość wiatru – 8 kt.

Zachmurzenie i widzialność – CAVOK.

Temperatura otoczenia – 0°C.

Temperatura punktu rosy – minus 3°C.

Ciśnienie – QNH 1016 hPa.

1.8. Pomoce nawigacyjne

Podczas rejsu LO 3924 wykorzystywano standardowe pomoce nawigacyjne znajdujące się na trasie EPKK – EPWA.

1.9. Łączność

Łączność radiowa prowadzona była zgodnie z procedurą. Załoga zgłosiła stan EMERGENCY. Korespondencja w obu kierunkach była czytelna. Od momentu wystąpienia awarii NLG załoga przeszła na korespondencję w języku polskim.

1.10. Informacje o lotnisku

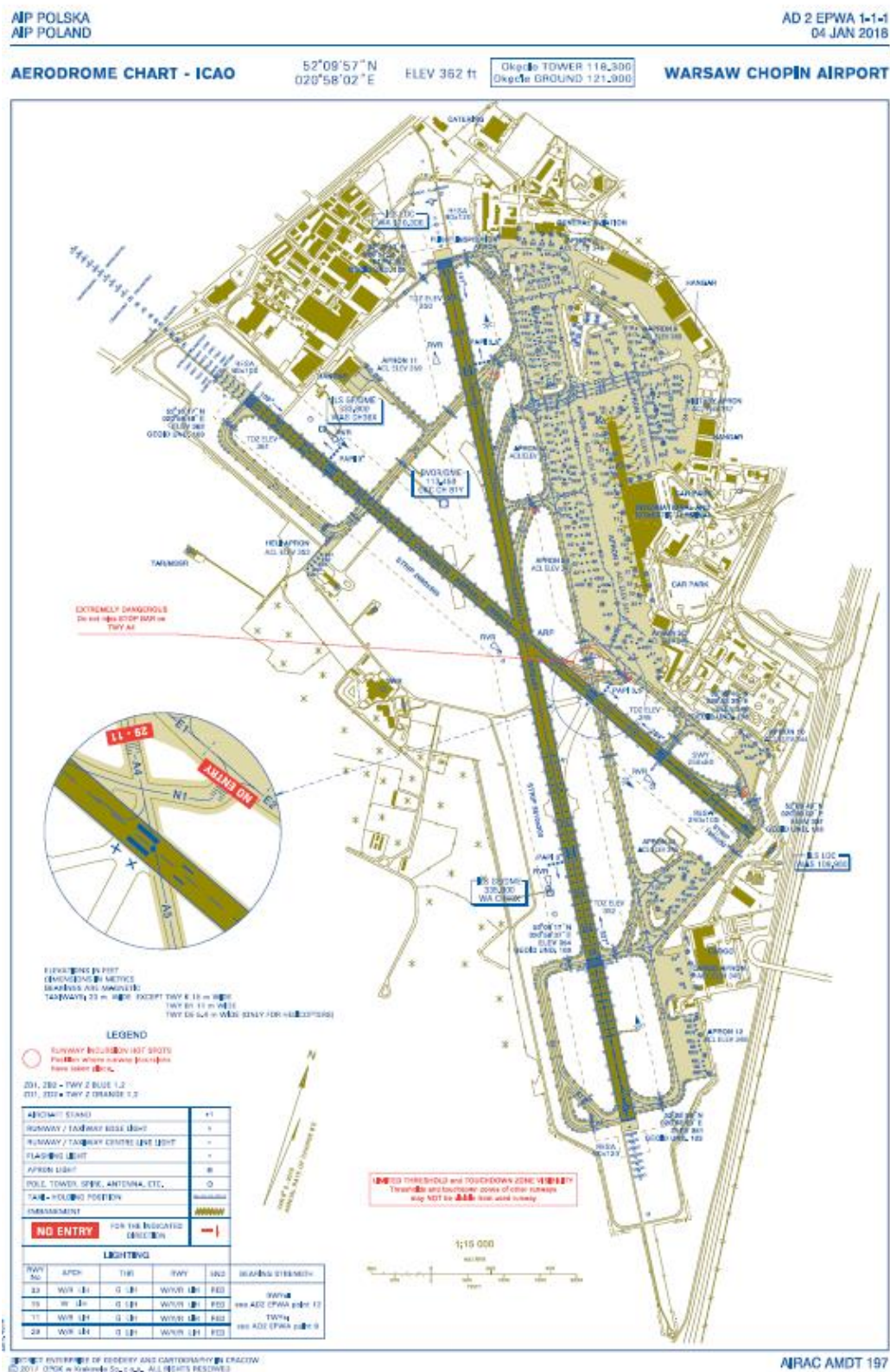
Lotnisko Chopina w Warszawie jest zatwierdzone i przygotowane do obsługi wszystkich statków powietrznych do litery kodu referencyjnego 4E. Zarządzający dopuszcza wykonywanie operacji przez SP o wyższej literze kodu (B-748, A-380, C-5B Galaxy, An-124), zgodnie z procedurą opisaną w Instrukcji Operacyjnej Lotniska (IOL). Dozwolony ruch lotniczy: IFR/VFR, możliwe wykonywanie operacji lotniczych wg ILS kategorii I, II i III oraz LVTO przy RVR o wartości nie mniejszej niż 125 m. Dopuszczalne jest wykonywanie startów z pośrednich dystansów, zgodnie z opublikowanymi długościami deklarowanymi w AIP Polska oraz IOL. Zapewnianie służby zarządzania płytą postojową – przez zarządzającego lotniskiem. Poziom ochrony w zakresie służby ratowniczo-gaśniczej – kategoria 9.

Tabela 1. Droga startowa – długości deklarowane

Oznaczenie kierunku DS	TORA	TODA	ASDA	LDA
RWY 11	2300	2300	2560	2560
RWY 29	2800	2800	2950	2950
RWY 15	3690	3690	3690	3690
RWY 33	3690	3690	3690	3690

Tabela 2. Rodzaj podejścia na każdym kierunku DS

Oznaczenie kierunku DS	Rodzaj podejścia
RWY 11	Podejście nieprecyzyjne (IFR) Podejście precyzyjne (IFR); Kategorii I (CAT I), poniżej standardu Kategorii I (LTS CAT I), Kategorii II (CAT II)
RWY 29	Podejście nieprecyzyjne (IFR)
RWY 15	Podejście nieprecyzyjne (IFR)
RWY 33	Podejście nieprecyzyjne (IFR) Podejście precyzyjne (IFR); Kategorii I (CAT I), poniżej standardu Kategorii I (LTS CAT I), Kategorii II (CAT II)



Rys. 13. Mapa ogólna Portu Lotniczego im. Fryderyka Chopina w Warszawie [źródło: AIP Polska]

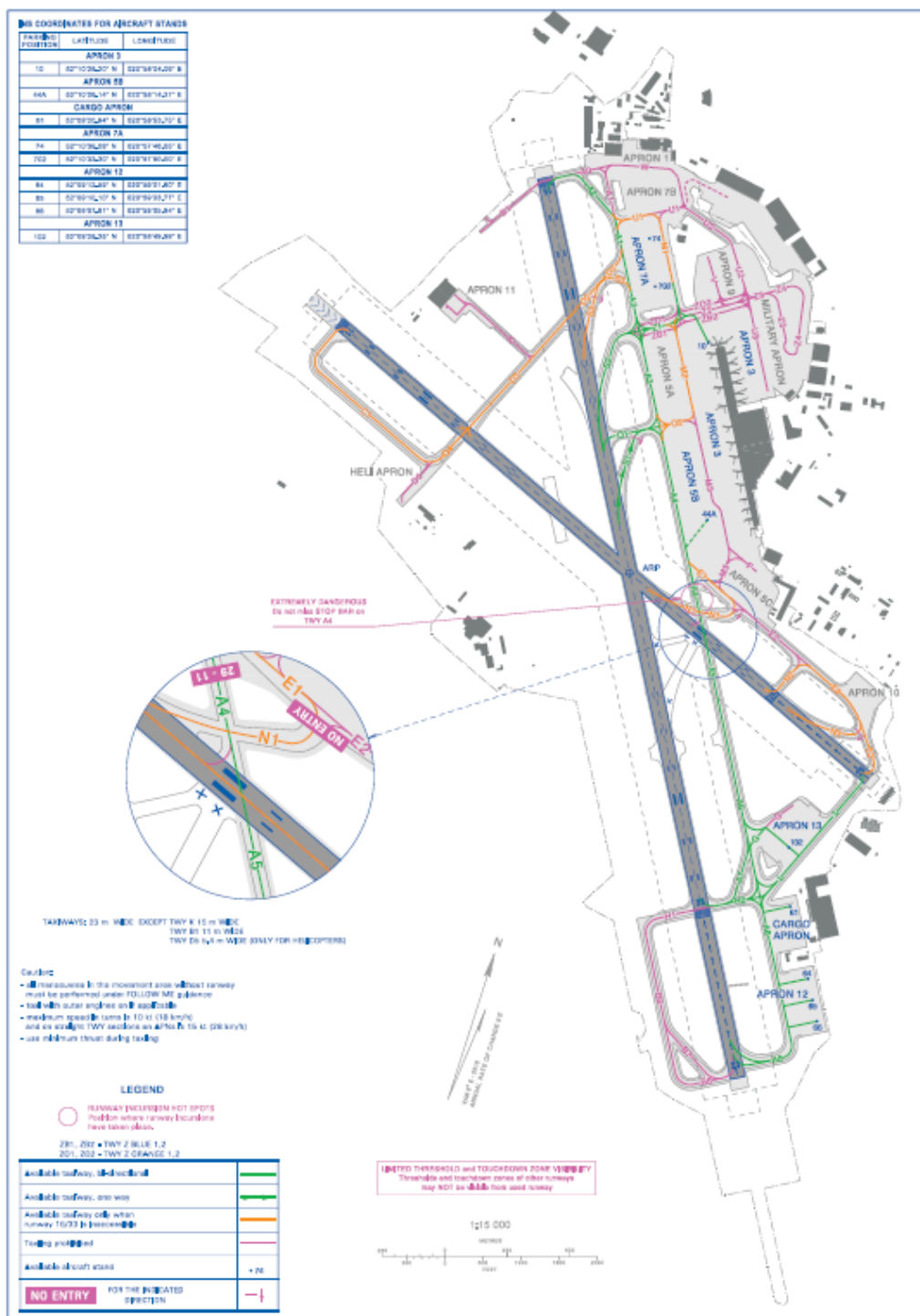
**AERODROME GROUND MOVEMENT CHART
TAXIWAYS FOR A380-800/GP, AN-124-100,
B747-8, C-5B GALAXY**

52°09'57" N
020°58'02" E

ELEV 362 ft

Okpelle TOWER 118.300
Okpelle GROUND 121.900

WARSAW CHOPIN AIRPORT



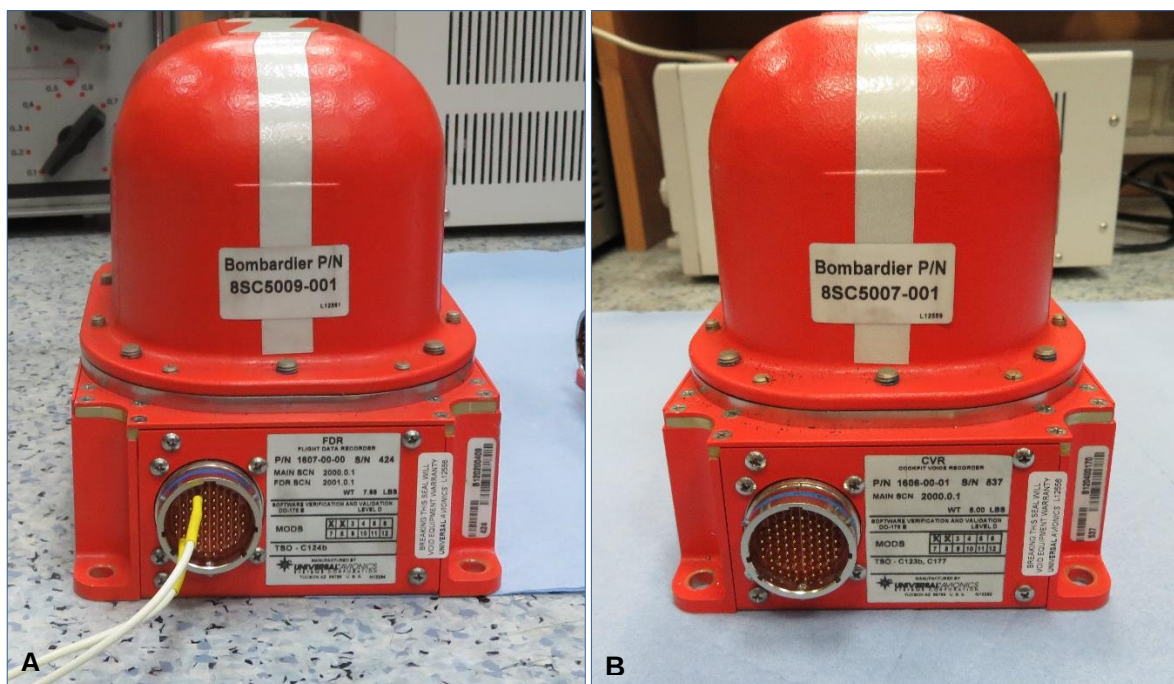
Rys. 14. Mapa ruchu naziemnego Portu Lotniczego im. Fryderyka Chopina w Warszawie [źródło: AIP Polska]

1.11. Rejestratory pokładowe

Samolot, który uległ wypadkowi wyposażony był w pokładowy rejestrator parametrów lotu (FDR), rejestrator dźwięku w kokpicie (CVR) oraz rejestrator szybkiego dostępu (QAR).

1.11.1. FDR

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. Kopiowanie danych z pamięci półprzewodnikowej rejestratora (rys.15A) wykonane zostało w dniu 11 stycznia 2018 r. w Sekcji Obsługi Osprzętu (TTWA) firmy LOT AMS w Warszawie, pod nadzorem przedstawicieli zespołu badawczego PKBWL, w obecności prokuratora. Skopiowane parametry obejmowały okres ostatnich 25 godzin lotu samolotu. W pamięci rejestratora zapisanych było 294 parametrów (141 dyskretnych i 153 analogowych). Pozyskany zapis został wykorzystany do przeprowadzania analizy działania pokładowych systemów samolotu oraz posłużył do odtworzenia sekwencji zdarzeń w czasie lotu LO 3924 na trasie EPKK-EPWA. Do analizy parametrów wykorzystano program Insight Analysis 4.9 oraz FDS 9.



