

PAŃSTWOWA KOMISJA BADANIA WYPADKÓW LOTNICZYCH



RAPORT KOŃCOWY

WYPADEK

zdarzenie nr: 2140/15

statek powietrzny:

samolot Liberty XL-2; SP-ATA

04 października 2015 r., lądowisko Sobienie [EPSJ]

Raport jest dokumentem prezentującym stanowisko Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych dotyczące okoliczności zdarzenia lotniczego, jego przyczyn i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa, które zostało sporządzone na podstawie informacji znanych w dniu jego sporządzenia. Proces badania zdarzenia lotniczego nie może być traktowany jako ostatecznie zakończony. Badanie może zostać wznowione w razie ujawnienia nowych informacji lub zastosowania nowych technik badawczych, które mogą mieć wpływ na inne, niż zawarte w raporcie, sformułowanie przyczyn, okoliczności i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa. Badanie zdarzeń lotniczych przeprowadzone jest jedynie w celach profilaktycznych w oparciu o obowiązujące przepisy prawa międzynarodowego, Unii Europejskiej i krajowego. Badanie zostało przeprowadzone bez konieczności stosowania prawnej procedury dowodowej, obowiązującej w postępowaniach innych organów zobowiązanych do podejmowania działań w związku z zaistnieniem zdarzenia lotniczego. Komisja nie orzeka co do winy i odpowiedzialności. Sformułowania zawarte w raporcie, w związku z art. 5 ust. 5 rozporządzenia Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) nr 996/2010 w sprawie badania wypadków i incydentów w lotnictwie cywilnym oraz zapobiegania im [...] oraz art. 134 ustawy - Prawo lotnicze, nie mogą być traktowane jako wskazanie winnych lub odpowiedzialnych za zaistniałe zdarzenie. W związku z powyższym wszelkie formy wykorzystania raportu do celów innych niż zapobieganie wypadkom i incydentom lotniczym, może prowadzić do błędnych wniosków i interpretacji. Raport został sporządzony w języku polskim. Inne wersje językowe mogą być przygotowywane jedynie w celach informacyjnych.

Warszawa 2016

SPIS TREŚCI

Informacje ogólne	3
Streszczenie	3
1. INFORMACJE FAKTYCZNE.....	5
1.1. Historia lotu.....	5
1.2. Obrażenia osób	6
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego	6
1.4. Inne uszkodzenia.	7
1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze).	8
1.6. Informacje o statku powietrznym.....	8
1.7. Informacje meteorologiczne.....	10
1.8. Pomoce nawigacyjne.....	10
1.9. Łączność	11
1.10. Informacje o miejscu zdarzenia.....	11
1.11. Rejestratory pokładowe.....	12
1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu.....	13
1.13. Informacje medyczne i patologiczne.....	13
1.14. Pożar.....	13
1.15. Czynniki przeżycia.....	13
1.16. Badania i ekspertyzy.....	13
1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej.	14
1.18. Informacje uzupełniające.....	14
1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań.....	14
2. ANALIZA.....	14
2.1. Poziom wyszkolenia.....	14
2.2. Przebieg użytkowania samolotu.....	14
2.3. Analizy techniczne	15
2.3.1. Otwarcie lewych drzwi kabiny.....	15
2.3.2. Złamanie przedniego podwozia.....	17
2.3.3. Podsumowanie.....	21
3. WNIOSKI KOŃCOWE.....	22
3.1. Ustalenia Komisji	22
3.2. Przyczyny wypadku.....	24
4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA	24
5. ZAŁĄCZNIKI	24

INFORMACJE OGÓLNE

Numer ewidencyjny zdarzenia:	2140/15			
Rodzaj zdarzenia:	WYPADEK			
Data zdarzenia:	04 października 2015 r., godz. 15:40 UTC			
Miejsce zdarzenia:	Lądowisko Sobienie [EPSJ]			
Rodzaj, typ statku powietrznego:	Samolot Liberty XL-2			
Użytkownik / Operator SP:	Prywatny			
Dowódca SP:	Pilot samolotowy z licencją PPL(A)			
Liczba ofiar / rodzaj obrażeń:	<i>Śmiertelne</i>	<i>Poważne</i>	<i>Lekkie</i>	<i>Bez obrażeń</i>
	-	-	-	1
Nadzorujący badanie:	Tomasz Makowski			
Podmiot badający:	PKBWL			
Skład zespołu badawczego:	T.Makowski, J.Kędzierski, R.Rutkowski			
Forma dokumentu zawierającego wyniki:	RAPORT KOŃCOWY			
Zalecenia:	NIE			
Adresat zaleceń:	NIE DOTYCZY			
Data zakończenia badania:	03.03.2016 r.			

STRESZCZENIE

Dnia 04 października 2015 r. pilot z pasażerem przebazował samolot z lądowiska Konstancin na lądowisko Sobienie. Po opuszczeniu samolotu przez pasażera pilot o godz. 15:35 (UTC) wystartował na kierunku 275°. Podczas startu po oderwaniu otworzyły się lewe drzwi kabiny, które pilot przez pewien czas przytrzymał, kierując jednocześnie samolot na krąg w prawo do lądowania. Z powodu trudności z przytrzymaniem drzwi i koniecznością użycia obu rąk do sterowania samolotem pilot przestał je przytrzymywać, wskutek czego otworzyły się one gwałtownie, uderzeniowo obciążając swe wsporniki – sprężyny gazowe. Uderzenie to spowodowało odłamanie się ich dolnej części i zniszczenie oszklenia. Odłamana część drzwi spadła na teren niezamieszkaną zalesioną. Podczas lądowania, po prawidłowym przyziemieniu samolot został w trakcie dobiegu lekko zniesiony wiatrem ku prawej krawędzi drogi startowej. Po przyziemieniu koła przedniego nastąpiło złamanie goleni przedniego podwozia, jej zarycie w ziemi i skapotowanie samolotu. Pilot odniósł drobne obrażenia (zadrapanie) i opuścił samolot o własnych siłach. Lot trwał ok. 5 minut.

Badanie zdarzenia przeprowadził zespół badawczy PKBWL w składzie:

inż. Tomasz Makowski - kierujący zespołem,
mgr inż. pil. dośw. Jerzy Kędziński - członek zespołu,
mgr inż. instr. pil. Ryszard Rutkowski - członek zespołu.

Przyczyny otwarcia lewych drzwi kabiny w trakcie rozbiegu a następnie ich wyłamania i częściowego odpadnięcia od samolotu po starcie nie udało się ustalić ze względu na nie odnalezienie fragmentu drzwi z zamkiem.

Przyczyną złamania goleni przedniego podwozia podczas dobiegu było jej niskocykliczne zmęczeniowe pęknięcie w miejscu konstrukcyjnego karbu, zapoczątkowane przez lokalne przekroczenie obciążeń w wyniku lądowań na nierównych nawierzchniach lub nakolowania na przeszkodę w trakcie poprzednich lotów.

Okolicznością sprzyjającą zaistnieniu wypadku była nieutwardzona i nierówna nawierzchnia drogi startowej lądowiska.

PKBWL po zakończeniu badania nie formułowała zaleceń dotyczących bezpieczeństwa.

1. INFORMACJE FAKTYCZNE.

1.1. Historia lotu.

Dnia 04 października 2015 r. pilot z pasażerem przebazował samolot z lądowiska Konstancin na lądowisko Sobienie. Po opuszczeniu samolotu przez pasażera, zamknięciu i zabezpieczeniu prawych drzwi oraz spięciu prawych pasów bezpieczeństwa na fotelu pilot o godz. 15:35 (UTC) (czas UTC = czas LMT + 2 godz.) bez wysiadania z kabiny, bez otwierania lewych drzwi i nie rozpinając swoich pasów bezpieczeństwa wystartował na kierunku 275°. Po osiągnięciu prędkości oderwania otworzyły się drzwi kabiny po lewej stronie. Ze względu na przebycie znacznego odcinka drogi startowej pilot zdecydował się kontynuować start, oceniając, iż bezpieczne lądowanie nie będzie możliwe. Wznoszenie samolotu było pogorszone ze względu na otwarte drzwi, które pilot przez pewien czas przytrzymywał za uchwyt z taśmy, kierując jednocześnie samolot na krąg w prawo do lądowania, cały czas z wypuszczonymi klapami. Po osiągnięciu wysokości lotu 700-800 stóp (210-240 m) AMSL i zmniejszeniu prędkości pilot bezskutecznie próbował zamknąć drzwi. Z powodu trudności z przytrzymywaniem drzwi i koniecznością użycia obu rąk do sterowania samolotem (przestawienia trymera) pilot przestał je przytrzymywać, wskutek czego otworzyły się one gwałtownie, uderzeniowo obciążając swe wsporniki – sprężyny gazowe. Uderzenie to spowodowało odłamanie się ich dolnej części i zniszczenie oszklenia. Odłamana część drzwi spadła na teren niezamieszkały zalesiony – pilot nie był w stanie dokładnie określić miejsca jej upadku. Pilot dopiero po tym mógł wytrzymać samolot i schować klapy. Samolot pozbawiony drzwi można było normalnie pilotować, jednak przy zalecanej prędkości podejścia 60 kts zachowywał się niestabilnie. Pilot zdecydował się na zwiększenie prędkości podejścia do 80 kts, przy której lot przebiegał stabilnie. Podczas lądowania, po wypuszczeniu klap, prawidłowym wyrównaniu, przedłużonym wytrzymaniu (charakterystycznym dla tego typu samolotu) i przyziemieniu na koła główne z całkowicie ściągniętym „na siebie” drążkiem samolot silnie podskakiwał na nierównościach schodząc jednocześnie z kierunku w prawo, spychany wiejącym południowym wiatrem, czemu pilot starał się przeciwdziałać sterem kierunku, a następnie hamulcem koła lewego podwozia głównego. Po zniesieniu praktycznie na prawą krawędź drogi startowej, wytraceniu prędkości i przyziemieniu koła przedniego nastąpiło złamanie goleni przedniego podwozia tuż pod kołnierzem oporowym górnego łożyska widelca koła, zarycie złamanej goleni w ziemi i skapotowanie samolotu po kilkumetrowym „dobiegu” na ryjacej w ziemi bruzdę złamanej goleni. Pilot odniósł tylko drobne obrażenia (zadrapanie), po wyłączeniu systemów pokładowych, instalacji elektrycznej i zamknięciu zaworu paliwowego opuścił samolot o własnych siłach. Lot trwał ok. 5 minut.

1.2. Obrażenia osób

Obrażenia ciała	Załoga	Pasażerowie	Inne osoby
Śmiertelne	-	-	-
Poważne	-	-	-
Nieznaczne (nie było)	1	-	-

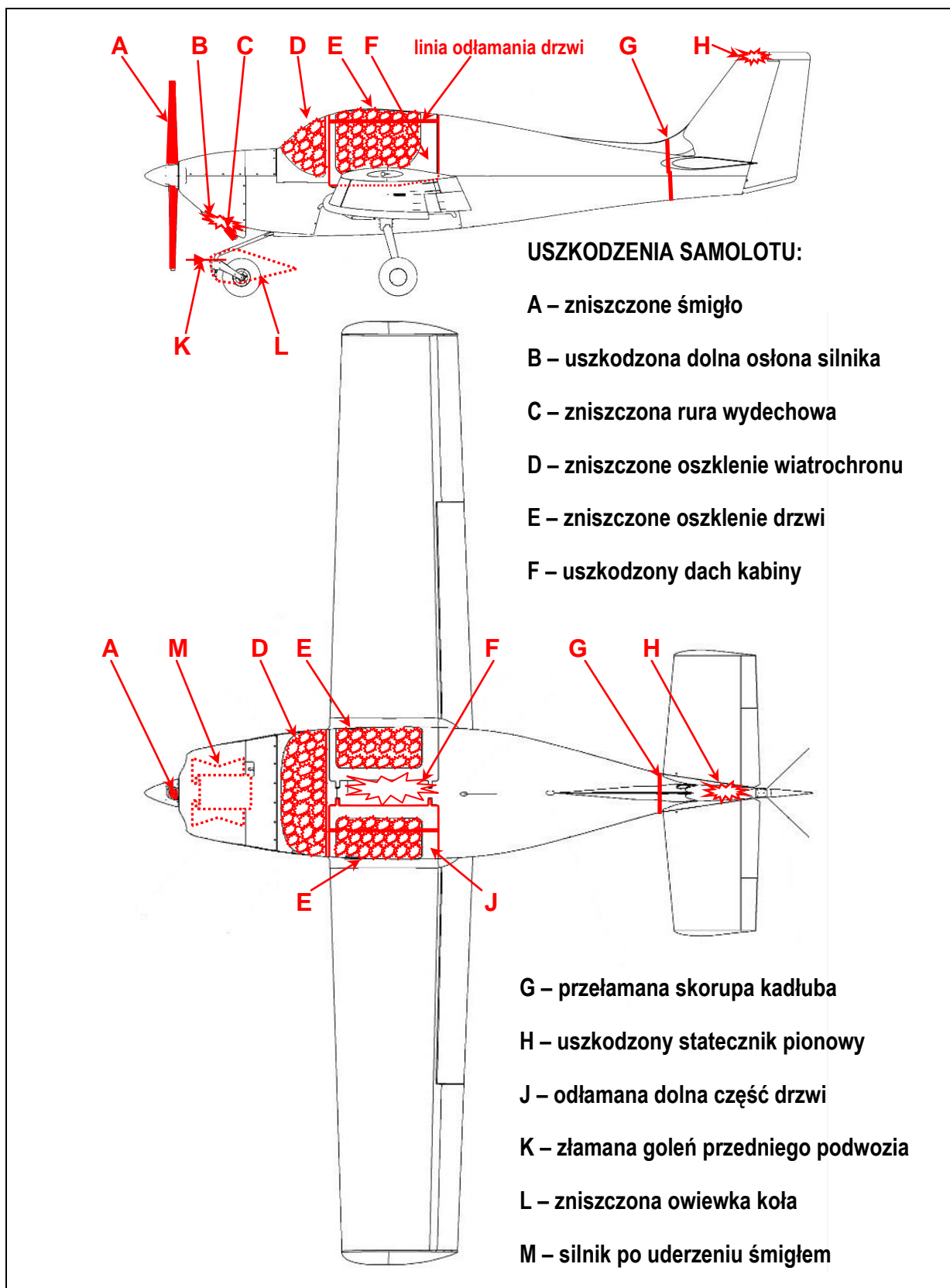
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego

Samolot w wyniku otwarcia tuż po starcie i wyłamania podczas lotu lewych drzwi kabiny oraz złamania goleni przedniego podwozia w trakcie dobiegu po wylądowaniu i skapotowania został poważnie uszkodzony, uszkodzenia objęły przednią część kadłuba (zniszczone podwozie przednie, owiewka przedniego koła, śmigło, rura wydechowa, lewe drzwi kabiny i oszklenie drzwi prawych oraz oszklenie wiatrochronu; uszkodzone osłony silnika i dach kabiny) a także tył kadłuba (złamanie skorupy kadłuba w części ogonowej, powodujące odłamanie całego usterzenia, uszkodzona końcówka usterzenia pionowego). Silnik samolotu po gwałtownym zatrzymaniu (uderzeniu śmigłem) kwalifikuje się do przeglądu specjalnego. Samolot zanieczyszczony ziemią i pianą gaśniczą.



1 – Ogólny widok samolotu na miejscu wypadku.

Stan samolotu po wypadku pokazano szczegółowo na zdjęciach w Albumie ilustracji – załącznik nr 1 do raportu.



2 – Uszkodzenia samolotu.

1.4. Inne uszkodzenia.

Nie było.

1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze).

Dowódca statku powietrznego, pilot z licencją PPL(A) od 2008 r. i uprawnieniami SEP(L), ważnymi do 30.11.2016 r.; Orzeczenie lotniczo-lekarskie kl.2 (ważność do 27.07.2016 r.), LAPL (ważność do 27.07.2017 r.), z ograniczeniami VNL; Świadectwo operatora w służbie radiokomunikacyjnej lotniczej wyd. 22.10.2008 r. Doświadczenie lotnicze pilota – ok.270 godz. nalotu na różnych typach statków powietrznych (Cessna 150/152, Cessna 172, Aero AT-3/AT-4, Piper PA-28 Cherokee Arrow, Diamond DA-20 Katana, Zlin Z-142, Liberty XL-2). Pilot wg jego oświadczenia przed lotem był wypoczęty.

Ostatnich 10 lotów pilota przed wypadkiem:

Lp	Data	Trasa	Czas lotu [godz:min]	Typ samolotu
1	03.08.2015	Konstancin – Zamość [EPZA]	1:18	Aero AT-3
2	05.09.2015	Konstancin - Konstancin	0:46	Liberty XL-2
3	13.09.2015	Konstancin - Sobienie [EPSJ]	0:30	Liberty XL-2
4	13.09.2015	Sobienie [EPSJ] - Sobienie [EPSJ]	0:18	Liberty XL-2
5	13.09.2015	Sobienie [EPSJ] - Sobienie [EPSJ]	0:20	Liberty XL-2
6	13.09.2015	Sobienie [EPSJ] - Konstancin	0:27	Liberty XL-2
7	27.09.2015	Konstancin - Sobienie [EPSJ]	0:18	Liberty XL-2
8	27.09.2015	Sobienie [EPSJ] - Sobienie [EPSJ]	0:15	Liberty XL-2
9	27.09.2015	Sobienie [EPSJ] - Konstancin	0:55	Liberty XL-2
10	04.10.2015	Konstancin - Sobienie [EPSJ]	0:08	Liberty XL-2

1.6. Informacje o statku powietrznym.

Samolot Liberty XL-2: dwumiejscowy, jednosilnikowy wolnonośny dolnopłat ze stałym sprężystym podwoziem z kółkiem przednim, certyfikowany w USA w kategorii LSA (certyfikat typu FAA nr A00008DE). Konstrukcja kadłuba skorupowa kompozytowa, z rozbudowanymi kratownicowymi wzmocnieniami metalowymi w części przedniej. Skrzydła dwudzielne o obrysie trapezowym, o konstrukcji metalowej półskorupowej, jednodźwigarowe z dźwigarkiem pomocniczym tylnym, wyposażone w trójpołożeniowe klapy i lotki. Usterzenie poziome płytowe z klapką wyważającą. Sterownice (drażki i pedały) w kabinie zdwojone. Układy sterowania płatowcem popychaczowe, klapy i klapka wyważająca usterzenia poziomego wychylane elektromechanicznie. Kabina z miejscami obok siebie, drzwi unoszone do góry na boki. Zbiornik paliwa o pojemności 106 l umieszczony w kadłubie za fotelami załogi.