Rys. 15. Rejestratory pokładowe: A - FDR, B – CVR

1.11.2. CVR

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. Kopiowanie danych z pamięci półprzewodnikowej rejestratora (rys.15B) zostało wykonane w dniu

11 stycznia 2018 r. w Sekcji Obsługi Osprzętu (TTWA) firmy LOT AMS w Warszawie, pod nadzorem przedstawicieli zespołu badawczego PKBWL, w obecności prokuratora. Uzyskano zapis dźwiękowy dobrej jakości ze wszystkich czterech ścieżek audio z ostatnich 2 godzin pracy rejestratora w tym z całego lotu LO 3924 – 1 godz. 14 min i 50 sekund. Materiał dźwiękowy z rozmów załogi, odgłosów w kabinie i korespondencji radiowej został przeanalizowany przez zespół badawczy PKBWL w jej siedzibie w Warszawie. Materiał posłużył do oceny współpracy w załodze: podczas przygotowania do lotu, lotu i ewakuacji oraz był pomocny w ustaleniu sekwencji zdarzeń. Do analizy dźwięku wykorzystano program Audacity 2.2.1.

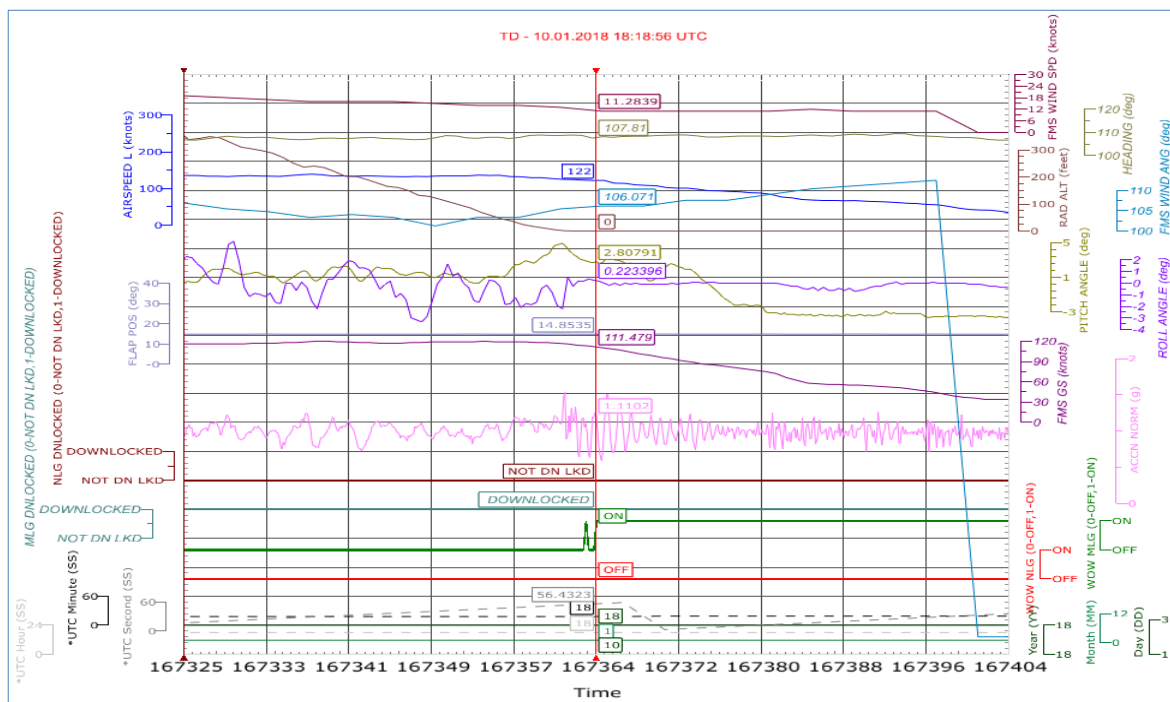
1.11.3. QAR

Rejestrator szybkiego dostępu typu μ 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 skopiowane, wgrane do programu Aerobytes i poddane analizie przez producenta samolotu bez wiedzy i zgody Komisji. Karta została przekazana PKBWL w dniu następnym tj. 11.01.2018 r.

1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu

Wybrane parametry w fazie przyziemienia pokazane zostały na rys. 16.



Rys. 16. Zobrazowanie wybranych parametrów podczas lądowania – czerwony znacznik pionowy pokazuje moment przyziemienia, w okienkach podane są wartości poszczególnych parametrów [źródło: PKBWL]

Samolot przyziemił na RWY11 EPWA o godzinie 18:18:56 UTC z prędkością względem ziemi GS=111,5 kt i przyspieszeniem pionowym NA=1,11 g, z kątem pochylenia PA=2,3° i przechyleniem RA=0,22° oraz kursem HEAD=107,8°. W momencie przyziemienia oba silniki pracowały, a zarejestrowane obroty śmigieł wynosiły: lewego NP1=850,6 RPM, prawego NP2=850,3 RPM.

W wyniku lądowania z NLG nie zablokowanym w pozycji wypuszczonej uszkodzone zostały NLG oraz nosowa spodnia część kadłuba.

1.13. Informacje medyczne i patologiczne

Nie stwierdzono aby czynniki fizjologiczne lub jakakolwiek niezdolność miały wpływ na sprawność członków załogi.

1.14. Pożar

Nie wykryto śladów pożaru podczas lotu, po awaryjnym lądowaniu pożar nie wystąpił.

1.15. Czynniki przeżycia

1.15.1. Zarządzenie ewakuacji

Przed przyziemieniem kapitan samolotu uzgodnił z szefową pokładu, że ewakuacja zostanie przeprowadzona na lewą stronę. Na kilka minut przed lądowaniem kapitan wydał komendę w języku polskim i angielskim POZYCJA AWARYJNA/BRACE POSITION. Po zatrzymaniu się samolotu kapitan wydał komendę EVACUATE TO THE LEFT SIDE, po której rozpoczęło proces ewakuacji. Po zakończeniu ewakuacji pasażerów szefowa pokładu wraz z załogą sprawdziła pokład samolotu, a następnie go opuściła.

1.15.2. Informacje przekazane pasażerom dotyczące wyposażenia ratowniczego do ich dyspozycji

Informowanie (briefing) dotyczące wyposażenia ratowniczego będącego w dyspozycji pasażerów zostało przeprowadzone zgodnie z obowiązującymi procedurami. Obejmowało ono awaryjne lądowanie na lądzie uwzględniając szkolenie pomocników do wyjść awaryjnych oraz pomocników kierujących.

Briefing został przeprowadzony przez szefową pokładu. Zostały w nim uwzględnione: czas, miejsce, specyfika samolotu, dodatkowe informacje związane z usterką samolotu i specyfiką ewakuacji pasażerów niepełnosprawnych.

1.15.3. Czas informowania, jego zrozumiałość (język) i słyszalność

Informowanie pasażerów składało się z trzech kilkuminutowych części przeprowadzonych w dwóch wersjach językowych – po polsku i po angielsku.

W pierwszej części szefowa pokładu poinformowała ogólnie pasażerów o sytuacji na pokładzie i ewentualnej konieczności przeprowadzenia ewakuacji po wykonaniu lądowania awaryjnego.

Druga i trzecia część informowania zawierały szczegółowy instruktaż odnośnie zachowania się podczas ewakuacji. Przekazano między innymi instrukcję co zrobić

z ostrymi przedmiotami, okularami i bagażem. Zwrócono uwagę na wzajemną pomoc pasażerów podczas ewakuacji.

Nikt z pasażerów nie zgłaszał problemów związanych ze słyszalnością oraz ze zrozumieniem przekazywanych komunikatów.

1.15.4. Komunikacja

Komunikacja w trakcie przygotowania do lądowania awaryjnego oraz w trakcie ewakuacji pomiędzy członkami załogi oraz na linii załoga – pasażerowie odbywała się bez przeszkód i była zrozumiała dla wszystkich pasażerów (komendy i wskazówki dotyczące ewakuacji podawane były w dwóch językach: polskim i angielskim).

1.15.5. Zachowanie pasażerów

Pasażerowie byli subordynowani i w pełni współpracowali z załogą.

Jedna pasażerka wykazywała objawy paniki podczas ewakuacji. Zdecydowana postawa szefowej pokładu pozwoliła na opanowanie sytuacji. Kilku pasażerów próbowało wynieść swój bagaż podręczny. Próby te zostały udaremnione przez załogę. Nie spowodowały one zakłóceń w procesie ewakuacji.

1.15.6. Wyjścia awaryjne

Do ewakuacji wykorzystane zostały wyjścia znajdujące się po lewej stronie samolotu zarówno z przodu jak i z tyłu.

1.15.7. Obrażenia odniesione podczas ewakuacji

Podczas ewakuacji nikt z pasażerów i załogi nie doznał obrażeń.

1.15.8. Czas ewakuacji

Czas ewakuacji wynosił kilka minut. Precyzyjne ustalenie czasu ewakuacji nie jest możliwe (zapis rejestratora CVR zakończył się po wyłączeniu napięcia – po upływie 21 sekund od ogłoszenia ewakuacji).

1.15.9. Działania ratownicze prowadzone przez załogę

Załoga pomagała pasażerom w opuszczeniu samolotu. Dym na pokładzie samolotu nie był wyczuwalny, nie stwierdzono oznak pożaru.

1.15.10. Sposób opuszczenia statku powietrznego przez załogę i inne osoby po zaistnieniu wypadku

Pasażerowie opuścili samolot przez dwa wyjścia znajdujące się po lewej stronie samolotu. Opuszczenie statku powietrznego przez lewe tylne drzwi było utrudnione. Próg tych drzwi znajdował się na wysokości ponad 2 m. Pasażerowie siadali na progu i w asyście służb zeskakiwali na ziemię.

Na pokładzie znajdowały się dwie osoby poruszające się o kulach, które opuściły samolot przez wyjście główne (przednie lewe).

1.15.11. Przebieg akcji ratowniczej

Akcja ratownicza przebiegła w następującej kolejności:

- 18:34 dyżurny portu EPKK, przekazał informacje do EPWA, że samolot nr rejsu LO 3924 ma problemy z podwoziem;
- 18:37 ogłoszenie alarmu I stopnia dla służb EPWA;
- 19:13 przybycie służby agentów handlingowych w RK1 (rejon koncentracji nr 1);
- 19:13 ogłoszenie alarmu II stopnia. Sekcje LSP udały się w miejsce oczekiwania. Powiadomiono PSP;
- 19:14 przybycie 10 sekcji Lotniskowej Straży Pożarnej (LSP) oraz 5 karetek w RK2;
- 19:18 przybycie w rejon koncentracji 2 zastępów Wojskowej Straży Pożarnej (WSP);
- 19:19 lądowanie samolotu;
- 19:20 ogłoszenie alarmu III stopnia. Po zatrzymaniu się samolotu na DS 11 podane zostały 2 prądy piany na przednią część kadłuba (w rejon złożonego przedniego podwozia). Ewakuowano pasażerów i załogę;
- 19:20 zgłoszenie zamknięcia RWY 11/29;
- 19:22 zakończenie ewakuacji załogi i pasażerów z pokładu samolotu;
- 19:30 odwołanie PSP oraz WSP z rejonu koncentracji;
- 20:28 odwołanie alarmu III stopnia;
- 03:27 11.01.2018 r. odwołanie sekcji LSP (powrót sekcji do strażnicy);

Na lotnisku EPWA nie było dźwigu pozwalającego na usunięcie A/C z RWY. Dźwig przyjechał na miejsce wypadku po kilku godzinach.

1.16. Testy i badania

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie, na zlecenie PKBWL, wykonał dwie ekspertyzy techniczne, których wnioski przedstawiono poniżej.

1.16.1. „Ekspertyza uszkodzeń” – *SPRAWOZDANIE NR 1PKBWL/36/2018*

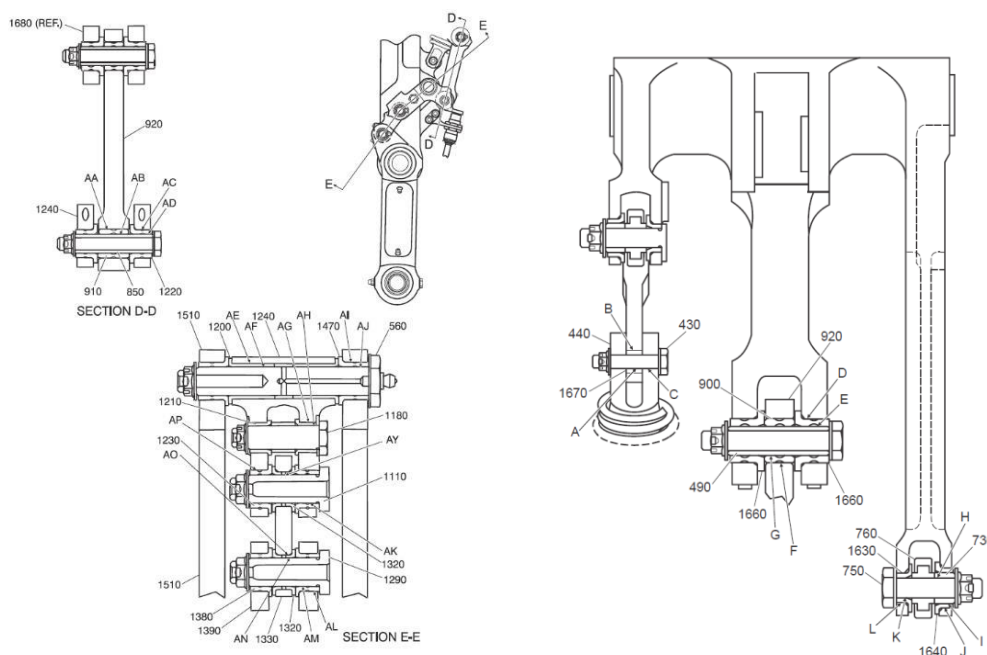
Celem badań było określenie stanu technicznego zespołu mechanizmu blokowania zastrzału składanego (Drag Strut Assembly P/N 47300) podwozia przedniego (NLG) samolotu Bombardier DHC-8-402, o znakach rozpoznawczych SP-EQG, w aspekcie ustalenia przyczyn niesprawności. Zakres badań obejmował:

- demontaż elementów mechanizmu blokowania zastrzału oraz oględziny;
- wycięcie zablokowanych części;
- badania materiałowe uszkodzonych części;
- badania tomograficzne zablokowanych części;
- pomiary kontrolne pasowań i luzów w węzłach mechanizmu blokowania zastrzału;
- ocenę uszkodzeń elementów.

WNIOSKI¹³:

¹³ Podana we wnioskach numeracja rozdziałów tabel i rysunków odnosi się do *SPRAWOZDANIA NR 1PKBWL/36/2018*.