Rok bud.	Producent	nr fabr.	znaki rozp.	nr rejestru	data rejestru
2008	Liberty Aerospace Inc, Melbourne, Florida, USA	0109	SP-ATA	4459	24.08.2010

Świadectwo zdatności do lotu wydane przez ULC dnia:	11.08.2010 r.
Poświadczenie Przeglądu Zdadności do Lotu LTT/15/075 wydane dnia:	12.06.2015 r.
Świadectwo Zdadności w Zakresie Hałasu HL-10/10/1 wydane dnia:	05.07.2010 r.
Nalot płatowca od początku eksploatacji	423 godz. 14 min. *)
Nalot płatowca od początku eksploatacji jako SP-ATA	198 godz. 14 min. *)
Liczba lotów od początku eksploatacji jako SP-ATA	270 *)
Nalot płatowca od ostatniej obsługi (po 100 godz.)	41 godz. 37 min. *)
Data wykonania ostatniej obsługi (po 100 godz.)	12.11.2014 r.
Ubezpieczenie lotnicze OC ważne do:	26.07.2016 r.

Silnik: Teledyne Continental IOF-240-B, 4-cylindrowy, 4-suwowy, wtryskowy, w układzie „bokser”, z podwójnym układem zapłonowym, bezreduktorowy, chłodzony powietrzem. Pojemność skokowa 3930 cm³. Stopień sprężania 8,5:1. Moc startowa 125 KM/2800 obr/min. Paliwo: benzyna lotnicza 100/100LL. Olej: 10W-30, 15W-50, 20W-50 (przy temperaturze poniżej 40°F), 15W-50, 20W-50, 20W-60 (przy temperaturze powyżej 40°F). Układ sterowania zespołem napędowym FADEC.

Rok produkcji	Producent	nr fabryczny
2008	Teledyne Continental, Mobile, Alabama, USA	400178

Maks. moc startowa	125 KM
Czas pracy silnika od początku eksploatacji	423 godz. 14 min. *)
Czas pracy silnika od ostatniej naprawy głównej	nie dotyczy
Data wykonania ostatniej obsługi (po 50 godz.)	20.10.2014 r.

Śmigło: MT Propeller MT175R127-2Ca, drewniane 2-łopatowe o stałym skoku.

Rok produkcji	Producent	nr fabryczny
2010	MT Propeller Entwicklung GmbH, Atting, Germany	08005

Czas pracy od początku eksploatacji	242 godz. 43 min. *)
Czas pracy od ostatniej naprawy głównej	199 godz. 43 min. *)
Data wykonania ostatnich czynności okresowych (po 1. roku użytkowania)	05.09.2011 r.

*) Bez lotu zakończonego wypadkiem.

Obsługi statku powietrznego wykonywane według indywidualnego Programu Obsługi Technicznej z dn. 10.06.2015 r., zatwierdzonego przez ULC 11.08.2015 r., wydanego dla firmy Motor Energy Krzysztof Bień (ul.Fasolowa 43a, 02-482 Warszawa).

Stan MP i S przed lotem (szacunkowo):

Paliwo:	80 l
Olej:	5,5 l

Masa startowa samolotu:

Samolot pusty (wg protokołu ważenia)	543 kg
Pilot	65 kg
Paliwo (~80 l)	58 kg
Olej (~5,5 l)	4 kg
Masa startowa całkowita	670 kg
Masa startowa maksymalna dopuszczalna	794 kg

Masa startowa samolotu oraz położenie środka jego ciężkości (przy załadunku 1 pilot + paliwo + olej) mieściły się w zakresie ograniczeń podanych w jego Instrukcji Użytkowania w Locie.

1.7. Informacje meteorologiczne.

Lot odbywał się w warunkach VMC, przy oświetleniu dziennym. Poniżej dostępne w dniu wypadku dane meteorologiczne.

Metary z dnia 04.10.2015 Warszawa Okęcie z godzin 17:00, 17:30 i 18:00 LMT

METAR EPWA 101500Z 10009KT CAVOK 09/M05 Q1025 NOSIG

METAR EPWA 101530Z 08008KT CAVOK 08/M05 Q1025 NOSIG

METAR EPWA 101600Z 09008KT CAVOK 07/M05 Q1025 NOSIG

Na podstawie powyższych informacji i obserwacji własnych Komisja stwierdza, że **warunki atmosferyczne nie miały wpływu na zaistnienie zdarzenia, jednak lekki boczny wiatr stanowił utrudnienie podczas lądowania ze zwiększoną prędkością.**

1.8. Pomoce nawigacyjne.

Nie dotyczy.

1.9. Łączność

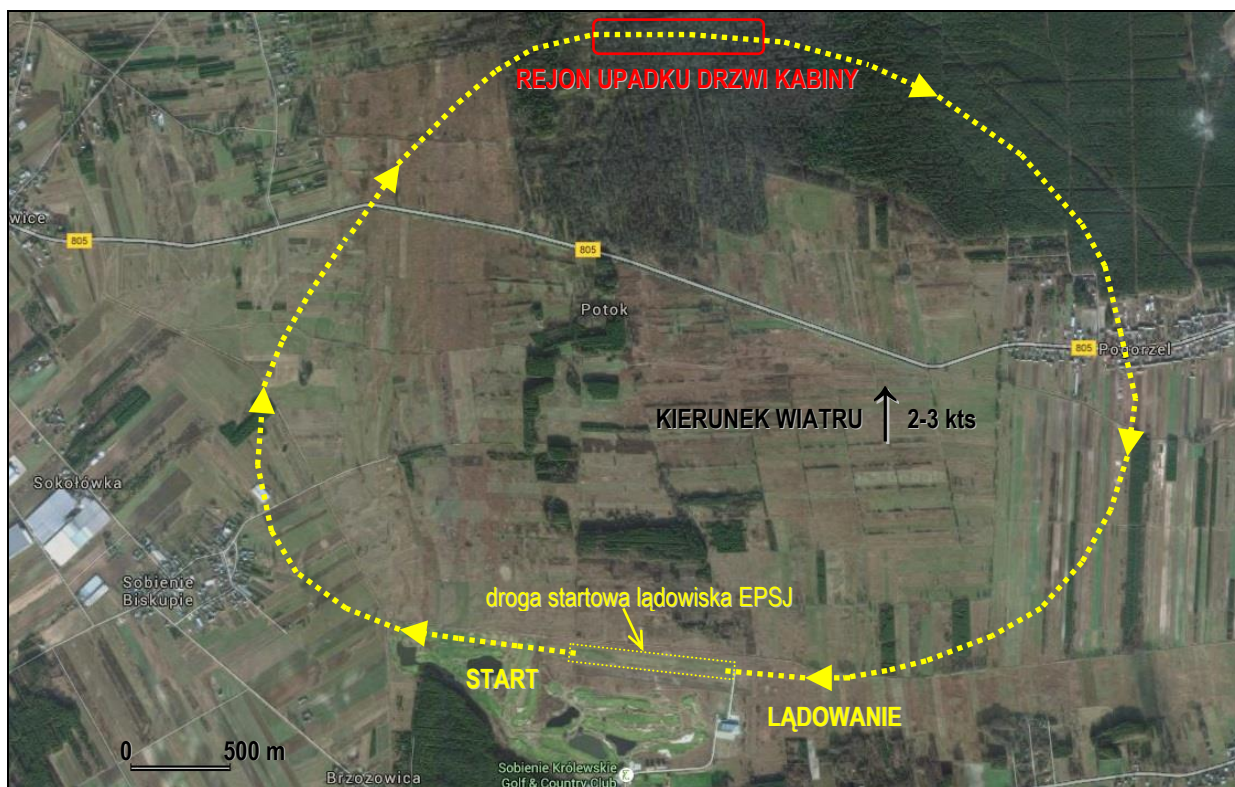
Samolot był wyposażony w dwie radiostacje pokładowe GARMIN GNS-430, transponder GARMIN GTX 330 oraz nadajnik ratunkowy (ELT) ARTEX ME 406. Pozwolenie radiowe na wszystkie te urządzenia, wydane przez Urząd Komunikacji Elektronicznej, ważne do 02.02.2020 r.

1.10. Informacje o miejscu zdarzenia

Rejon lądowiska i lądowisko Sobienie [EPSJ]; N51°57'11.96"/E021°21'08.74", elewacja 95 m AMSL (miejsce zatrzymania samolotu).

Nawierzchnia lądowiska trawiasta, z nierównościami, zwłaszcza przy bocznych skrajach drogi startowej.

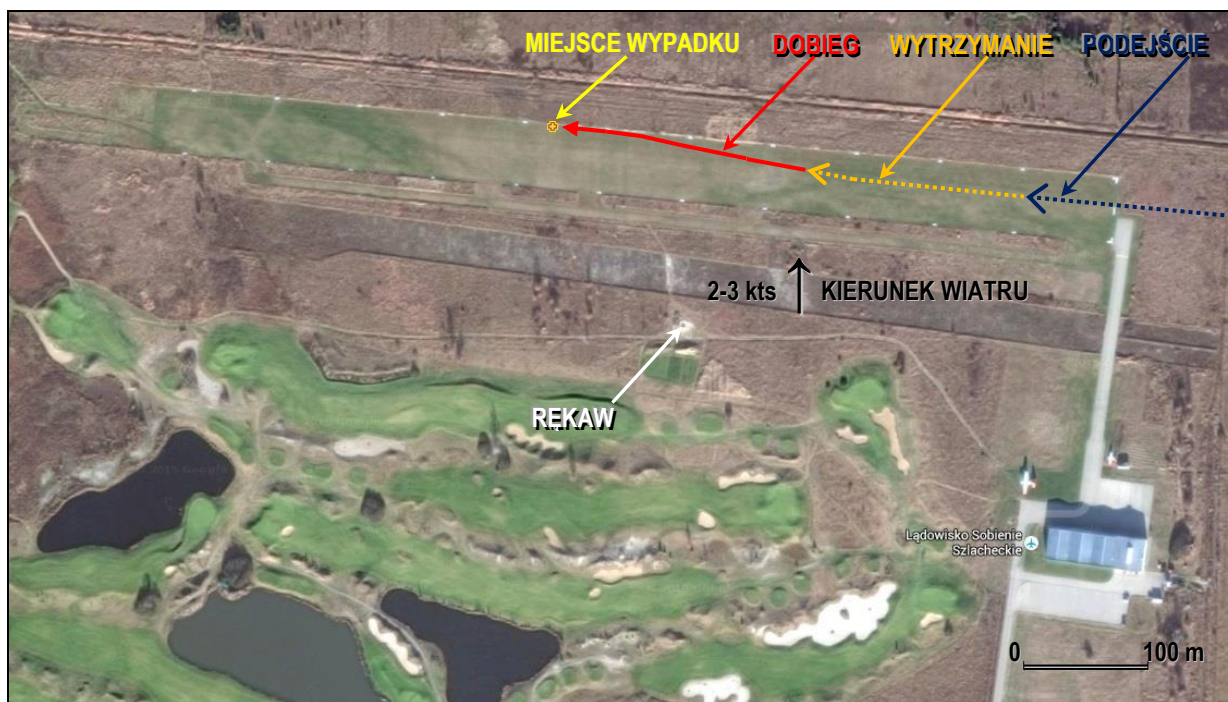
Miejscem otwarcia lewych drzwi kabiny był początek trajektorii wznoszenia po starcie z drogi startowej w kierunku zachodnim; odłamanie i odpadnięcie drzwi nastąpiło podczas lotu nad terenem leśnym ok. 3000-3500 m na północ od lądowiska.



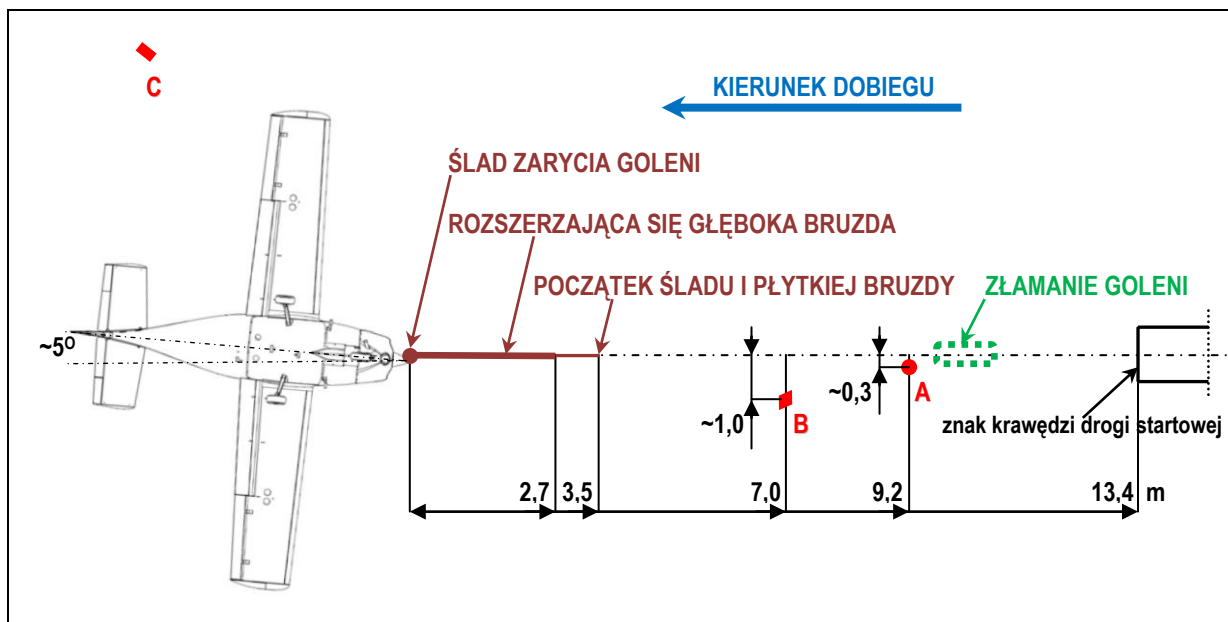
3 – Okolice miejsca zdarzeń z zaznaczonym orientacyjnie torem lotu samolotu [google].

Miejscem złamania podwozia przedniego i skapotowania samolotu podczas dobiegu był prawy skraj drogi startowej w kierunku zachodnim w odległości ok. 460 m od jej wschodniego progu (współrzędne geograficzne podane powyżej).

Na ilustracjach [3] powyżej oraz [4] i [5] poniżej pokazano miejsca zdarzeń oraz zilustrowano przebieg krytycznego lądowania, ustalony na podstawie relacji pilota i analizy śladów wypadku.



4 – Lądowisko Sobienie [EPSJ] z zaznaczonymi elementami sytuacyjnymi wypadku [google].



5 – Szkic miejsca wypadku z wymiarami:

- A – odłamana końcówka goleni przedniego podwozia ,
- B – widelec przedniego podwozia z kołem i owiewką,
- C – odłamek łopaty śmigła.

1.11. Rejestratory pokładowe.

Samolot nie był wyposażony w urządzenia rejestrujące parametry lotu.

1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu.

Lewe drzwi kabiny uległy otwarciu tuż po starcie i pilot nie był w stanie ich zamknąć ani utrzymać przy powierzchni kadłuba. Po krótkim czasie nie mógł ich trzymać ze względu na konieczność użycia obu rąk do sterowania samolotem, wskutek niekontrolowanego otwarcia i uderzenia o wsporniki – sprężyny gazowe złamały się one nieco poniżej osi zawiasów, a ich odłamana dolna część spadła na bezludny teren zalesiony położony na północ od drogi startowej lądowiska. Część ta do chwili wydania niniejszego raportu nie została odnaleziona. Żadna inna część samolotu nie oddzieliła się od niego przed przyziemieniem.

1.13. Informacje medyczne i patologiczne.

Nie dotyczy.

1.14. Pożar.

Nie było.

1.15. Czynniki przeżycia.

Wyłamanie i odpadnięcie dużego fragmentu lewych drzwi kabiny nie stworzyło praktycznie zagrożenia dla pilota, lecz mogło stworzyć zagrożenie dla osób na ziemi, jednak odpadnięcie nastąpiło nad terenem leśnym, gdzie nikt nie przebywał. Złamanie podwozia przedniego podczas dobiegu po wylądowaniu i skapotowanie samolotu stworzyło umiarkowane zagrożenie dla pilota. Prędkość samolotu w chwili skapotowania była już zredukowana, a pilot był prawidłowo przypięty pasami bezpieczeństwa. Wyłamanie lewych drzwi podczas lotu, poprzedzające wypadek, było czynnikiem ułatwiającym opuszczenie kabiny. Zagrożeniem możliwym do uniknięcia był kontakt z ostrymi odłamkami oszklenia.

1.16. Badania i ekspertyzy.

Przeprowadzono na miejscu zdarzeń oględziny samolotu, jego uszkodzeń oraz badanie stanu elementów przedniego podwozia i elementów zamka lewych drzwi kabiny w kadłubie samolotu. Oględziny udokumentowano fotograficznie.

Zespół badawczy pobrał części złamanej goleni przedniego podwozia do dalszych badań, które zostały wykonane w laboratoriach Instytutu Nauki o Materiałach Wydziału Inżynierii Materiałowej i Metalurgii Politechniki Śląskiej w Katowicach. Treść wyników tych badań została przytoczona w niniejszym raporcie w p. 2.3.2. *Złamanie przedniego podwozia.*

1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej.

O zaistniałym wypadku powiadomiona została Straż Pożarna, która po przybyciu na miejsce wypadku zapobiegawczo pokryła samolot pianą. Państwową Komisję Badania Wypadków Lotniczych powiadomił telefonicznie w dniu zdarzenia pilot samolotu. Powiadomiona została również Policja (KPP Otwock), której patrol przybył na miejsce zdarzenia dn. 04 października 2015 r. ok. godz. 18:00 (LMT). Policja przesłuchała pilota i pasażera z poprzedniego lotu oraz wykonała badanie pilota na zawartość alkoholu w wydychanym powietrzu – wynik 0,00‰. Przedstawiciele Policji byli również na miejscu zdarzenia w dniu 05 października 2015 r. i współpracowali z Zespołem badawczym PKBWL. Zespół badawczy PKBWL przybył na miejsce zdarzenia w dniu 05 października 2015 r. w godzinach porannych, przeprowadził oględziny samolotu, udokumentował ślady wypadku i stan samolotu oraz odebrał informacje i wyjaśnienia od pilota samolotu. Zespół badawczy po pobraniu części złamanej goleni podwozia do dalszych badań zwolnił samolot ze swej dyspozycji. KPP w Otwocku w ramach prowadzonych przez siebie czynności wdrożyła poszukiwanie fragmentu drzwi, który odpadł od samolotu. Poszukiwania te do dnia wydania raportu nie dały pozytywnego wyniku.