- a) Uszkodzeniu uległo 18 elementów (18 szt.) DSA.
- b) Pomiar luzów w nieuszkodzonych węzłach DSA nie wykazał niezgodności z warunkami technicznymi określonymi przez producenta.
- c) Nie stwierdzono uszkodzeń masy uszczelniającej węzłów pasowanych na wcisk ani obrócenia lub obłuzowania ich panewek, poza węzłami F i AA.
- d) W węzłach F i AA stwierdzono uszkodzenia masy uszczelniającej i drobne ślady korozji powierzchniowej, natomiast nie stwierdzono występowania śladów obrócenia się panewek.



Rys. 17. Oznaczenia wybranych węzłów DSA [źródło: Bombardier]

- e) Panewki pasowane na wcisk w gniazdach elementów wymagały demontażu z użyciem prasy, co z dużym prawdopodobieństwem świadczyło o spełnieniu warunków technicznych montażu tych węzłów i ich sprawności technicznej.
- f) Oględziny wykazały niezgodny z dokumentacją producenta kierunek montażu śrub sworzniowych: (bolt) nr części NAS6204-25D i (bolt) nr części NAS6204-21D, co jednak nie powinno było mieć wpływu na pracę mechanizmu blokowania zastrzału.
- g) Śruba sworzniowa – oś blokady nr części 47309-3 była wyraźnie odkształcona plastycznie – wygięta względem osi obrotu w jednym kierunku (0,7 mm), co świadczyło o jej nadmiernym obciążeniu, w wyniku oddziaływania na tulejkę dolnej dźwigni blokady (LLL) nr części 47324-101. Wygięcie śruby sworzniowej osi blokady (LLL pin) nr części 47309-3 istotnie wpływało na kinematykę mechanizmu blokowania zastrzału.

- h) Tulejka nr części 47326-13 posiadała widoczne uszkodzenia, bruzdy i rysy na całym obwodzie. W miejscu współpracy z dźwignią blokady, stwierdzono szczególnie duży ubytek materiału – bruzda o głębokości do 0,6 mm względem części powierzchni walcowej tulejki, która nie współpracuje z dźwignią blokowania zastrzału. Zmiana położenia konstrukcyjnej powierzchni styku dźwigni blokady (LLL) z tulejką istotnie wpływała na kinematykę mechanizmu blokowania zastrzału.
- i) Uszkodzenie dźwigni blokady (LLL) nr części 47324-101 było powodem utraty więzi kinematycznej mechanizmu – rozłączenie węzła AN.
- j) Wyniki badań fraktograficznych wskazywały na doraźny charakter niszczenia dostarczonych do badań elementów. Nie zaobserwowano symptomów pękania zmęczeniowego.
- k) Obie śruby sworzniowe nr części 47310-101 i nr części 47309-3 wykonuje się ze stali 4340. Dźwignię blokady (LLL) nr części 47324-101 wykonuje się ze stali 15-5PH. Wyniki badań metalograficznych i pomiarów twardości nie wykazały niezgodności z wyżej wymienionymi danymi. Właściwości mechaniczne badanych materiałów były zgodne z wymaganiami zawartymi w dostarczonej dokumentacji. Mikrostruktura nie budziła zastrzeżeń i była odpowiednia dla wyżej wymienionych stali. Nie zaobserwowano wad materiałowych, które mogły sprzyjać powstaniu uszkodzeń przedmiotowych elementów.

1.16.2. „Ekspertyza kinematyki” – *SPRAWOZDANIE NR 2PKBWL/36/2018*

Celem pracy było opracowanie modelu komputerowego umożliwiającego określenie etapów niszczenia elementów mechanizmu zastrzału składanego (DSA P/N 47300) podwozia przedniego (NLG) samolotu Bombardier DHC-8-402.

WNIOSKI:

- a) Model komputerowy mechanizmu zastrzału składanego podwozia przedniego samolotu Bombardier DHC-8-402 umożliwia określenie etapów niszczenia elementów mechanizmu zastrzału składanego (DSA P/N 47300) podwozia przedniego (NLG) samolotu Bombardier DHC-8-402.
- b) Badania modelu komputerowego mechanizmu zastrzału składanego podwozia przedniego (NLG) samolotu Bombardier DHC-8-402 potwierdziły, że niszczenie mechanizmu blokowania zastrzału było związane ze zlikwidowaniem „wstępnego przełamania zastrzału” i powstaniem „prze prostu” na zastrzale. Skutkiem tego było składanie się zastrzału w kierunku przeciwnym do kierunku składania się przewidzianego konstrukcyjnie.
- c) Zlikwidowanie „wstępnego przełamania zastrzału” związane było prawdopodobnie z pierwotnym, eksploatacyjnym uszkodzeniem śruby sworzniowej (nr części 47310-101) w górnej blokadzie mechanizmu zastrzału Upper Lock Link (nr części 47320-103).
- d) Pozostałe uszkodzenia mechanizmu zastrzału składanego podwozia przedniego NLG samolotu Bombardier DHC-8-402 były wtórne.

1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej

O godzinie 18.15 UTC ogłoszono alarm na lotnisku EPWA. Służby lotniskowe zostały postawione w stan gotowości i oczekiwały na samolot w strefie oczekiwania.

Dźwig o odpowiednim udźwigu, dojechał na miejsce zdarzenia kilka godzin po lądowaniu samolotu, co było powodem problemów związanych z podniesieniem samolotu i jego usunięciem oraz skutkowało opóźnieniem odblokowania drogi startowej. O 22.08 UTC wydano NOTAM P0265 otwierający lotnisko EPWA.

1.18. Informacje uzupełniające

Przed publikacją raportu końcowego PKBWL, zwróciła się z prośbą o przedstawienie uwag do zainteresowanych podmiotów i organów, w tym do także do EASA.

Projekt raportu końcowego został skonsultowany z załogą statku powietrznego biorącego udział w wypadku oraz z operatorem. Uwagi załogi i operatora zostały uwzględnione w treści raportu.

Projekt raportu końcowego został także przekazany do konsultacji do TSB i EASA. TSB i EASA nie wniosły żadnych istotnych uwag do Projektu Raportu Końcowego.

1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań

Zastosowano standardowe metody badań.

2. ANALIZA

2.1 Operacje lotnicze

2.1.1 Sytuacja na pokładzie

Podczas startu samolotu z EPKK załoga zgodnie z procedurą przestawiła dźwignię sterowania podwoziem w położenie schowane (UP). Podwozie główne (MLG) zostało schowane i zablokowane, natomiast podwozie przednie (NLG) zostało odblokowane z położenia wypuszczonego, ale nie zablokowało się w położeniu schowanym (sygnalizację tego stanu pokazano na rys. 9-B). Załoga natychmiast zauważyła ten fakt i przystąpiła do rozwiązania problemu wykorzystując do tego celu listy kontrolne zawarte QRH (wersja 34 z dnia 29 kwietnia 2014r.).

2.1.2 Listy kontrolne

Do rozwiązania sytuacji awaryjnej na pokładzie załoga miała do dyspozycji następujące listy kontrolne dotyczące podwozia:

LANDING GEAR	
ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION or "LDG GEAR INOP" (Caution Light)	14.3
MAIN LANDING GEAR DOOR MALFUNCTIONS	14.4
NOSE LANDING GEAR DOOR MALFUNCTIONS	14.5
ALL LANDING GEAR FAIL TO RETRACT	14.5
LANDING GEAR INDICATOR MALFUNCTION	14.6
"NOSE STEERING" (Caution Light)	14.6
"TOUCHED RUNWAY" (Warning Light)	14.7
"INBD ANTI-SKID" <u>and/or</u> "OUTBD ANTI-SKID" (Caution Lights)	14.7
"WT ON WHEELS" (Caution Light)	14.7

Rys. 18. Listy kontrolne dotyczące podwozia [źródło: QRH Q400]

Ponieważ w QRH nie było listy dedykowanej do niesprawności NLG podczas chowania, załoga wybrała listę NOSE LANDING GEAR DOOR MALFUNCTIONS¹⁴, którą uznała za najbardziej pasującą do sytuacji na pokładzie. Lista ta (rys. 19.)

¹⁴Ang. – NIESPRAWNOŚĆ POKRYW PODWOZIA PRZEDNIEGO.

zabraniała wypuszczania podwozia sposobem zasadniczym nakazując zastosowanie sposobu alternatywnego.

**NOSE LANDING GEAR DOOR
MALFUNCTIONS**

(Continuous Illumination of Amber Nose Gear Door Open
Advisory Light after Landing Gear selection)

Landing Gear Up selected:

- Airspeed 185 KIAS (Max)
- DO NOT extend landing gear via normal selection.

Landing Considerations:

- Extend landing gear via ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION (Page 14.3).

Note: *Intermittent illumination of amber nose gear door open advisory light must be reported to maintenance.*

- END -

Rys. 19. Lista kontrolna – NOSE LANDING GEAR DOOR MALFUNCTIONS [źródło: QRH Q400]

Żałoga kontynuowała lot do EPWA, w trakcie którego przygotowywała się do wypuszczenia podwozia sposobem alternatywnym, czytając kilkakrotnie listę - ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION or “LDG GEAR INOP”¹⁵ (rys. 20).

Podczas podejścia do lądowania w EPWA załoga przystąpiła do wykonania listy ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION or “LDG GEAR INOP”.

Podczas realizacji tej listy, wypuszczając podwozie przy pomocy ręcznej pompy hydraulicznej załoga była zaskoczona, że po uzyskaniu maksymalnego ciśnienia, MLG zostało wypuszczone i zablokowane, a NLG nie zmieniło swojej pozycji.

Do rozwiązania sytuacji awaryjnej na pokładzie załoga miała także listę ALL LANDING GEAR FAIL TO RETRACT¹⁶ (rys. 21), z której jednak nie skorzystała.

Zapisy tej listy jako pierwszą czynność nakazują przestawienie dźwigni sterowania podwoziem (LGSL) w pozycję DOWN – wypuszczone.

¹⁵ Ang. – ALTERNATYWNE WYPUSZCZENIE PODWOZIA LUB NIESPRAWNOŚĆ PODWOZIA.

¹⁶ Ang. – AWARIA WSZYSTKICH PODWOZI PODCZAS CHOWANIA.

ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION or "LDG GEAR INOP" (Caution Light)

(One or more Landing Gear fail to extend)

Landing Considerations:

- Landing Gear cannot be retracted.
- Nosewheel steering will be inoperative.

Note: *The main and nose gear release handles pull force will be significantly higher than experienced during practice alternate landing gear extensions. The required pull force, to release the gear uplocks, can be as high as 41 kg (90 lb). It may require a repeated pull effort to achieve a landing gear down and locked indication.*

- Airspeed 185 KIAS (max)
- L/G Inhibit switch Inhibit
- Landing Gear selector Down
- Landing Gear Alternate Release door Open
- Main Gear Release handle pull fully down
Check L & R DOOR amber open and LEFT & RIGHT green locked down advisory lights illuminate.
- Landing Gear Alternate Extension door Open

Note: *IF LEFT and/or RIGHT green gear locked down Advisory Lights do not illuminate, insert Hydraulic Pump handle in socket and operate until LEFT and RIGHT green gear locked down Advisory Lights illuminate.*

- Nose Gear Release handle pull fully up
Check N DOOR amber open and NOSE green locked down advisory lights illuminate.

Note: *Leave Landing Gear Alternate Release and Alternate Extension Doors fully open and L/G Inhibit switch at Inhibit.*

- Gear–Locked–Down indicator On/check/Off
- Anti-Skid Test

After Landing:

As soon as possible after engine shutdown:

- Ground Locks install

Rys. 20. Lista kontrolna – ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION or "LDG GEAR INOP"
 [źródło: QRH Q400]

**ALL LANDING GEAR FAIL
TO RETRACT**

(3 Red Gear Unsafe and Landing Gear Lever Advisory Lights illuminated with Landing Gear Lever selected Up)

Note: *Landing Gear Doors may be open or closed (Amber Doors Open Advisory Lights illuminated or out).*

● Landing Gear selector Down
Confirm 3 Green Gear Locked Down Advisory Lights illuminate.

Note: *If the Landing Gear Alternate Release door is open, the landing gear will not retract..*

- DO NOT re-select landing gear up.
- Land at the nearest suitable airport.

Rys. 21. Lista kontrolna – ALL LANDING GEAR FAIL TO RETRACT [źródło: QRH Q400]

Podsumowanie

Proces zamykania pokryw NLG (patrz 1.6.3.5 i 1.6.3.6) uruchamiany jest po schowaniu i zablokowaniu podwozia w pozycji schowanej. Skoro NLG nie zostało schowane i zablokowane, to sygnalizacja otwarcia jego pokryw była w tym przypadku stanem prawidłowym.

W analizowanym locie użycie alternatywnego systemu wypuszczania MLG (patrz 1.6.3.7) skutkowało odłączeniem instalacji hydraulicznej nr 2, (która w tym przypadku była sprawna) i koniecznością użycia ręcznej pompy hydraulicznej w celu wypuszczenia MLG. Nie miało to jednakże żadnego wpływu na działanie alternatywnego systemu wypuszczania NLG.

Wypuszczenie alternatywne NLG polega na otwarciu pokryw luku i zwolnieniu blokady DSA. W analizowanym locie w trakcie podejścia do lądowania pokrywy luku NLG były otwarte, gdyż nie zamknęły się po starcie, a DSA nie był zablokowany, więc użycie dźwigni alternatywnego systemu wypuszczania NLG nic nie zmieniło i nie mogło doprowadzić do wypuszczenia i zablokowania NLG w położeniu wypuszczonym.

Po wystąpieniu sytuacji awaryjnej załoga nie ma zwykle czasu na szczegółową analizę niesprawności i musi polegać na listach kontrolnych i swojej wiedzy. Należy jednak zauważyć, że gdyby zamiast listy NOSE LANDING GEAR DOOR MALFUNCTIONS załoga zastosowała listę ALL LANDING GEAR FAIL TO RETRACT (choć słowo ALL w tytule nie w pełni pasowało do zaistniałej sytuacji, bo nie schowało się tylko NLG) to:

- po pierwsze po przestawieniu LGSL w pozycję DOWN, MLG zostałyby wypuszczone z użyciem sprawnej instalacji hydraulicznej nr 2;

- po drugie po przestawieniu LGSL w pozycję DOWN załoga dowiedziałyby się, o niezablokowaniu NLG w pozycji wypuszczonej już po starcie z EPKK, a nie dopiero na podejściu do EPWA, a zatem sama załoga jak i służby lotniskowe zyskałyby czas na przygotowanie się do zaistniałej sytuacji. Załoga miałaby także czas na ewentualne konsultacje ze służbami operatora.

Zastosowanie listy NOSE LANDING GEAR DOOR MALFUNCTIONS, a po niej ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION or "LDG GEAR INOP nie rozwiązało żadnego problemu na pokładzie, a wręcz przeciwnie – spowodowało odłączenie sprawnej instalacji hydraulicznej nr 2 i opóźniło identyfikację istoty problemu.