1.18. Informacje uzupełniające.

Zgodnie z §15 Rozporządzenia Ministra Transportu z dnia 18 stycznia 2007 roku (Dz.U. 35 poz. 225) pilota powiadomiono o możliwości zapoznania się z projektem raportu końcowego. Pilot wniósł do treści raportu uwagi, które w całości uwzględniono.

1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań.

Stosowano standardowe metody badań.

2. ANALIZA

2.1. Poziom wyszkolenia

Kwalifikacje, poziom wyszkolenia oraz doświadczenie pilota były wystarczające i nie wzbudziły żadnych zastrzeżeń zespołu badawczego. Decyzje podejmowane przez pilota w trakcie zdarzenia Zespół badawczy ocenia jako prawidłowe.

2.2. Przebieg użytkowania samolotu

Samolot Liberty XL-2 nr fabr. 0109 SP-ATA został zakupiony jako używany w roku 2010 i zarejestrowany 24.08.2010 r. przy nalocie całkowitym 225 godzin. W następnych latach był użytkowany z różną intensywnością przez różnych pilotów, najczęściej na

lotniskach i lądowiskach w okolicy Warszawy. Do chwili wypadku w dniu 04.10.2015 r. samolot wylatał łącznie 423 godz. 14 min., tj. 198 godz. 14 min. od daty pierwszego lotu po zakupie (02.08.2010 r.). W czasie tych 198 godz. 14 min. w ciągu 62 miesięcy eksploatacji samolot wykonał łącznie 270 cykli lotu (nie licząc ostatniego zakończony wypadkiem), nie była to więc eksploatacja intensywna. W tym okresie samolot był obsługiwany przez różne podmioty: 26.10.2010 r. pierwsze w Polsce prace obsługowe i wymagane modyfikacje wykonał licencjonowany mechanik stale zatrudniony w zatwierdzonej organizacji obsługowej PART45, kolejne prace obsługowe w dniach 05.09.2011 r, 20.10.2014 r. i 12.11.2014 r. wykonane zostały przez tę samą zatwierdzoną organizację obsługową PART45. W dniu 10.06.2015 r. zatwierdzony został przez ULC indywidualny Program Obsługi Technicznej (na podstawie M.A.302(b) załącznika 1 do rozporządzenia Komisji (WE) 2042/2003), opracowany przez firmę Motor Energy Krzysztof Bień, umożliwiający częściową obsługę samolotu przez pilota-właściciela.

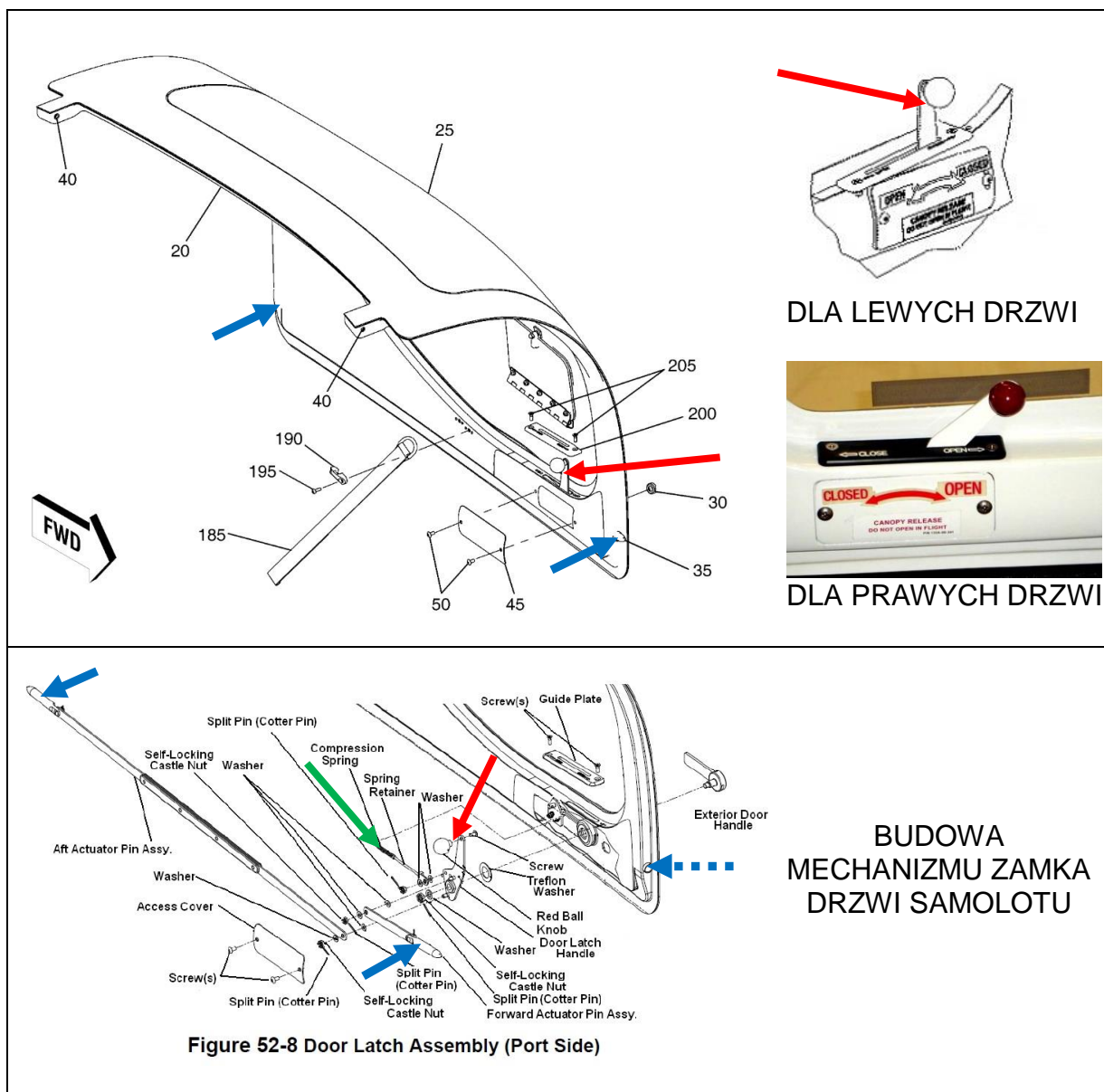
2.3. Analizy techniczne

2.3.1. Otwarcie lewych drzwi kabiny

Ilustracje [6], [7] i [8] poniżej pokazują lewe drzwi kabiny oraz usytuowanie, konstrukcję i oznakowanie ich zamka z wewnętrzną dźwignią zakończoną gałką. Niezauważone przez pilota przesunięcie tej dźwigni do tyłu podczas wykonywania czynności w kabinie prowadzić może do odblokowania zamka i w następstwie tego do otwarcia drzwi, jest jednak bardzo mało prawdopodobne ze względu na jej usytuowanie.

Siły aerodynamiczne oddziałujące na drzwi podczas lotu i powodujące odsysanie ich od kadłuba są wystarczająco duże, aby pilot nie był w stanie długo utrzymać drzwi na miejscu, trzymając za dźwignię blokowania zamka lub uchwyt z taśmy, zaangażowanie do tego celu lewej ręki uniemożliwia przy tym w pełni skuteczne sterowanie samolotem, wykluczając wykonywanie niektórych czynności.

Mechanizmy zamka drzwi są wmontowane w dolną część ich ramy – p. ilustracje [6] i [7]. Ich przeznaczeniem jest wysuwanie z ramy drzwi sworzni zamkowych za pośrednictwem dźwigni blokowania. Sworznie te, wchodząc w odpowiednie otwory na obramowaniu drzwi w kadłubie, blokują drzwi w położeniu zamkniętym. Nie wysunięcie sworzni lub ich wysunięcie w nieprawidłowym względem obramowania położeniu drzwi (np. niedomknięcie drzwi przed podjęciem ich zablokowania, przekoszenie drzwi) skutkuje brakiem zablokowania lub niepewnym zablokowaniem drzwi i możliwością ich otwarcia.



6 – Umieszczenie i budowa mechanizmu zamka lewych drzwi kabiny. Czerwoną strzałką zaznaczona wewnętrzna dźwignia blokowania (zamykania i otwierania drzwi), niebieskimi – wysuwane z ramy drzwi sworznie zamkowe, zieloną – sprężynę mechanizmu zamkowego. Ilustracje zaczerpnięte z katalogu części i instrukcji obsługi technicznej samolotu.



7, 8 – Widok od strony wewnętrznej na dolną krawędź lewych drzwi z dźwignią blokowania zamka. Zaznaczone tylne położenie gałki dźwigni dla zamka otwartego [OTW] i przednie dla zamkniętego [ZAM]. Strzałki niebieskie – sworznie zamkowe.

Innym czynnikiem utrudniającym bądź uniemożliwiającym prawidłowe zablokowanie drzwi jest przedostanie się ciała obcego (np. tkaniny, folii) między sworzni zamkowej a otwór w obramowaniu drzwi w kadłubie – jest to łatwe do zauważenia w przypadku przednich

sworzni blokujących, znajdujących się w polu widzenia pilota, natomiast praktycznie niemożliwe w przypadku sworzni tylnych, pozostających poza polem widzenia pilota i zasłoniętych tylną krawędzią usztywnienia drzwi.

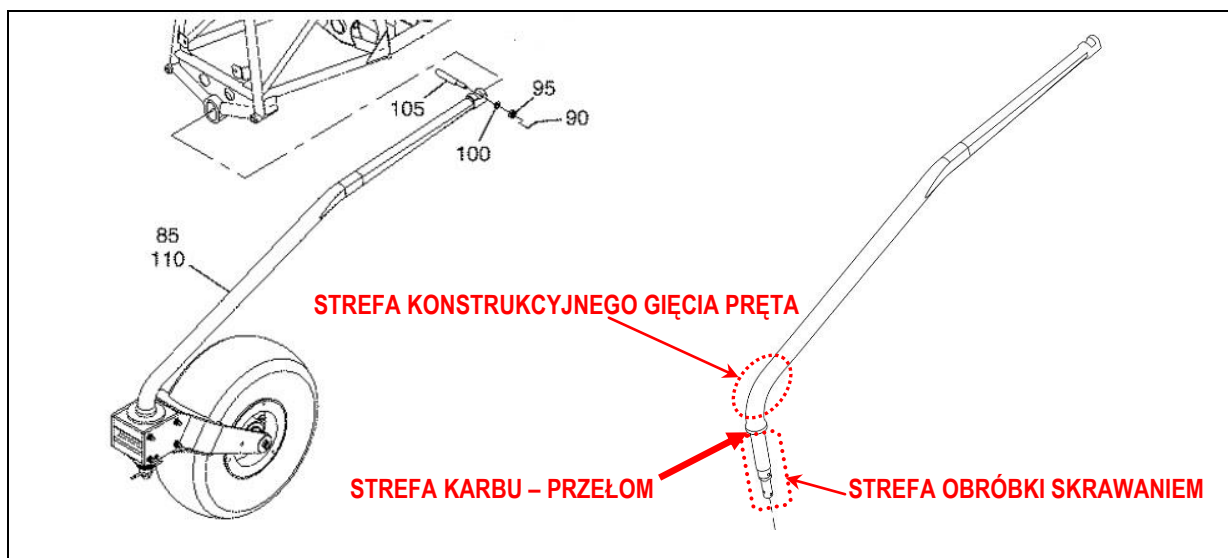
Ostatni czynnik, który może być rozpatrywany jako powód odblokowania zamka, to jego mechaniczna awaria (np. pęknięcie sprężyny lub utrata przez nią kontaktu z zamocowaniem, zużycie części), prowadząca do częściowego lub całkowitego spadku skuteczności jego blokowania. Po zmianie siły oddziaływania sprężyny mogło dojść do odblokowania zamka, a następnie, wskutek drgań i wstrząsów samolotu w trakcie rozbiegu, do otwarcia drzwi.

Wszystkie te czynniki prócz ostatniego można wykluczyć jako przyczyny odblokowania zamka, gdyż od chwili startu z Konstancina pilot nie otwierał lewych drzwi i nic nie świadczyło o jakiegokolwiek ich usterce.

Wobec nie odnalezienia fragmentu drzwi zawierającego zamek, ustalenie powodu jego odblokowania nie było możliwe.

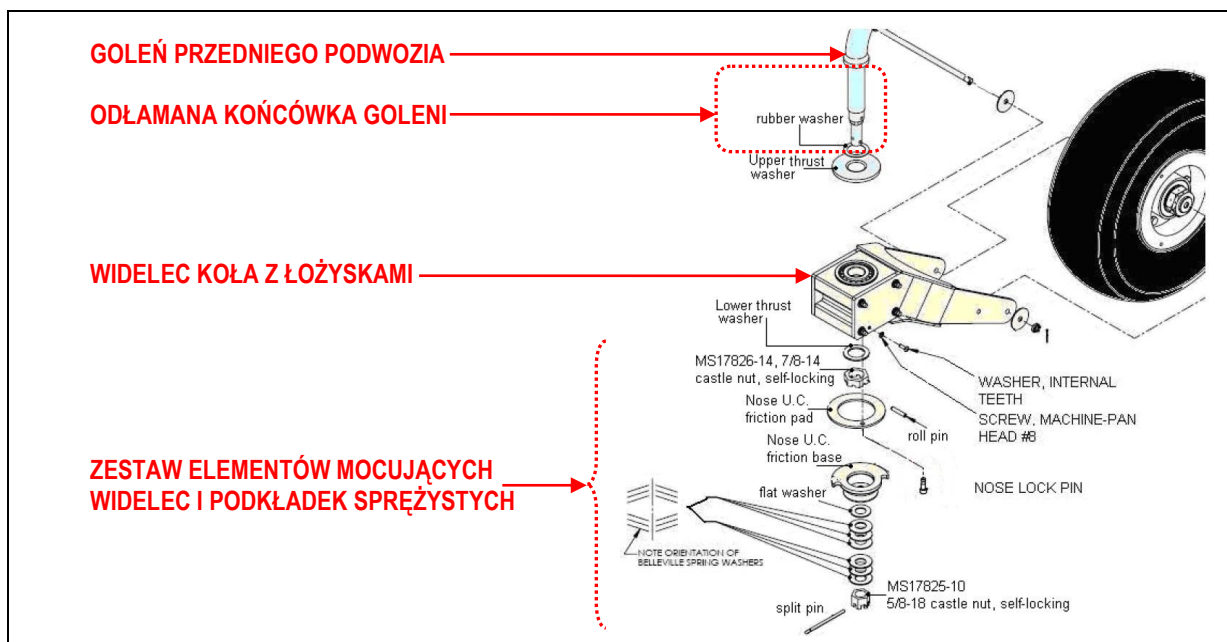
2.3.2. Złamanie przedniego podwozia

Ilustracje [9], [10], [11] i [12] poniżej pokazują konstrukcję podwozia przedniego, jego goleni, dolnego zakończenia goleni przedniego podwozia samolotu oraz sposób mocowania widelca koła na goleni, a ilustracje [13], [14], [15] i [16] pokazują dokładnie stan przełomu goleni.

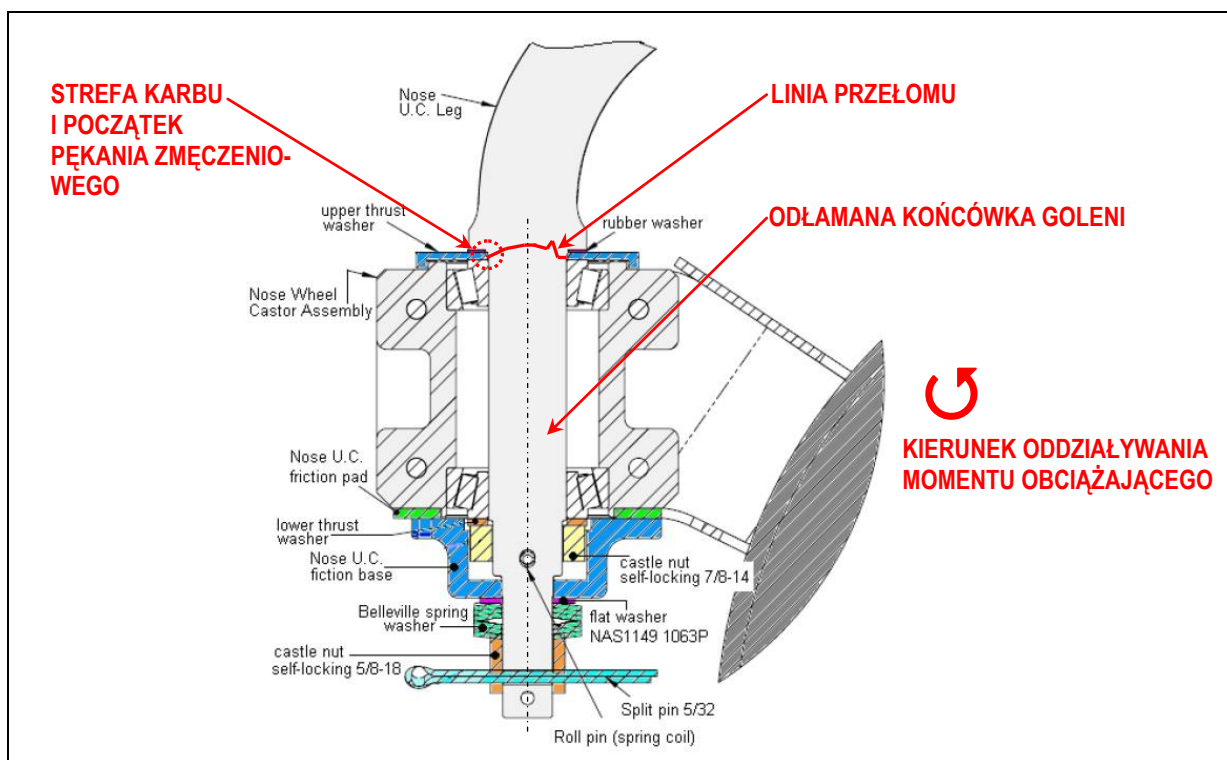


9 – Ogólny widok przedniego podwozia i jego goleni. Strzałką pogrubioną zaznaczono miejsce złamania goleni. Rysunki zaczerpnięte z katalogu części samolotu.

Goleń przedniego podwozia jest kształtowana (gięta) z pręta o dużej średnicy, ciągniętego ze stali martenzytycznej. Jej końcówka do zamocowania widelca z kołem jest ukształtowana w charakterystyczny kołnierz i poniżej niego obrabiana skrawaniem.