2.1.3 Pogoda

Prognoza pogody w dniu zdarzenia nie przewidywała zjawisk niebezpiecznych i pozwalała wykonać zaplanowany lot. Lądowanie samolotu nastąpiło w warunkach VMC w nocy. Pogoda nie miała wpływu na wystąpienie zdarzenia.

2.1.4 Kontrola ruchu lotniczego

Kontrola ruchu lotniczego była na bieżąco informowana przez załogę o sytuacji na pokładzie i zapewniła bezkolizyjną przestrzeń powietrzną podczas całego lotu.

2.2 Statek powietrzny

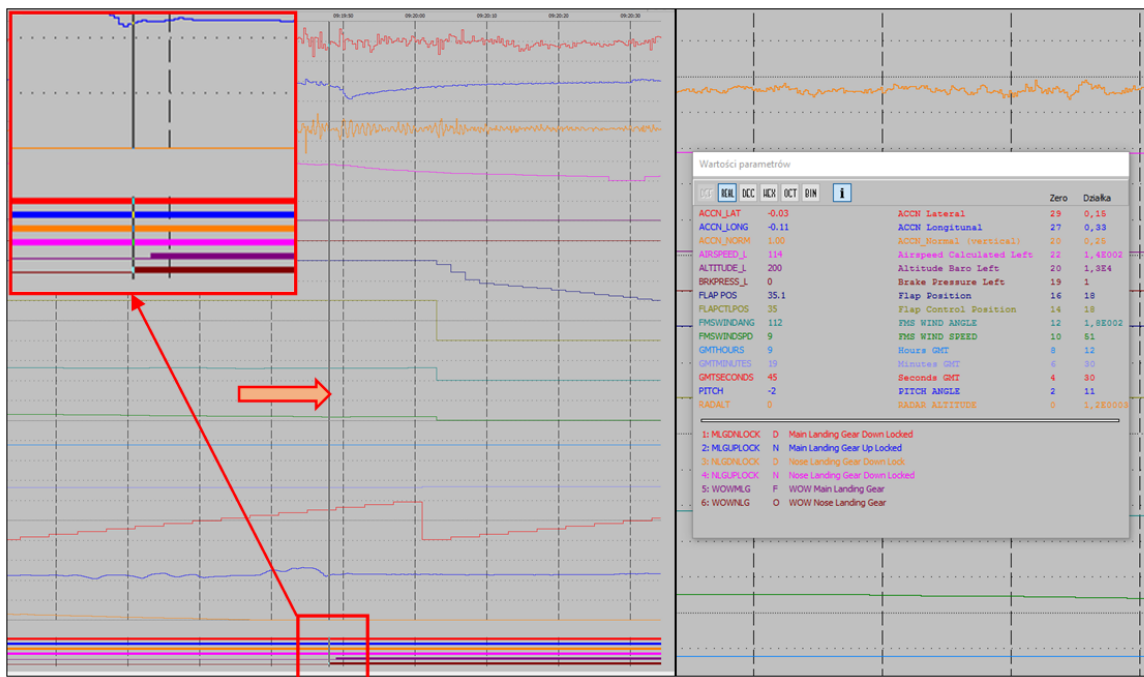
2.2.1 Sygnalizacja obciążenia podwozia

Golenie podwozia głównego samolotu oraz goleń podwozia przedniego wyposażone są między innymi w czujniki zbliżeniowe (Proximity Sensor), które informują o nacisku lub jego braku na odpowiednich goleniach.

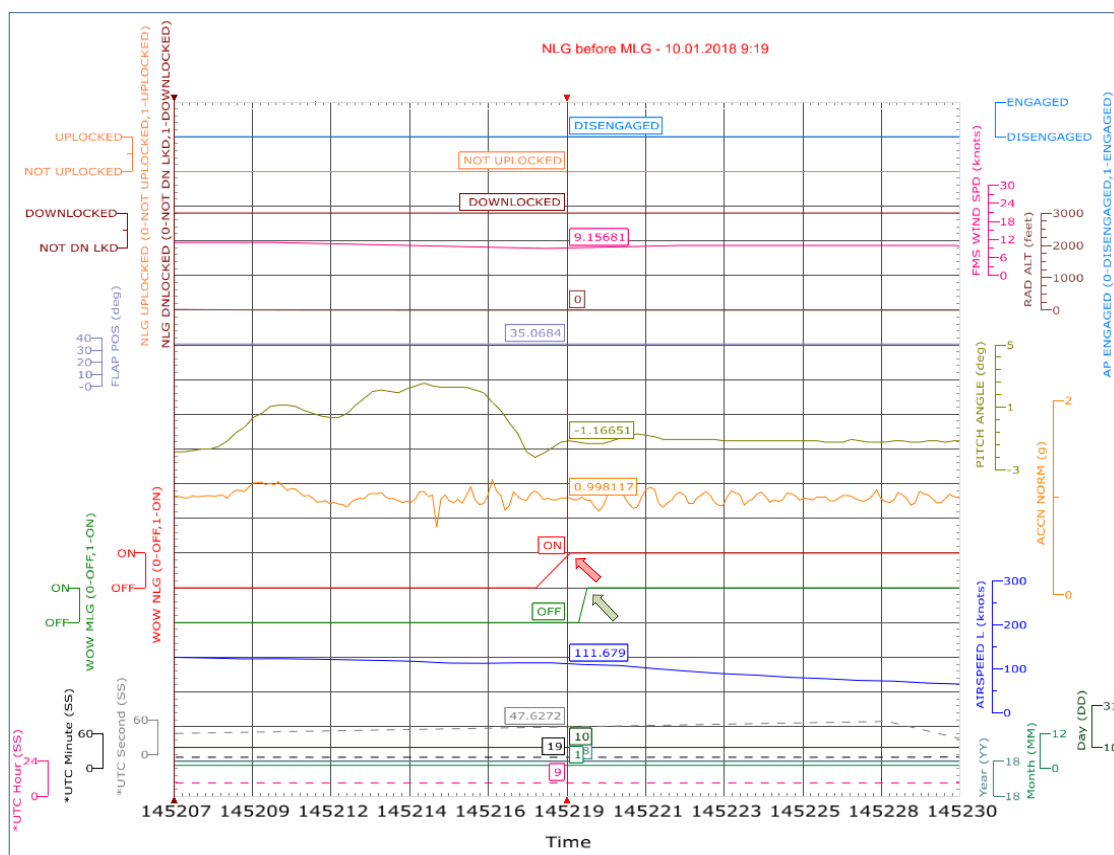
Wystąpienie obciążenia na odpowiedniej goleni jest rejestrowane przez rejestratory pokładowe FDR i QAR.

W procesie eksploatacji samolotu zapisy z rejestratora QAR są cyklicznie zgrywane i poddawane analizom pod kątem przekroczeń eksploatacyjnych.

Analiza zapisanych parametrów wykazała, że oprócz twardych lądowań występują także przypadki lądowań, podczas których najpierw następuje obciążenie goleni NLG, a po nim dopiero goleni MLG. Analizie poddano dane od 01.01.2017 r. do dnia zdarzenia. Na 2854 lądowania w analizowanym okresie stwierdzono kilkadziesiąt (69) opisanych wyżej przypadków, w tym jeden z dnia zdarzenia z godzin porannych (rys. 22 i 23). Cechą wspólną dla w/w lądowań, oprócz kolejności obciążenia goleni, był ujemny kąt pochylenia samolotu.



Rys. 22. Zobrazowanie parametrów lotu z lądowania samolotu SP-EQG w dniu 10.01.2018 r. o godz. 9:19 UTC . Strzałką na grafice z lewej strony pokazano moment obciążenia NLG (pozioma linia brązowa na dole), moment obciążenia MLG pokazuje linia fioletowa (druga od dołu). Wartości wybranych parametrów w momencie obciążenia NLG pokazuje grafika po prawej [źródło: PKBWL - FDS 9]



Rys. 23. Zobrazowanie parametrów lotu z lądowania samolotu SP-EQG w dniu 10.01.2018 r. o godz. 9:19 UTC . Strzałką czerwoną na grafice pokazano moment obciążenia NLG, moment obciążenia MLG pokazuje strzałka zielona [źródło: PKBWL –Insight 4.9]

2.2.2 Statystyczna analiza danych FDR

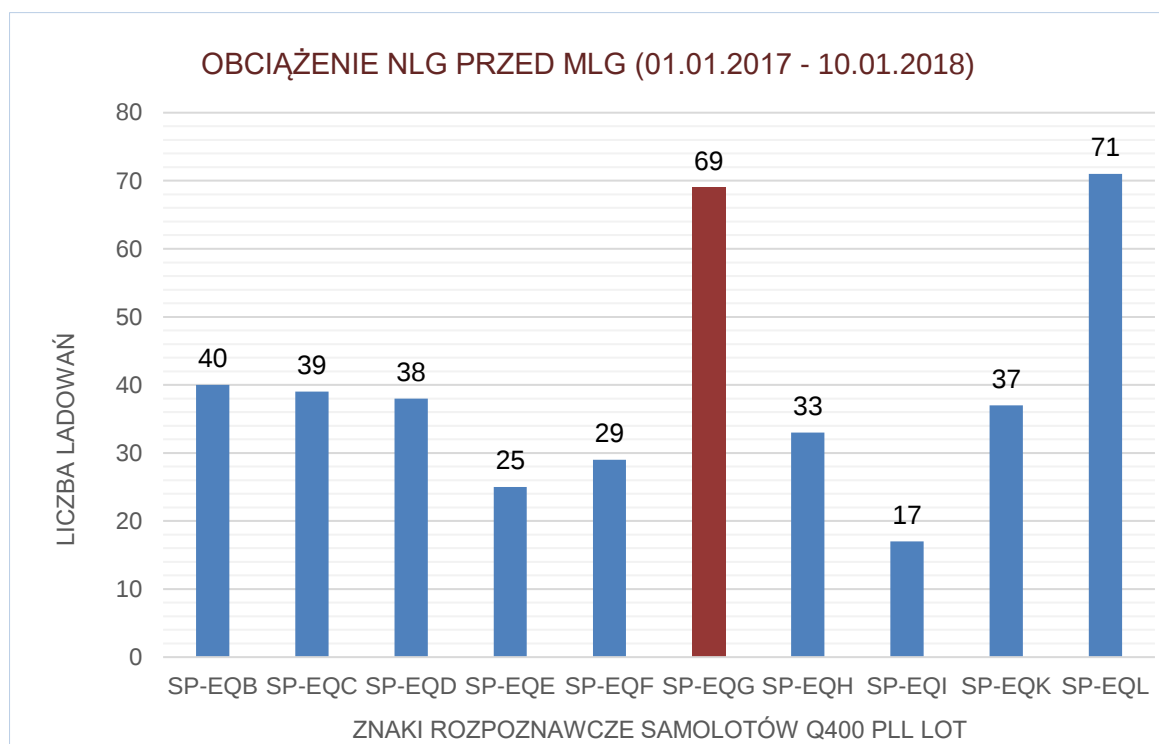
Na prośbę PKBWL operator dostarczył dane do analizy pod kątem występowania sygnału obciążenia NLG przed MLG przy warunku dodatkowym – ujemnym kącie pochylenia w momencie przyziemienia.

Analizie poddane zostały dane od 1 stycznia 2017 r. do 10 stycznia 2018 r.

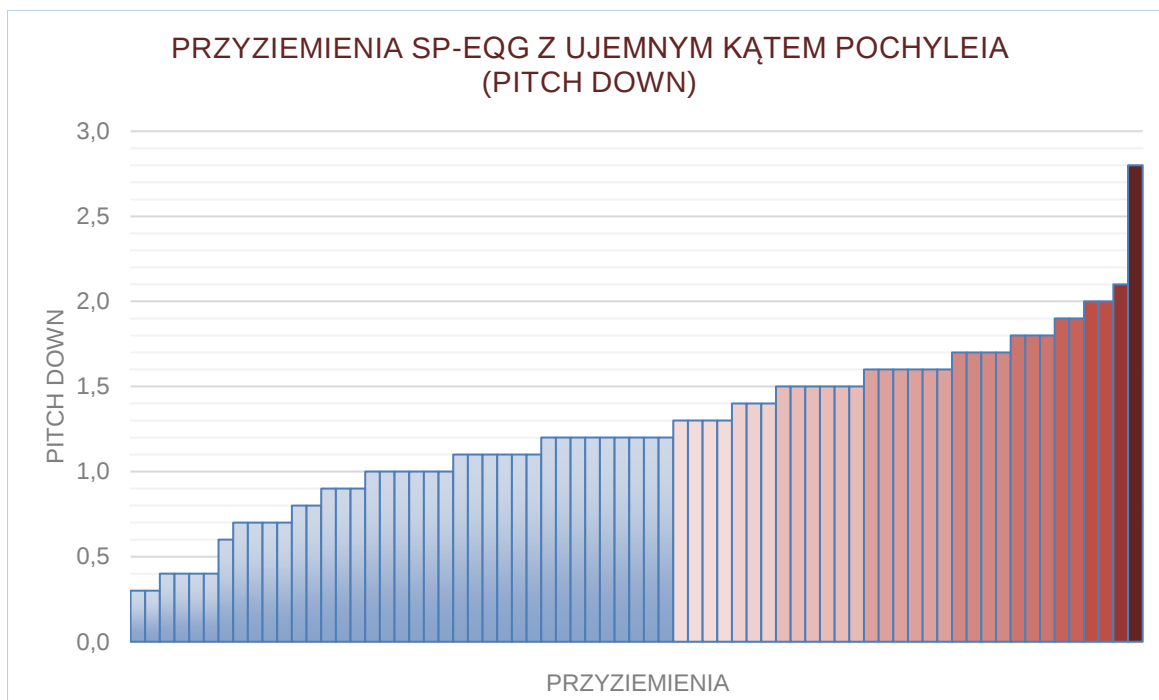
Po otrzymaniu danych od operatora Komisja poddała je analizie, z której wynika, że w ww. okresie w całej flocie Q400 operatora miało miejsce 398 lądowań o zadanych parametrach oraz, że dwa samoloty mają ich znacznie więcej od pozostałych, w tym samolot SP-EQG (rys. 24).

Podwozie samolotu jest zbudowane w taki sposób, że podczas postoju lub w trakcie kołowania bez przyspieszeń samolot pochylony jest na nos. Kąt pochylenia może zależeć także od ciśnienia w amortyzatorach NLG i MLG. Dla badanego samolotu PA zawierał się w przedziale $1,1 - 1,2^\circ$ do dołu.

Z danych wynika także, że 32 lądowania SP-EQG miały miejsce przy kącie pochylenia (PA) większym od $1,2^\circ$ do dołu (rys. 25).