10 – Montaż widełca koła na goleni przedniego podwozia. Rysunek zaczerpnięty z instrukcji obsługi technicznej samolotu.



11 – Zaczepnięty z instrukcji obsługi technicznej samolotu rysunek przekroju zamocowania widełca przedniego podwozia na goleni, wyjaśniający zjawisko zmęczeniowego niszczenia goleni. Zaznaczona strefa karbu (skokowej zmiany średnicy goleni i początku pęknięcia zmęczeniowego) oraz linia przełomu w płaszczyźnie przekroju.

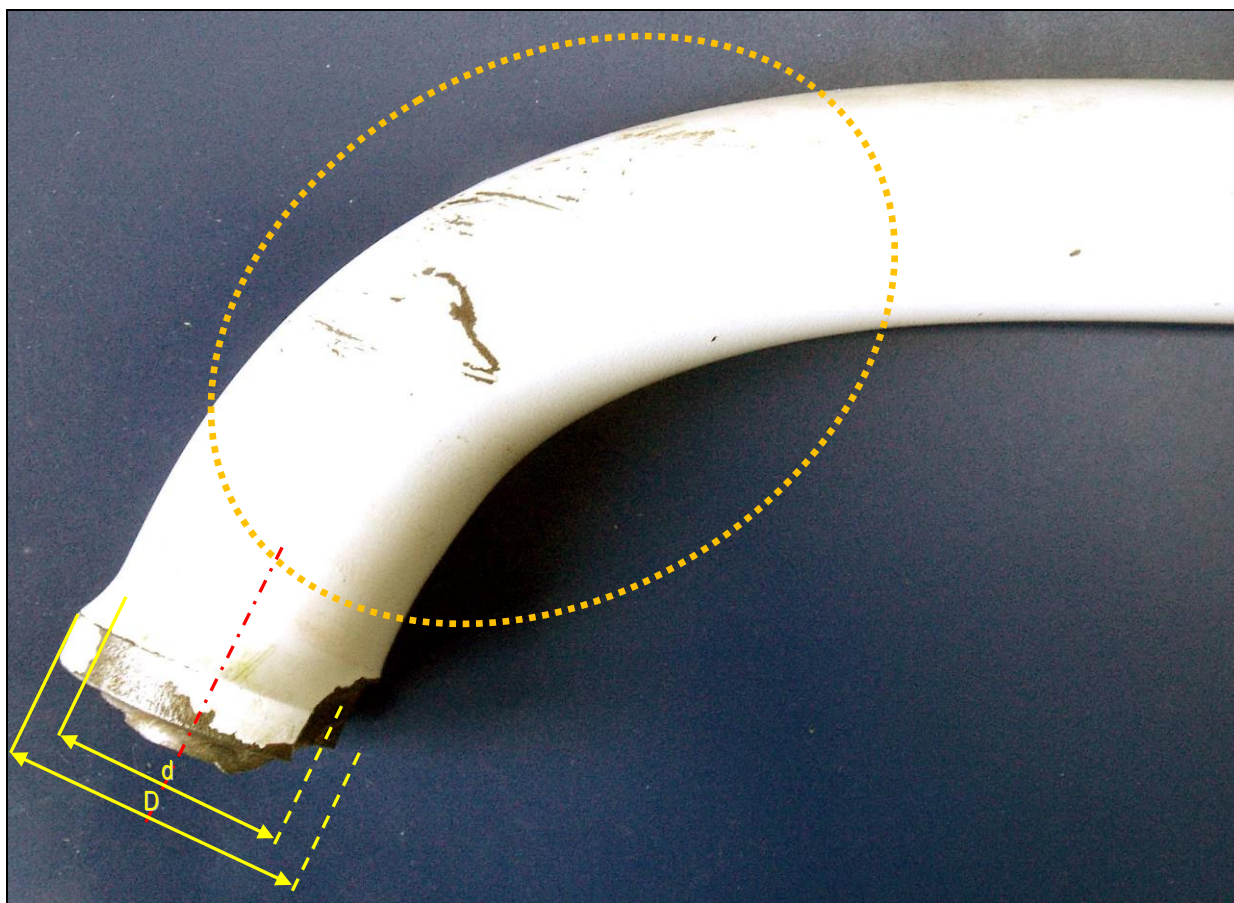
Powoduje to powstanie znacznego uskoku średnicy, któremu można przypisać cechy karbu. Strefa przejścia między średnicami jest co prawda wyprowadzona dość znacznym promieniem, ale w tym właśnie miejscu wprowadzone są siły skupione od górnego łożyska widełca koła i koncentrują się naprężenia od zginania goleni. Zastosowane rozwiązanie

konstrukcyjne oraz charakter i jakość materiału goleni mogą być uznane za wystarczające do przenoszenia obciążeń podwozia podczas eksploatacji samolotu z gładkich utwardzonych nawierzchni.

Jednak eksploatacja z nawierzchni nieutwardzonych i nierównych naraża tę strefę konstrukcyjnego karbu na wynikające z większych obciążeń podwyższone naprężenia lokalne, prowadzące do nasilenia ewentualnych zjawisk zmęczeniowych.

W efekcie użytkowania samolotu z lądowisk o nieutwardzonej nawierzchni mogło dojść do zapoczątkowania ogniska punktowego pęknięcia zmęczeniowego – dokładnie takiego, jak stwierdzone na przełomie goleni.

Przełom goleni podwozia, jego umiejscowienie i charakter są dokładnie pokazane na ilustracjach [12]-[16].



12 – Złamana końcówka goleni przedniego podwozia - zbliżenie. Widoczne lokalne pogrubienie – kołnierz. Zaznaczona zmiana średnicy goleni i konstrukcyjna strefa gięcia pręta, z którego wykonana jest goleń.

Charakterystyczną cechą przełomu są prążki promieniście rozchodzące się od punktu zapoczątkowania pęknięcia zmęczeniowego. Taki obraz przebiegu pęknięcia świadczy o jego zainicjowaniu wskutek lokalnego, punktowego, udarowego przekroczenia obciążeń i doraźnej wytrzymałości materiału w tym punkcie – np. z powodu uderzenia przy twardym lądowaniu lub z powodu kołowania po nierównej nawierzchni.

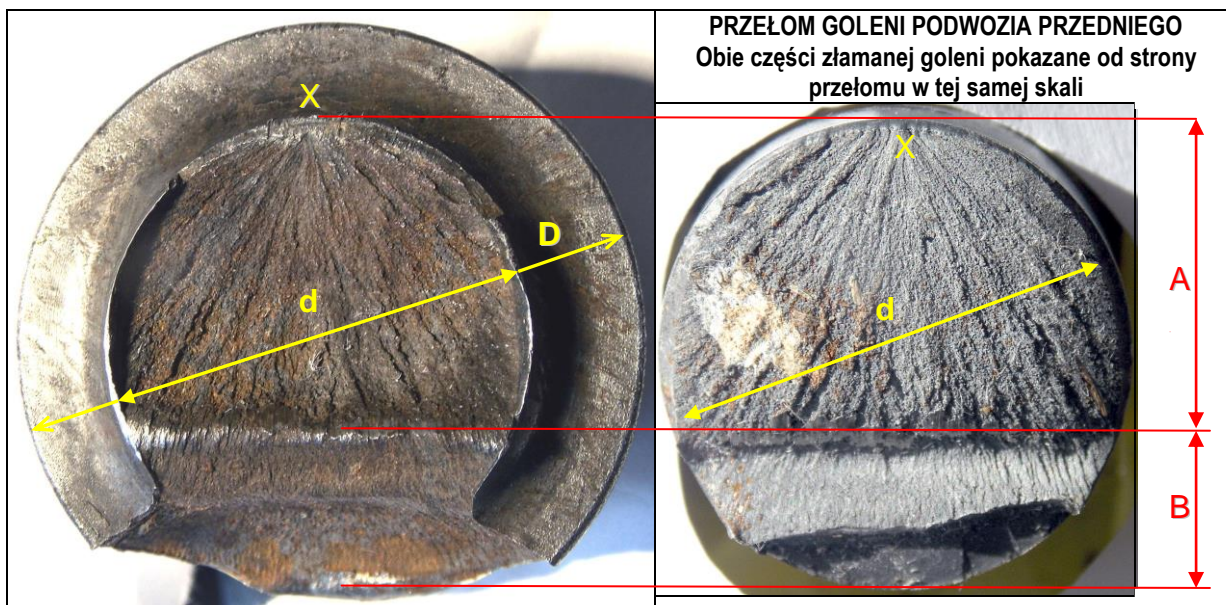
Nie jest możliwe dokładne określenie czasu trwania zjawisk zmęczeniowych, a więc i chwili zapoczątkowania pękania.



13 – Zbliżenie przełomu końcówki nogi przedniego podwozia - powiększenie. W tle widoczna zgnieciona rura wydechowa.



14 – Zbliżenie przełomu końcówki nogi przedniego podwozia z drugiej strony - powiększenie. Dobrze widoczna zmiana średnicy nogi.



15 – Końcówka złamanej nogi przedniego podwozia – zbliżenie przełomu z widoczną skokową zmianą średnicy (D/d), wyraźnie widocznym punktem „startu” pęknięcia zmęczeniowego, charakterystyczną wypukłością i krawędzią dołamania.