Rys. 24. Liczba lądowań z wystąpieniem sygnalizacji obciążenia NLG przed MLG – kolorem bordowym wyróżniono samolot SP-EQG



Rys. 25. Zestawienie 69 lądowań samolotu SP-EQG z pochyleniem ujemnym (PITCH DOWN) podczas przyziemienia, przy których wystąpiła sygnalizacja obciążenia NLG przed MLG – odcieniami koloru bordowego wyróżniono lądowania z pochyleniem ujemnym równym i większym od 1,3°. Uwaga – wykres nie pokazuje lądowań w kolejności chronologicznej)

2.2.3 Twarde lądowania

Do chwili zdarzenia rutynowo analizowano różne przypadki przekroczeń parametrów eksploatacyjnych, w tym twardych lądowań, czyli lądowań na MLG z przeciążeniem pionowym przekraczającym wartość dopuszczalną dla masy samolotu w momencie przyziemienia.

Procedura sprawdzenia samolotu była uruchamiana po zgłoszeniu przez kapitana faktu lub podejrzenia twardego lądowania albo po wykryciu twardego lądowania podczas analizy zapisu parametrów lotu przez system FDM¹⁷.

Dane z rejestratora QAR były zgrywane i poddawane analizie co 50 FH.

Po wypadku przeanalizowano dane samolotu SP-EQG od 01.01.2017 r. do dnia zdarzenia. Analiza wykazała brak przypadków twardych lądowań wymagających wykonania stosownego przeglądu - HARD LANDING – INSPECTION/CHECK.

2.2.4 Kierunek składania się zastrzału

Podczas chowania podwozia przedniego jego zastrzał – Drag Strut Assembly składa się w taki sposób, że przegub łączący Lower Drag Strut i Upper Drag Strut przemieszcza się do tyłu. Na zdjęciach poniżej pokazano wzajemne (prawidłowe) położenie LDS i UDS po zdarzeniu.

Podczas podnoszenia samolotu przemieszczenie się w/w przegubu z położenia do przodu w położenie do tyłu nie jest możliwe. Po zapoczątkowaniu łamania się zastrzału

¹⁷ FDM – Flight Data Monitoring.

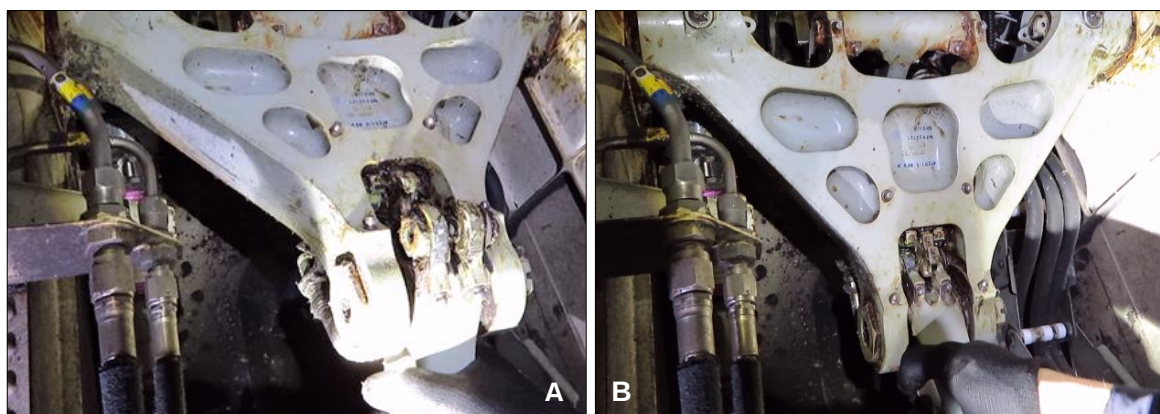
w jednym kierunku podczas lądowania zmiana tego kierunku jest niemożliwa. Złamanie zastrzału w drugą stronę możliwe jest dopiero po wyprostowaniu Drag Strut Assembly (w momencie, kiedy NLG jest całkowicie wyprostowane i swobodne).

Po podniesieniu samolotu Lower Drag Strut i Upper Drag Strut można było przemieszczać swobodnie do tyłu i do przodu bez zacięć (rys. 27). Na zdjęciach widać wyraźnie utratę więzi kinematycznej pomiędzy Lower Lock Link i Lower Drag Strut, co skutkuje brakiem możliwości zablokowania Drag Strut Assembly, a tym samym NLG (tu w położeniu wypuszczonym).

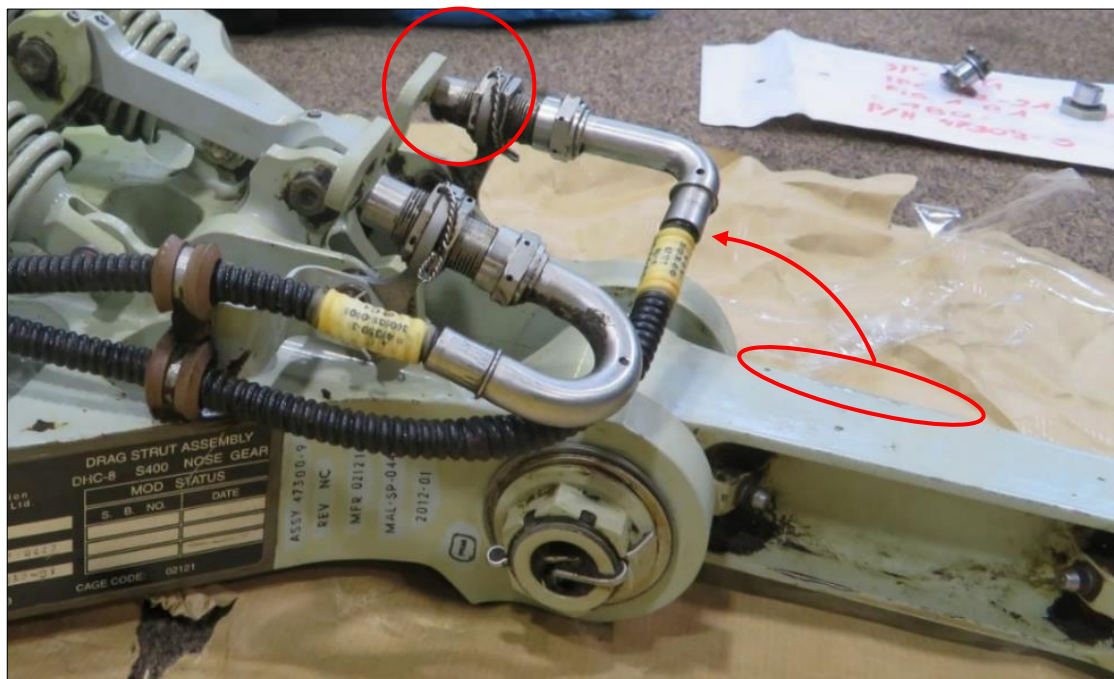
Po zdemontowaniu zastrzału z samolotu przeprowadzono jego szczegółowe oględziny, w wyniku których ustalono, że Lower Drag Strut i Electrical Harness oraz Proximity Sensor – NGLK2 i jego płaszczyzna detekcji noszą ślady wzajemnego kontaktu (rys. 28 i 29). **Kolizja w/w elementów możliwa jest tylko wówczas, kiedy zastrzał złamie się w nieprawidłowym kierunku – do przodu, tak jak to pokazano na rys. 27-A.**



Rys. 26. Podnoszenie samolotu – wzajemne położenie Lower Drag Strut i Upper Drag Strut:
A – widok ogólny, B – zbliżenie



Rys. 27. Lower Drag Strut i Upper Drag Strut po podniesieniu samolotu: A – złamanie zastrzału do przodu (kierunek nieprawidłowy), B – złamanie zastrzału do tyłu (kierunek prawidłowy)



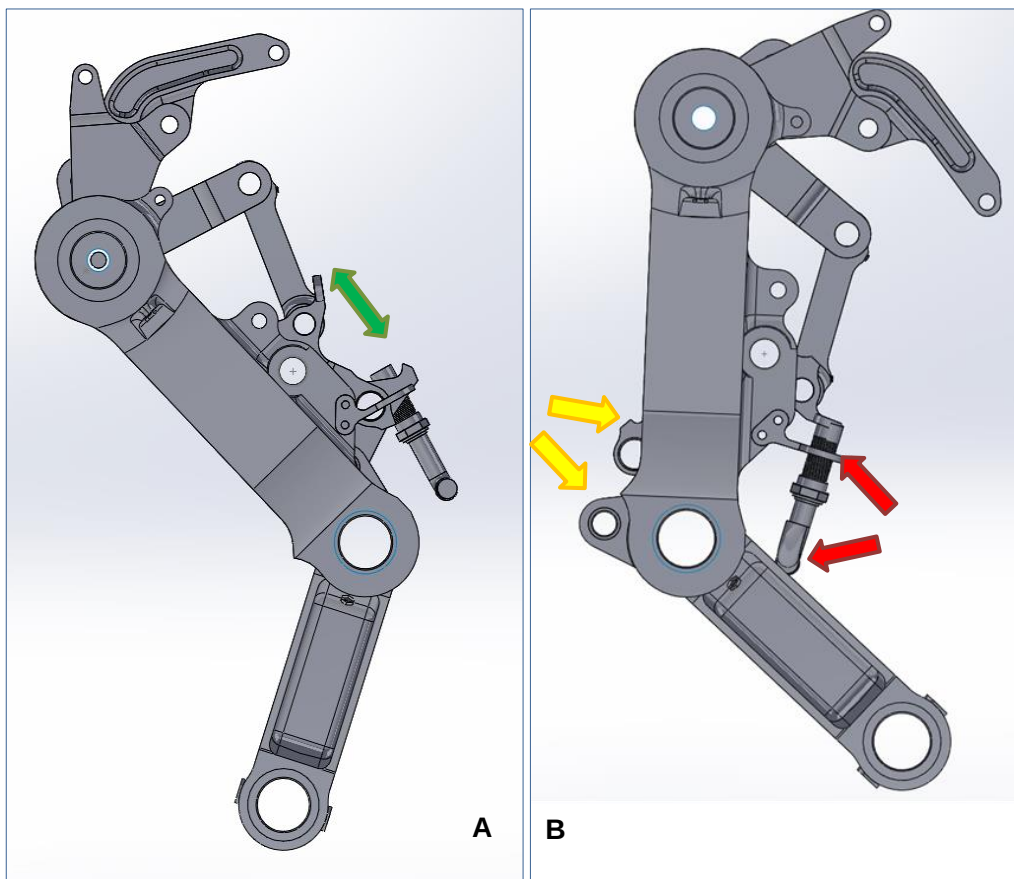
Rys. 28. Drag Strut Assembly – kółkiem czerwonym zaznaczono kolizję czujnika zbliżeniowego (Proximity Sensor – NGLK2) z jego płaszczyzną detekcji. Czerwona elipsa pokazuje ubytek powłoki lakierniczej na Lower Drag Strut, a strzałka kierunek ruchu [źródło: PKBWL] – pokazać strzałką czujnik i płaszczyznę detekcji



Rys. 29. Drag Strut Assembly – kółkiem czerwonym zaznaczono kolizję czujnika zbliżeniowego (Proximity Sensor – NGLK2) z jego płaszczyzną detekcji [źródło: PKBWL]

Szczegóły oględzin i opis uszkodzeń poszczególnych elementów Drag Strut Assembly zawarte są w Ekspertyzie technicznej wykonanej przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie (ITWL). Na rys. 30-A i 30-B pokazane zostały odpowiednio prawidłowe złożenie DSA oraz złożenie DSA, w którym zachodzi kolizja LDS z ELH.

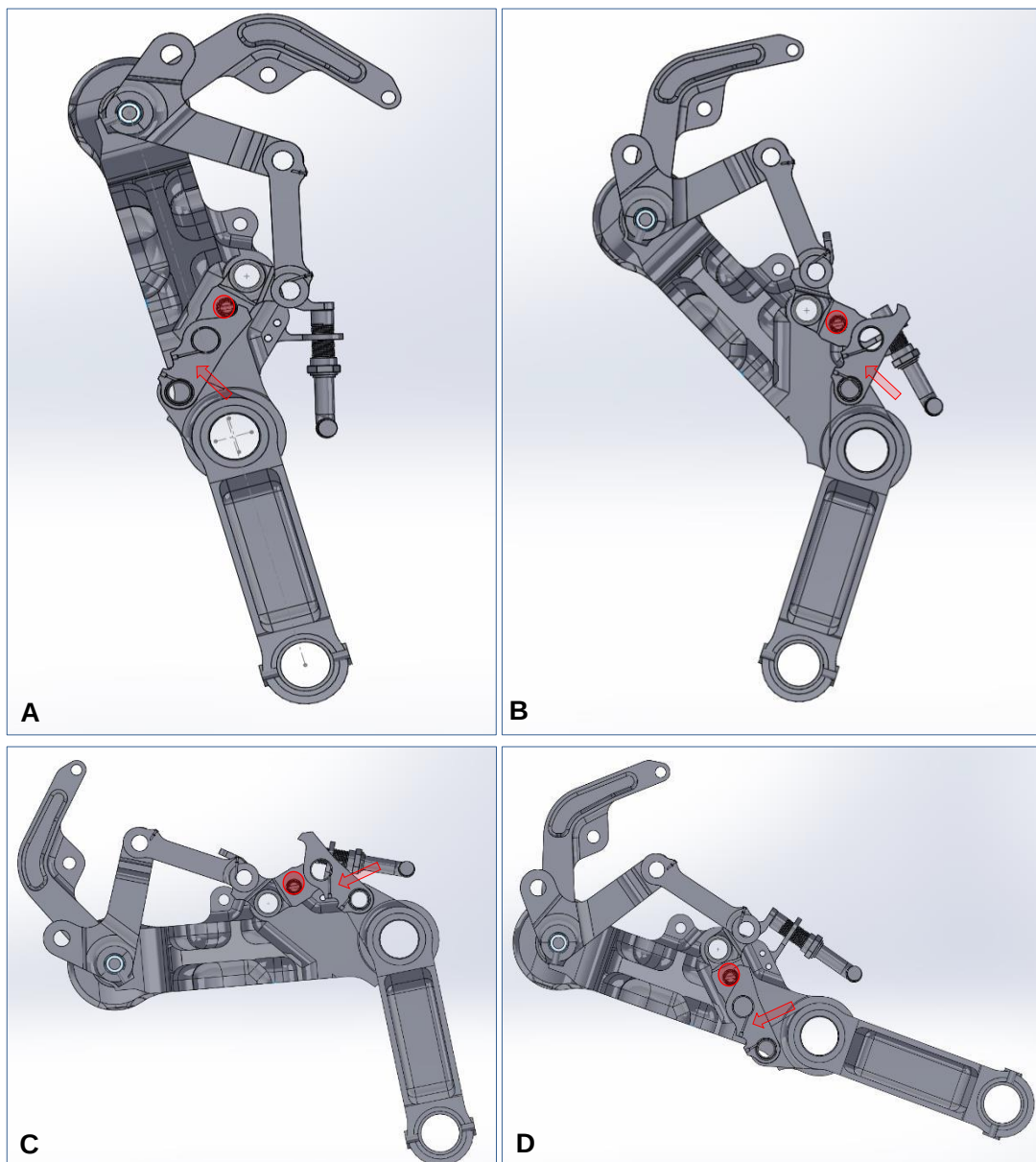
Na rys. 30-A zieloną strzałką pokazano oddalanie się PS NGLK2 od jego płaszczyzny detekcji podczas składania się DSA we właściwym kierunku, a na rys. 30-B czerwonymi strzałkami pokazano elementy kolidujące przy złożeniu się DSA w kierunku przeciwnym, a żółtymi rozłączony węzeł pomiędzy LLL a LDS (węzeł, który uległ uszkodzeniu – rozerwaniu).



Rys. 30. NLG DSA, w położeniu pośrednim, podczas chowania podwozia – widok z boku: A – konstrukcyjnie zamierzony kierunek łamania DSA, B – kierunek łamania DSA odwrotny - nieprawidłowy [źródło: ekspertyza ITWL]

2.2.5 Analiza uszkodzenia Stop Pin

W trakcie prawidłowego chowania podwozia, którego sekwencje pokazane zostały na rys. 31 A – D, w początkowej fazie LLL odciągany jest od śruby sworzniowej „Stop Pin” (rys. 31-A) i osadzonej na niej tulejki (rys. 31-B). Kontakt LLL z tulejką sworzni następuje dopiero w ostatniej fazie chowania, do której zgodnie z sygnalizacją nie doszło.



Rys. 31. Model mechanizmu zastrzału składanego podwozia przedniego podczas prawidłowego chowania podwozia – przekrój w płaszczyźnie podłużnej: A – położenie wyjściowe (podwozie wypuszczone, zablokowane), B – pierwsza faza po odblokowaniu i rozpoczęciu chowania, C – faza końcowa (przed schowaniem i zablokowaniem), D – położenie schowane i zablokowane. Strzałką koloru czerwonego pokazano LLL, a kółkiem oznaczono Stop Pin

Do uszkodzeń tulejki i sworznia, których charakter pokazano na rys. 32, może dojść tylko w końcowej fazie wypuszczania lub końcowej fazie normalnego chowania podwozia.

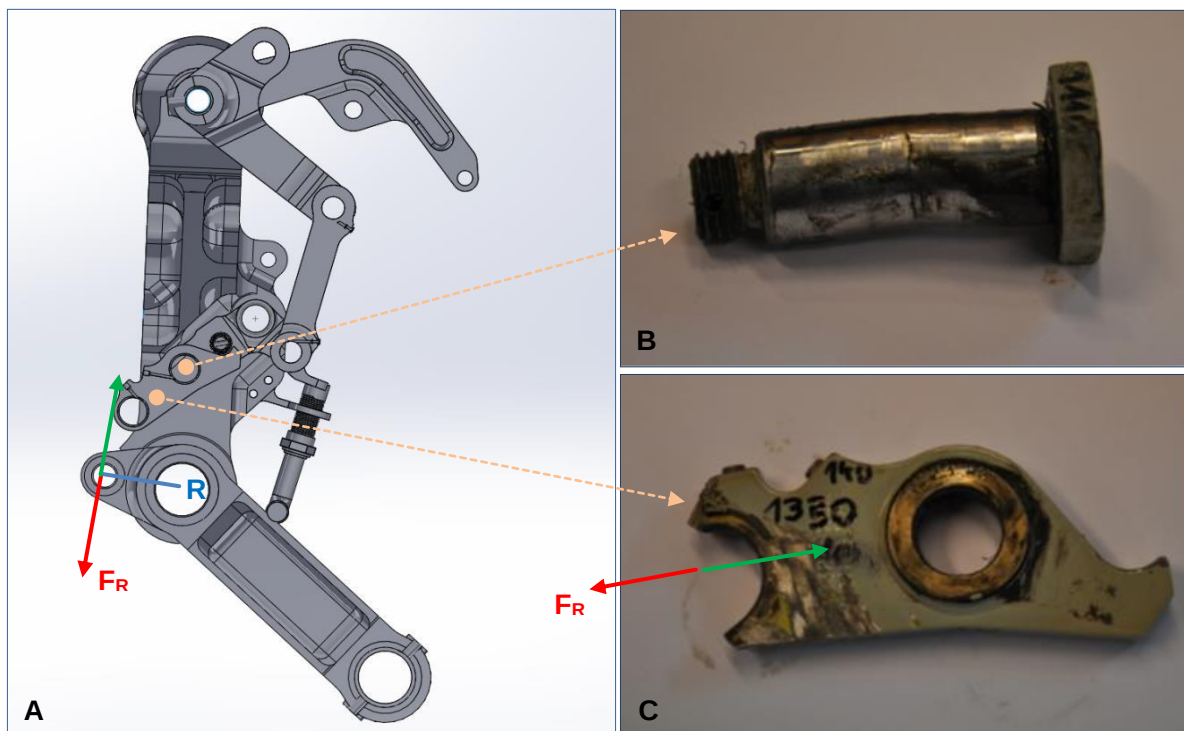
Ponieważ NLG po schowaniu mieści się całkowicie w obrysie kadłuba należy wykluczyć możliwość uszkodzenia Stop Pin przy schowanym podwoziu podczas uderzenia samolotu nosem o drogę startową.

Charakter uszkodzeń pokazuje wyraźnie, że do układu blokowania zastrzału została przyłożona siła działająca wzdłuż osi podłużnej samolotu w kierunku do tyłu, o wartości do jakiej układ ten nie jest zaprojektowany.



Rys. 32. Widok: A – śruby sworzniowej (wg dok. eksploatacyjnej fig. 1180, nr części NAS6206-10D), B – tulejka (wg dok. eksploatacyjnej fig. 1160, nr części 47326-13)

2.2.6 Analiza uszkodzeń LLL



Rys. 33. Model mechanizmu zastrzału składanego podwozia przedniego podczas nieprawidłowego chowania podwozia – przekrój w płaszczyźnie podłużnej: A – moment kolizji LDS z ELH, B – wygięty sworznień (oś obrotu LLL), C – uszkodzony LLL

W trakcie składania się LDS i UDS w niewłaściwym kierunku (poprzez sworznień łączący LLL i LDS) na LLL działa moment M_R – siła F_R (strzałki czerwone na rys. 33) na ramieniu R, której zwrot i kierunek działają rozrywająco na LLL w miejscu jego najmniejszego przekroju, co potwierdza charakter uszkodzeń pokazany na rys. 33-C. Podczas prawidłowego chowania NLG siła ta jest skierowana przeciwnie, a zatem nie mogła spowodować powstałych uszkodzeń (strzałki zielone).

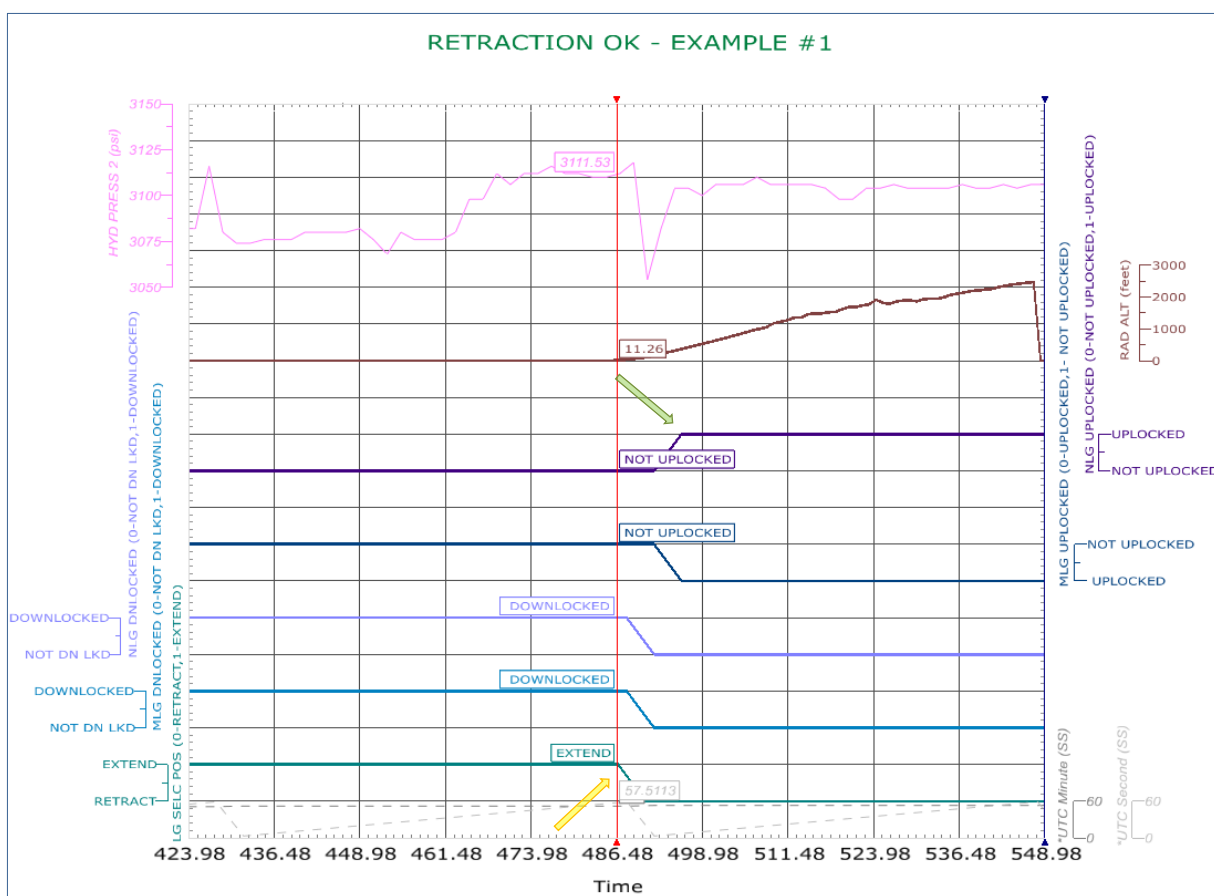
Uszkodzenie (wygięcie) sworznia obrotu LLL świadczy o tym, że ruch obrotowy sworznia musiał być zablokowany, co ma miejsce podczas gdy LLL opiera się o stop pin.

2.2.7 Analiza materiałowa

Wszystkie elementy DSA poddane zostały badaniom materiałowym, z których wnioski podane zostały w pkt. 1.16.1. Badania wykazały, że wszystkie zniszczenia miały charakter doraźny. Nie zaobserwowano wad materiałowych lub oznak zmęczenia materiału. Stopy wykorzystane do produkcji części były zgodne z dokumentacją producenta. Stwierdzono uszkodzenia masy uszczelniającej i drobne ślady korozji powierzchniowej. Nie stwierdzono obrócenia się lub obluzowania panewek.

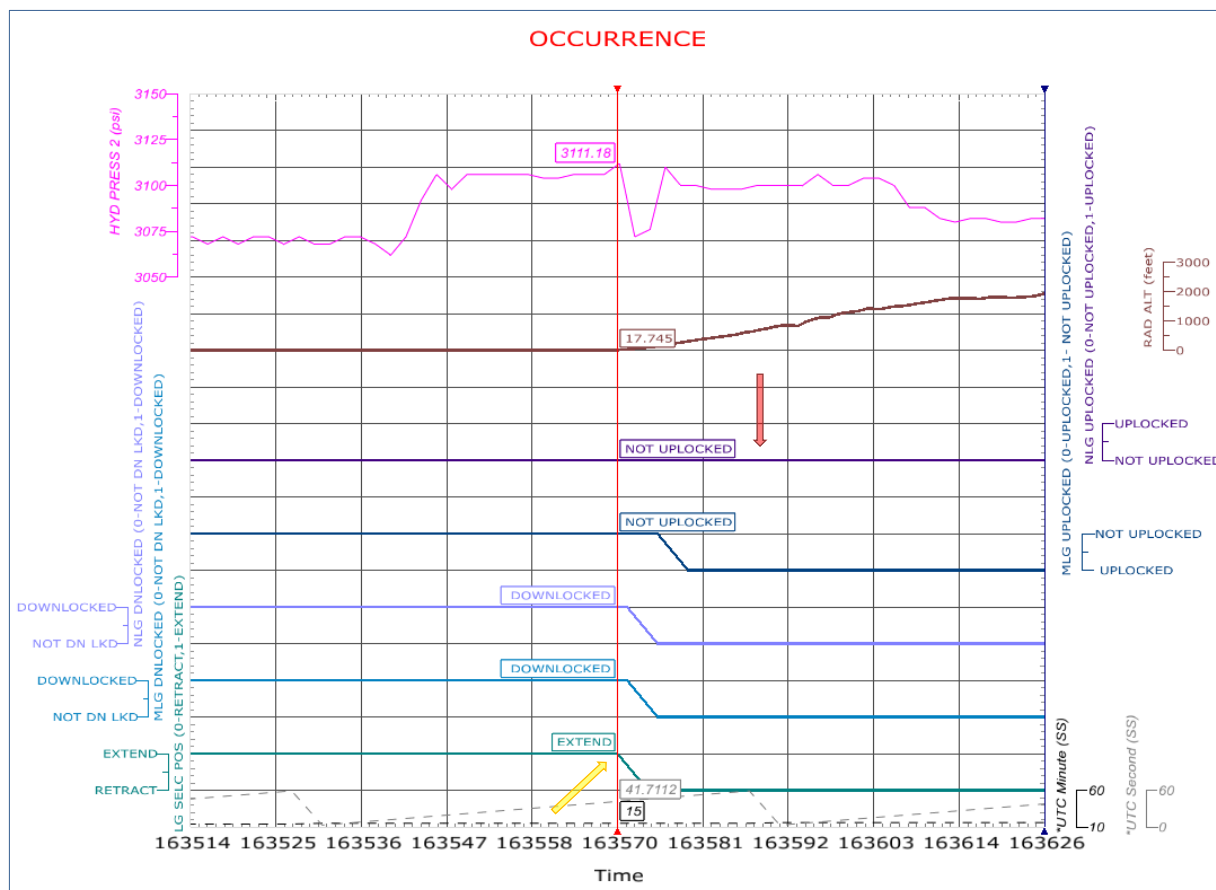
2.2.8 Analiza danych zapisanych przez FDR

Analiza danych zapisanych przez FDR wykazała, że po przestawieniu dźwigni sterowania podwoziem w pozycję na schowanie (UP), w drugiej instalacji hydraulicznej, występuje chwilowy spadek ciśnienia, co pokazano na rysunkach poniżej.



Rys. 34. Przebieg ciśnienia w 2 instalacji hydraulicznej podczas prawidłowego chowania podwozia samolotu SP-EQG oraz status NLG i MLG – strzałką żółtą pokazano moment przestawienia dźwigni sterowania podwoziem w pozycję na schowanie (UP), strzałką zieloną status NLG –zablokowane w pozycji schowanej [źródło: PKBWL –Insight Analysis 4.9]

Spadek ciśnienia w pierwszej fazie chowania jest zjawiskiem normalnym, ponieważ w tym momencie następuje odebranie energii z układu (podanie ciśnienia na tłoczyko siłownika chowania/wypuszczania NLG). Cały proces chowania podwozia od momentu przestawienia dźwigni sterowania w pozycję UP trwa ok. 10 s.



Rys. 35. Przebieg ciśnienia w 2 instalacji hydraulicznej podczas chowania podwozia samolotu SP-EQG po starcie z EPKK w dniu 10.01.2018 r. oraz status NLG i MLG – strzałką żółtą pokazano moment przestawienia dźwigni sterowania podwoziem w pozycję na schowanie (UP), strzałką czerwoną status NLG – niezablokowane w pozycji schowanej [źródło: PKBWL – Insight Analysis 4.9]

Na wykresach przebiegów ciśnienia w drugiej instalacji hydraulicznej, podczas prawidłowego chowania podwozia samolotu SP-EQG i chowania w dniu zdarzenia nie widać znaczących różnic.

Zablokowanie NLG i MLG w położeniu schowanym lub wypuszczonym jest rejestrowane przez rejestrator pokładowy. Zapisane dane potwierdzają, że po starcie z EPKK w dniu 10 stycznia 2018 r. NLG nie zostało zablokowane w pozycji schowanej.

2.2.9 Dokumentacja obsługi technicznej samolotu

Głównym dokumentem, na podstawie którego prowadzone było obsługiwanie techniczne samolotu Bombardier DHC-8-402 SP-EQG, był PROGRAM PLANOWEJ OBSŁUGI TECHNICZNEJ SAMOLOTÓW DHC-8 (Q400) PLL LOT S.A. (POT 3400). Obowiązująca w dniu zdarzenia aktualizacja 4 programu z dnia 10.08.2017 r., mająca

zastosowanie do wszystkich samolotów floty Q400 operatora (zatwierdzona przez Prezesa ULC w dniu 02.11.2017 r.) opracowana została na podstawie:

- BOMBARDIER Q400 MAINTENANCE REQUIREMENTS MANUAL, MAINTENANCE REVIEW BOARD REPORT - PART 1, PSM1-84-7, REVISION 13 (DATED 20TH JUNE 2017);
- BOMBARDIER Q400 MAINTENANCE REQUIREMENTS MANUAL, AIRWORTHINESS LIMITATION ITEMS - PART 2, PSM 1-84-7, REVISION 8 (DATED 14TH MARCH 2017);
- BOMBARDIER Q400 MAINTENANCE PLANNING DOCUMENT, PSM1-84-7P, REVISION 43 (DATED 04TH AUGUST 2017);
- ZAŁĄCZNIKA 1 (PART-M) DO ROZPORZĄDZENIA KOMISJI WE 1321 Z DNIA 26.11.2014.

Dodatkowe czynności wymagane przez dyrektywę zgodności dotyczące samolotów Polskich Linii Lotniczych LOT S.A. lub urządzeń w nich zainstalowanych, nie były umieszczone w Programie obsługi (część 2 i część 3). Wymagania dyrektyw zgodności w PLL LOT S.A. realizowane były za pomocą poleceń technicznych. Tym niemniej czynności powtarzalne, które były aktualnie wymagane przez dyrektywę zgodności dla samolotów PLL LOT S.A. przedstawione były w postaci listy w części 1 programu obsługi.

Jeśli powtarzalna czynność, wynikająca z wymagań dyrektywy, miała zakończyć się określonym działaniem (np. modyfikacja, wymiana części), wówczas czynność ta znajdowała się na liście do czasu zakończenia działania na ostatnim, podlegającym dyrektywie egzemplarzu samolotu (urządzeniu).

Lista była aktualizowana, o ile zachodziła taka potrzeba, podczas wprowadzania kolejnej zmiany do programu obsługi i dodatkowo sprawdzana przynajmniej raz w roku podczas oceny całego programu.

2.2.9.1 Zakres usług

PROGRAM PLANOWEJ OBSŁUGI TECHNICZNEJ SAMOLOTÓW DHC-8 (Q400) PLL LOT S.A. każdemu zadaniu przypisuje odpowiedni dla niego proces obsługowy wyznaczający zakres wykonywanej obsługi oraz poziom inspekcji.

Poniżej wyszczególnione zostały wybrane procesy obsługowe mające zastosowanie w obsłudze systemów i zespołów napędowych (w tym do NLG):

Ogólne wizualne sprawdzenie (GVI – GENERAL VISUAL INSPECTION)

Wizualne sprawdzenie obszarów wewnętrznych lub zewnętrznych, instalacji bądź wyposażenia w celu wykrycia widocznych uszkodzeń lub innych nieprawidłowości. Sprawdzenie to jest wykonywane z odległości umożliwiającej dotyk (chyba że jest to inaczej określone) przy normalnym oświetleniu: światło dzienne, oświetlenie hangaru, latarka, opuszczana lampa. Może być konieczne użycie lusterka.

Szczegółowa inspekcja (DET – DETAILED INSPECTION)

Dokładne sprawdzenie określonych elementów, instalacji, lub zespołów w celu wykrycia uszkodzeń lub innych nieprawidłowości. Oświetlenie jest uzupełnione przez dodatkowe kierunkowe źródło światła. Sprawdzenie może obejmować weryfikację poprzez dotyk, czy element lub zespół jest prawidłowo zamocowany.

Specjalna szczegółowa inspekcja (SDI – SPECIAL DETAILED INSPECTION)

Dokładne sprawdzenie określonych elementów, instalacji, lub zespołów w celu wykrycia uszkodzeń lub innych nieprawidłowości. Koniecznym jest użycie specjalistycznych technik sprawdzania oraz specjalistycznego wyposażenia. Dokładne mycie oraz znaczny dostęp lub demontaż może być wymagany.

Sprawdzenie funkcjonalne (FNC – FUNCTIONAL CHECK)

Ma na celu szczegółowe sprawdzenie czy jedna lub wiele funkcji danego podzespołu (układu) spełnione są w zakresie określonych granic (limitów) oraz znalezienie potencjalnych usterek.

Smarowanie (LUB – LUBRICATION)

Wszystkie prace obsługowe polegające na uzupełnieniu (wymianie) zużywalnych materiałów smarujących do poziomu lub stanu założonego przez producenta, dostawcę i/lub użytkownika (operatora).

2.2.9.2 Obsługiwanie NLG

Poniżej wymieniono wszystkie procesy obsługowe wyszczególnione w PROGRAMIE PLANOWEJ OBSŁUGI TECHNICZNEJ SAMOLOTÓW DHC-8 (Q400) PLL LOT S.A. dotyczące NLG z podaniem ich interwału i dokumentu źródłowego.

Obsługa liniowa

Przegląd „L50” wykonywany jest co 50 FH lub 12 dni kalendarzowych, w zależności od tego co wystąpi wcześniej. Przegląd „L50” nie zastępuje przeglądu PDC. Przegląd L50 obejmuje zadania będące częścią Programu POT 3400 oraz dodatkowe, wykonywane jako zalecenia operatora, w ramach jego doświadczeń:

- GVI of Main and Nose Wheels (ogólne wizualne sprawdzenie kół podwozia głównego i przedniego) – Q324000-201-A-00;
- Cleaning of MLG and NLG piston rods and shock absorbers (czyszczenie tłoczek amortyzatorów podwozia głównego i przedniego) – zadanie wprowadzone przez operatora (32-00-LOT).

Obsługa bazowa

- **LUB of the Nose Landing Gear (smarowanie podwozia przedniego) – Q 320001-201-A-00, co 6 MO lub 500 FH;**
- DET of the Retraction Actuator Rod End, Jam Nut and Gland Nut NLG (szczegółowa inspekcja ucha tłoczyska, przeciwnakrętki i nakrętki dławnicy siłownika chowania podwozia przedniego)– Q322100-205-A-00, co 24 MO lub 2400 FH;
- Internal GVI of the Nose Landing Gear Wheel Well (wewnętrzne ogólne wizualne sprawdzenie przedziału podwozia przedniego) – QZ100-04-A-00, co 24 MO lub 2400 FH;
- External GVI of the Nose Landing Gear Doors (zewnętrzne ogólne wizualne sprawdzenie pokryw przedziału podwozia przedniego) – QZ700-02E-A-00, co 60 MO lub 6000 FH;

- Replacement of the NLG Drag Strut Assembly – Q32-21-00-701-A-01, co 60000 CY;
- Replacement of the NLG Shock Strut Assembly – Q32-21-01-701-A-00, 60000 CY
- Replacement of the NLG Axle Spacer – Q32-41-06-701-A-01, co 60000 CY
- Replacement of the NLG Axle Nut (LH) – Q32-41-06-702-A-00, co 60000 CY
- Replacement of the NLG Axle Nut (RH) – Q32-41-06-702-A-00, co 60000 CY
- Replacement of the NLG Trunnion Plate assembly (LH) – Q53-00-01-701-A-20, co 54822 CY;
- Replacement of the NLG Uplock Fitting Assembly – Q53-00-01-702-A-02, co 59642 CY.

Pomarańczowa linia powyżej oddziela procesy obsługowe przynajmniej raz wykonane na samolocie SP-EQG, od procesów, które ze względu na swój interwał nie były jeszcze wykonywane na tym samolocie.

Żaden proces z wymienionych powyżej, oprócz smarowania (wyróżniony **boldem**) nie odnosi się bezpośrednio do DSA NLG.

Analizując procesy obsługowe Komisja zwróciła się do producenta/konstruktor podwozia z zapytaniem o sposób pomiaru luzów NLG. Z uzyskanej odpowiedzi wynika, że na chwilę obecną AMM nie przewiduje sprawdzeń w tym zakresie. Po wysłaniu DSA do remontu wszystkie elementy są przywracane do wymiarów rysunkowych zgodnie z CMM (co 30 000 CY).

2.2.10 Biuletyn serwisowy S.B. 84-32-153

Producent samolotu w dniu 22 września 2017 r. wydał biuletyn serwisowy - SERVICE BULLETIN S.B. 84-32-153. Przedmiotem biuletynu było wykonanie specjalnego przeglądu i naprawy mechanizmu blokowania goleni przedniej podwozia. Biuletynem objęte zostały wszystkie modele samolotu DHC-8 serii 401 i 402 z Lower Lock Link 47324-1 (rys.36), który uległ uszkodzeniu podczas badanego zdarzenia. Producent poinformował także, że stosowna dyrektywa zgodności dotycząca tego zagadnienia jest na etapie procedowania.

Według producenta wykonanie biuletynu nie wymagało zastosowania specjalnych narzędzi i materiałów, a jego czasochłonność wynosiła 2,5 godz.

Powodem wydania biuletynu były stwierdzone przypadki luzów pojawiających się na zewnętrznych powierzchniach tulei zamontowanych w mechanizmach blokady zastrzału podwozia przedniego, spowodowane niewłaściwym ich pasowaniem. Według producenta poluzowane tuleje powodowały uszkodzenia uszczelnienia co prowadziło do dostawania się w to miejsce wilgoci i w konsekwencji korozji, która jeszcze bardziej powiększała luz. Nadmierne luzy w mechanizmie blokady mogły prowadzić do uniemożliwienia zablokowania podwozia w położeniu schowanym lub wypuszczonym. Wykonanie biuletynu producent pozostawił do decyzji operatorów.

Według operatora, wykonanie biuletynu wymagało około 12 godzin postoju samolotu oraz 36 roboczo/godzin. Do dnia zdarzenia biuletyn nie został wykonany na

samolotach operatora ze względu na zaplanowanie jego wykonania podczas najbliższych przeglądów bazowych samolotów Q400 oraz brak części zamiennych u producenta. Dodatkowo zdaniem operatora biuletyn nie podkreślał w wystarczający sposób konieczności jego szybkiego wykonania.



Rys. 36. Lower Lock Link z samolotu SP-EQG uszkodzony podczas zdarzenia

2.2.11 Dyrektywa zgodności CF-2018-01

W dniu zdarzenia tj. 10 stycznia 2018 r. Transport Canada wydał dyrektywę zgodności - AIRWORTHINESS DIRECTIVE CF-2018-01 z terminem wejścia w życie od 24 stycznia 2018 r. Przedmiot i zakres stosowania AD CF-2018-01 był identyczny z Biuletynem Serwisowym S.B. 84-32-153. Dyrektywa zgodności wprost odwoływała się do S.B. 84-32-153 nakazując jego wykonanie. Dyrektywa powyższa stanowi, że żadna osoba nie może wykonać startu lub zezwolić na start samolotu bez uprzedniego wykonania jej postanowień.

Po zdarzeniu z dnia 10 stycznia 2018 r. S.B. 84-32-153/AD CF-2018-01 został wykonany na 9 z 10 samolotów floty DHC-8-402 operatora (z wyjątkiem samolotu, który uległ wypadkowi), w przeciągu 4 dni (na 10 dni przed rozpoczęciem obowiązywania dyrektywy). Na wszystkich samolotach objętych sprawdzeniem elementy blokady (Lower Lock Links) nie spełniały wymagań technicznych i zostały wymienione na nowe ze względu na wykryty nalot korozyjny i ubytki uszczelnienia. Nie stwierdzono uszkodzeń mechanicznych.

2.2.12 Wcześniejsze zdarzenie z udziałem samolotu SP-EQG dotyczące NLG.

Dnia 06.12.2017 r. na lotnisku EPKT, w trakcie podczepiania holownika przed procedurą wypychania samolotu DHC-8-402 SP-EQG ze stanowiska postojowego przed planowym rejsem do EPWA, doszło do uderzenia holownika w dyszel. W momencie uderzenia dyszel był podczepiony do samolotu. Holownik był sprawny, a do zdarzenia doszło w wyniku błędu ludzkiego.

Uderzenie było na tyle silne, że procedura wypychania została przerwana, a kapitan zażądał sprawdzenia samolotu. Wezwany na miejsce zdarzenia mechanik lotniczy wykonał przegląd podwozia przedniego wykorzystując dokumentację obsługową producenta: TASK 05-50-51-210-801 Inspection After Rough Towing¹⁸, oraz TASK 32-21-00-210-801 General Visual Inspection of the Nose Landing Gear.

Stosując ww. karty technologiczne nie wykryto żadnych uszkodzeń NLG – samolot został dopuszczony do lotu.

Lot do EPWA odbył się z ok. 3 godzinnym opóźnieniem.

Zgłoszenie powyższego zdarzenia lotniczego, któremu PKBWL nadała numer 3235/17 wpłynęło do Komisji w dniu 07.12.2017 r.

2.2.13 Podsumowanie obsługi technicznej

Obsługa techniczna statku powietrznego prowadzona była według obowiązującego w dniu zdarzenia programu obsługi, zgodnie z wytycznymi dotyczącymi zdatości do lotu, biuletynami serwisowymi producenta i dyrektywami zdatości. Wszystkie obowiązkowe biuletyny zostały wykonane.

Usterki na statku powietrznym przed lotem – nie wykryto.

Eksploatacja statku powietrznego przez załogę – zgodnie z obowiązującymi przepisami i procedurami.

2.2.14 Inne zdarzenia z udziałem samolotu Q400 dotyczące NLG

Problemy z podwoziem na samolocie Q400 wystąpiły w przeszłości wielokrotnie. Do dnia zdarzenia odnotowano wiele przypadków, które skończyły się lądowaniem samolotu „na nosie”.

Przypadki sygnalizacji niewłaściwego położenia NLG lub pokryw jego luku podczas chowania lub wypuszczania są tak częste, że według producenta nie powinny być powodem do zgłaszania przez załogę sytuacji awaryjnej. Nie oznacza to jednak, że jest to traktowane jako normalna operacja. Każdorazowe użycie systemu alternatywnego powoduje konieczność wykonania specjalistycznego przeglądu przez służby techniczne.

Komisja zapoznała się i szczegółowo przeanalizowała raporty końcowe z dwóch przypadków związanych ze „łożeniem się” NLG podczas lądowania, których okoliczności wskazywały na podobieństwo z badanym wypadkiem.

¹⁸ Inspection After Rough Towing – inspekcja po szarpnięciu podczas holowania.

Analizie poddane zostały raporty końcowe ze zdarzeń, które miały miejsce przed wprowadzeniem Dyrektywy Zdatności AD CF-2018-01R1:

- wypadek samolotu Bombardier DHC-8-402 o znakach rozpoznawczych 9A-CQC, który miał miejsce 27 września 2013 na lotnisku LSZH (Zurych, Szwajcaria);
- poważny incydent samolotu DHC-8-402 o znakach rozpoznawczych YL-BAI, który miał miejsce 17 września 2016 na lotnisku EVRA (Ryga, Łotwa).

Po wydaniu AD CF-2018-01R1, 19 sierpnia 2019 r. w Limie (Peru) miał miejsce kolejny przypadek lądowania awaryjnego z udziałem samolotu Q400 (N404AV).

2.2.15 Sprawdzenie luzów w układzie NLG

Stwierdzenie obecności i ocena wielkości ewentualnych luzów możliwe jest tylko po podniesieniu samolotu na podnośnikach i przyłożeniu do NLG siły zewnętrznej działającej wzdłuż osi podłużnej samolotu.

Siła działająca wzdłuż osi podłużnej samolotu w kierunku do tyłu może spowodować skasowanie ewentualnych luzów, a co za tym idzie zlikwidowanie „under center” węzła pomiędzy UDS i LDS. Podczas startu samolotu siłą taką jest suma oporu powietrza działająca na NLG i składowa siły ciężkości NLG.

Pozytywny wynik sprawdzeń funkcjonalnych, które wykonywane są na ziemi w płaszczyźnie poziomej bez przyłożenia żadnej siły, nie daje gwarancji prawidłowego schowania lub wypuszczenia NLG w locie (w przypadku występowania luzów DSA).

Opracowanie i wprowadzenie przez producenta/konstruktora SDI dedykowanej do sprawdzenia i oceny luzów DSA jest niezbędne do bezpiecznej eksploatacji w zakresie przewidzianego dla tego zespołu TBO – 30 000 CY.

2.2.16 Luzy NLG – podsumowanie

Luzy DSA w układzie NLG mogą powstać w wyniku korozji spowodowanej pękaniem uszczelnienia LLL albo w wyniku nadmiernego obciążenia elementów układu. Dotychczasowe działania producenta NLG skupiały i skupiają się głównie na wyeliminowaniu pierwszego z czynników, czyli powstawania korozji. W przedmiotowym zdarzeniu elementy DSA nie były skorodowane, a masa uszczelniająca nie była uszkodzona, luzy zatem musiały powstać z innej przyczyny/przyczyn.

Poszukując tych przyczyn, Zespół Badawczy PKBWL przeprowadził badania uszkodzonych elementów, analizę statystyczną, analizę dokumentacji oraz zaistniałych podobnych zdarzeń, i odnotował następujące fakty:

- występowanie lądowań na trzy punkty, twarde lądowania i lądowania z ujemnym kątem pochylenia;
- uderzenie w NLG podczas podczepiania holownika do dyszla podpiętego do samolotu;
- kontrola stanu technicznego samolotu po wystąpieniu przypadku twardego lądowania w zakresie NLG jest powierzchowna i ogranicza się jedynie do jego

- ogólnego wzrokowego przeglądu, w trakcie którego mechanik nie jest w stanie określić wielkości ewentualnych luzów;
- procedura sprawdzenia uruchamiana jest po złożeniu przez kapitana lub innego członka załogi stosownego ASR (co jest obarczone ich subiektywną oceną zdarzenia) lub wygenerowania komunikatu ostrzegawczego w systemie FDM;
 - efektywność FDM jako obiektywnego narzędzia monitorowania przekroczeń uzależniona jest jednak od częstotliwości odczytu parametrów zapisanych przez rejestratory pokładowe oraz od czasu przeprowadzenia samej analizy i zastosowanych kryteriów. Do dnia zdarzenia odczyty rejestratorów wykonywane były co 50 FH, co stwarzało realne zagrożenie niewychwycenia na czas (natychmiast po ich zaistnieniu) przekroczeń nie zgłoszonych przez załogę. Oznacza to, że jeżeli załoga uznała, że nie doszło do przekroczenia, a w rzeczywistości miało ono miejsce, to samolot mógł wykonać nawet kilkadziesiąt odcinków (lotów) zanim został poddany stosownym sprawdzeniom zainicjowanym wykryciem przekroczeń przez FDM.
 - do dnia zdarzenia analizowane były jedynie przypadki nadmiernych przeciążeń przy lądowaniu.
 - lądowania na trzy punkty lub z ujemnym kątem pochylenia nie były w ogóle brane pod uwagę w związku z czym FDM nie generował żadnych ostrzeżeń w tym zakresie. Nie ma także dedykowanej procedury na okoliczność wystąpienia takiego zdarzenia. Producent nie określił rodzaju i zakresu przeglądu w takim przypadku.

3. WNIOSKI KOŃCOWE

3.1. Ustalenia komisji

3.1.1. STATEK POWIETRZNY

- a) Statek powietrzny posiadał ważne Świadectwo zdatności do lotu i był obsługiwany zgodnie z odpowiednimi przepisami.
- b) W myśl obowiązujących przepisów i procedur w chwili startu statek powietrzny był zdatny do lotu.
- c) Masa i środek ciężkości samolotu mieściły się w wyznaczonych granicach.
- d) Układ chowania/wypuszczania przedniego podwozia został uszkodzony podczas jego chowania po starcie.
- e) Przednia dolna część statku powietrznego została uszkodzona w wyniku bezpośredniego kontaktu z drogą startową podczas dobiegu.

3.1.2. ZAŁOGA

- a) Załoga lotnicza posiadała ważne licencje i kwalifikacje do wykonania lotu zgodne z obowiązującymi przepisami.

- b) Załoga lotnicza posiadała ważne orzeczenia lotniczo-lekarskie i była wypoczęta.
- c) Ze względu na brak listy kontrolnej dedykowanej do zaistniałej sytuacji kapitan i pierwszy oficer zmuszeni byli do korzystania z kilku NNC w celu rozwiązania sytuacji awaryjnej.

3.1.3. OPERACJE LOTNICZE

- a) Lot został wykonany zgodnie z procedurami zawartymi w Instrukcji operacyjnej operatora.
- b) Załoga lotnicza prowadziła rutynową korespondencję radiową z odpowiednimi organami ATC.
- c) Po stwierdzeniu sytuacji awaryjnej, kapitan podjął decyzję o kontynuowaniu lotu na lotnisko docelowe.
- d) Po przyziemieniu pilot utrzymywał zwiększony kąt natarcia samolotu w celu jak najpóźniejszego zetknięcia się kadłuba z DS.

3.1.4. OPERATOR

- a) Automatyczny system monitorowania przekroczeń nie zapewniał ich wykrycia w odpowiednim czasie.
- b) Karta pamięci z rejestratora QAR została wyjęta i odczytana bez zgody Komisji co było także niezgodne z instrukcją operacyjną operatora.

3.1.5. SŁUŻBY RUCHU LOTNICZEGO I OBIEKTY LOTNISKOWE

- a) W czasie wypadku wszystkie pomoce nawigacyjne i oświetlenie lotniska działały normalnie.
- b) Na lotnisku nie było dźwigu o odpowiednim udźwigu.

3.1.6. REJESTRATORY POKŁADOWE

- a) SP był wyposażony w rejestrator pokładowy (FDR), rejestrator dźwięków w kokpicie (CVR) oraz rejestrator szybkiego dostępu (QAR).
- b) Dane zapisane przez rejestratory umożliwiły odtworzenie przebiegu zdarzenia.
- c) Baza danych FDM operatora floty Q400 pozwoliła na wykonanie analizy statystycznej.

3.1.7. ZAGADNIENIA MEDYCZNE

- a) W sytuacji stresowej załoga lotnicza i kabinowa działały sprawnie, współpracując ze sobą.
- b) Żaden z członków załogi nie zgłaszał dolegliwości mogących mieć wpływ na efektywność działania.

3.1.8. PRZEŻYWALNOŚĆ

- a) Pasażerowie i załoga opuścili pokład samolotu używając wyjść po lewej stronie samolotu.

- b) Ze względu na położenie samolotu po awaryjnym lądowaniu – tylne wyjście nie zapewniało bezpiecznej ewakuacji bez pomocy z zewnątrz.
- c) Pasażerowie i załoga nie odnieśli żadnych obrażeń.

3.1.9. NADZÓR NAD BEZPIECZEŃSTWEM

Nadzór sprawowany przez władzę lotnictwa cywilnego (CAA - ULC) nad procedurami i działalnością operatora nie miał wpływu na wystąpienie i przebieg zdarzenia.

3.2. Przyczyna wypadku

Bezpośrednią przyczyną wypadku były nadmierne luzy występujące w układzie chowania/wypuszczania podwozia przedniego.

3.3. Czynniki sprzyjające

- 3.3.1. Brak procedur umożliwiających pomiar i monitorowanie luzów w układzie podwozia przedniego w okresie TBO (30 000 CY lub 14 lat).
- 3.3.2. Brak analizy przypadków lądowań na trzy punkty, powodujących nadmierne obciążenie NLG.
- 3.3.3. Brak dedykowanych kart technologicznych do weryfikacji ewentualnych uszkodzeń spowodowanych nietypowymi zdarzeniami jednorazowymi takimi jak uderzenie holownika w dyszel podłączony do samolotu.

4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

4.1. Zalecenia doraźne i działania profilaktyczne

Na wstępnym etapie badania Komisja przeprowadziła z operatorem konsultacje dotyczące wprowadzenia zaleceń doraźnych. W związku z powyższym operator w odniesieniu do całej floty Q400 podjął następujące działania:

- skrócił interwał odczytywania i analizy danych z rejestratora QAR z 50 FH do 25 FH;
- przeprowadził analizę danych zgromadzonych w FDM w zakresie kolejności zadziałania sensorów WOW za okres jednego roku poprzedzającego zdarzenie;
- wprowadził monitorowanie lądowań z odwrotną kolejnością zadziałania sensorów WOW;
- wykonał jednorazowe sprawdzenie śruby sworzniowej P/N 47310-101 i jej gniazda na poziomie SDI.

4.2. Zalecenia dotyczące bezpieczeństwa

4.2.1. Z-1/67/18

Badanie zaistniałego zdarzenia oraz analiza wcześniejszych zdarzeń z udziałem samolotów Bombardier DHC-8-402 wykazały, że nadmierne luzy w układzie kinematycznym NLG skutkują brakiem możliwości jego schowania lub wypuszczenia.

Luzy te powstają w procesie normalnej eksploatacji, jednakże ich zwiększeniu sprzyjają nadmierne obciążenia, korozja oraz zdarzenia jednorazowe. TBO dla NLG wynosi 30 000 CY lub 14 lat i w tym okresie luzy te nie są mierzone.

W związku z powyższym, PKBWL zaleca:

Bombardier Incorporation w porozumieniu z Transport Canada podjęcie działań w celu opracowania i wdrożenia systemu monitorowania stanu technicznego układu kinematycznego NLG w okresie TBO w celu zapewnienia wykrycia nadmiernych luzów na wczesnym etapie, co umożliwi podjęcie działań korygujących.

4.2.2. Z-2/67/18

Podczas badania ujawniono, że oprócz przypadków twardych lądowań monitorowanych przez FDM, mają miejsce także inne, które mogą powodować bardzo poważne skutki, a nie podlegają analizie. Dotyczy to zadziałania sensorów WOW NLG przed MLG przy ujemnym kącie pochylenia podczas przyziemienia, co świadczy o lądowaniu mogącym prowadzić do nadmiernego obciążenia NLG.

W związku z powyższym, PKBWL zaleca:

Bombardier Incorporation w porozumieniu z Transport Canada rozważyć zasadność wprowadzenia obowiązku monitorowania lądowań innych niż twarde lądowania, podczas których sensory WOW sygnalizują obciążenie kół NLG wcześniej niż MLG, określając procedurę ich wykrywania oraz niezbędnych sprawdzeń po ich zaistnieniu.

4.2.3. Z-3/67/18

Podczas badania ujawniono, że miesiąc wcześniej podczas przygotowania do operacji wypychania samolotu holownik uderzył ze znaczną siłą w dyszel podczepiony do NLG. W opinii Komisji mogło to przyczynić się do powstania lub zwiększenia luzów w układzie NLG.

Ponieważ przypadek taki może dotyczyć także innych samolotów oraz biorąc pod uwagę to, że producent nie przewidział dedykowanego sprawdzenia w takim przypadku, PKBWL zaleca:

Bombardier Incorporation w porozumieniu z Transport Canada rozważyć zasadność opracowania dedykowanej procedury sprawdzenia układu kinematycznego NLG po wystąpieniu nienormalnych sił działających wzdłuż osi podłużnej samolotu, np. po uderzeniu holownika w dyszel podczepiony do samolotu.

5. ZAŁĄCZNIKI

Brak

KONIEC

Kierujący zespołem badawczym

podpis na oryginale