16 – Odłamana część nogi przedniego podwozia – zbliżenie przełomu. Wyraźnie widoczny punkt „startu” pęknięcia zmęczeniowego, strefa pęknięcia i strefa doraźnego dołamania z charakterystyczną wklęsłością.

Zaznaczono punkt „startu” pęknięcia zmęczeniowego X (ognisko zmęczenia), strefę pęknięcia zmęczeniowego A z charakterystycznymi rozchodzącymi się promieniami prążkami oraz strefę dołamania doraźnego B. Widać, że strefa przełomu zmęczeniowego obejmuje ok. 70% powierzchni przekroju nogi.

Brak śladów korozji na świeżym przełomie pokazanym na ilustracji [16] może świadczyć o szybkim przebiegu zjawiska zmęczenia (zmęczenie niskocykliczne). Zdjęcie [16] wykonano

ok. 15 godzin po wypadku. Zaawansowana korozja przełomu widoczna na ilustracji [15] wynika z upływu czasu – zdjęcie wykonano w kilka tygodni po wypadku.

Z analiz i badań, wykonanych w laboratoriach Instytutu Nauki o Materiałach Wydziału Inżynierii Materiałowej i Metalurgii Politechniki Śląskiej w Katowicach, obejmujących:

- określenie technologii wykonania i mechanizmu niszczenia materiału przeznaczonego na wykonanie podwozia samolotu Liberty XL-2 (badania wizualne, badania mikrostruktury przy pomocy świetlnego mikroskopu metalograficznego, badania przełomu przy pomocy skaningowego mikroskopu elektronowego);
- określenie struktury, składu chemicznego i twardości materiału przeznaczonego na wykonanie goleni podwozia samolotu Liberty XL-2 (badania mikrostruktury przy pomocy świetlnego mikroskopu metalograficznego, mikroanaliza rentgenowska składu chemicznego EDS, badana składu chemicznego, pomiary twardości metodą Vickersa)

wynika, że:

- goleń przedniego podwozia samolotu Liberty XL-2 wykonana została ze stali po ulepszeniu cieplnym, której strukturą jest odpuszczony martenzyt z wtrąceniami niemetalicznymi w postaci siarczków manganu,
- na podstawie analizy składu chemicznego materiału goleni można stwierdzić, iż wykonana ona została ze stali 50HF/50 HG/51CrV4,
- twardość materiału jest typowa dla wybranych gatunków stali po ulepszaniu cieplnym,
- pęknięcie ma charakter mieszany – w części zmęczeniowy niskocykliczny (strefa A na ilustracjach [15] i [16]), a w strefie doraźnej (strefie dołamania B na ilustracjach [15] i [16]) – transkrystaliczny ciągliwy; występowanie przełomu ciągliwego świadczy o plastyczności materiału i jest efektem lokalnego odkształcenia poprzedzającego pęknięcie doraźne,
- pęknięcie nastąpiło w wyniku zainicjowania najprawdopodobniej wskutek chwilowego (np. udarowego) przekroczenia dopuszczalnego naprężenia eksploatacyjnego, a w dalszym etapie jego propagacji jako przełomu o charakterze zmęczeniowym.

2.3.3. Podsumowanie

Analiza przebiegu wypadku prowadzi do wniosku, że był on skutkiem następującego ciągu zdarzeń i zjawisk:

- Odblokowanie zamka lewych drzwi podczas startu z nieustalonego powodu i ich otwarcie oraz brak możliwości zamknięcia w locie i utrzymania przy obrysie kadłuba;
- Odłamanie dolnej części drzwi w wyniku gwałtownego niekontrolowanego otwarcia i uderzeniowego obciążenia ich wsporników – sprężyn gazowych;
- Pogorszenie właściwości samolotu wskutek zmienionego opływu kadłuba po utracie lewych drzwi kabiny, skutkujące koniecznością zastosowania wyższej prędkości podejścia do lądowania;
- Zmęczeniowe złamanie i zarycie goleni przedniego podwozia po jego przyziemieniu, skutkujące gwałtownym wyhamowaniem samolotu i jego skapotowaniem.

Boczny wiatr był w istniejących okolicznościach czynnikiem utrudniającym lądowanie.

Stwierdzone pęknięcie zmęczeniowe goleni ze względu na swe usytuowanie nie było możliwe do wykrycia w trakcie normalnej obsługi podczas eksploatacji samolotu – jego wykrycie wymaga demontażu widelca koła podwozia i zastosowania odpowiednich metod defektoskopowych.

Pęknięcie to mogło zostać zainicjowane wcześniej w wyniku poprzednich lądowań.

3. WNIOSKI KOŃCOWE

3.1. Ustalenia Komisji

- 1) Samolot był prawidłowo przygotowany do lotu, a jego zdatność do lotu była prawidłowo udokumentowana.
- 2) Samolot był ubezpieczony (OC).
- 3) Pozwolenie radiowe na użytkowanie radiostacji i transpondera wydane przez Urząd Komunikacji Elektronicznej było ważne do 09.08.2020 r.
- 4) Masa i wyważenie samolotu w trakcie zdarzenia mieściły się w zakresach ograniczeń podanych w jego Instrukcji Użytkowania w Locie.
- 5) Samolot był ostatnio obsługiwany wg indywidualnego Programu Obsługi Technicznej z dn. 10.06.2015 r., zatwierdzonego przez ULC 11.08.2015 r., wydanego dla firmy Motor Energy Krzysztof Bień (ul.Fasolowa 43a, 02-482 Warszawa).
- 6) Dokumentacja samolotu była kompletna i prowadzona systematycznie.
- 7) W wyniku analizy dokumentacji samolotu stwierdzono uchybienie w jego obsłudze: po wykonaniu przy nalocie 288,8 godz. przez certyfikowaną organizację obsługową

PART145 czynności okresowych w dn. 05.09.2011 r. wykonanie następujących czynności zostało nakazane przy nalocie 358,8 godz.; czynności te wykonano faktycznie przy nalocie 381,4 godz. w dn. 20.10.2014 r., co oznacza, że samolot udostępniony został do obsługi z przekroczeniem nalotu o 22,6 godz. Uchybienie to w opinii Zespołu badawczego nie miało wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzeń w dniu 4 października 2015 r.

- 8) Samolot był stacjonowany głównie na lądowisku Konstancin o nawierzchni gruntowej trawiastej i eksploatowany z lotnisk i lądowisk przeważnie o nawierzchniach trawiastych w okolicy Warszawy.
- 9) Samolot był eksploatowany mało intensywnie – od chwili zakupu w 2010 r. wykonywano na nim średnio jeden 45-minutowy lot tygodniowo, co do chwili lotu zakończonego wypadkiem dało łącznie 270 cykli lotu.
- 10) Pilot posiadał wszelkie uprawnienia, kwalifikacje i doświadczenie odpowiednie do wykonania lotów.
- 11) Pilot miał ważne badania lotniczo-lekarskie klasy 2/LAPL z ograniczeniem VNL.
- 12) Pilot miał prawidłowo zapięte pasy bezpieczeństwa.
- 13) Lewe drzwi kabiny zostały zamknięte i zablokowane przed startem z Konstancina i nie były potem otwierane.
- 14) Odłamanej części drzwi nie odnaleziono do chwili ukończenia niniejszego raportu i niemożliwe było przeprowadzenie oględzin oraz prób ich zamka, a tym samym ustalenia powodu jego odblokowania.
- 15) Warunki pogodowe w dniu zdarzeń były dobre oraz w ocenie Zespołu badawczego nie miały wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzeń, jednak boczny wiatr w istniejących okolicznościach był czynnikiem utrudniającym lądowanie.
- 16) Nie jest możliwe dokładne określenie czasu trwania zjawisk zmęczeniowych, a więc i chwili zapoczątkowania niskocyklicznego zmęczeniowego pęknięcia goleni.
- 17) Pęknięcie zmęczeniowe goleni ze względu na swe umiejscowienie nie było możliwe do wykrycia w trakcie normalnej obsługi podczas eksploatacji samolotu.

3.2. Przyczyny wypadku

Przyczyny otwarcia lewych drzwi kabiny w trakcie rozbiegu a następnie ich wyłamania i częściowego odpadnięcia od samolotu po starcie nie udało się ustalić ze względu na nie odnalezienie fragmentu drzwi z zamkiem.

Przyczyną złamania goleni przedniego podwozia podczas dobiegu było jej niskocykliczne zmęczeniowe pęknięcie w miejscu konstrukcyjnego karbu, zapoczątkowane przez lokalne przekroczenie obciążeń w wyniku lądowań na nierównych nawierzchniach lub nakołowania na przeszkodę w trakcie poprzednich lotów.

Okolicznością sprzyjającą zaistnieniu wypadku była nieutwardzona i nierówna nawierzchnia drogi startowej lądowiska.

4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

Nie ma.

5. ZAŁĄCZNIKI

1. Album ilustracji

KOMENTARZ KOMISJI:

Zdaniem Komisji samoloty lekkie z podwoziem sprężystym powinny być użytkowane przede wszystkim z lotnisk i lądowisk o nawierzchni utwardzonej bądź trawiastej bardzo dobrze utrzymanej. Użytkowanie ich z nawierzchni nieutwardzonych z nierównościami prowadzi do przyspieszonego zużycia struktury płatowca (zwłaszcza podwozia) i może być przyczyną powstawania drobnych uszkodzeń podwozia o charakterze zmęczeniowym, niewykrywalnych podczas normalnej eksploatacji, a stanowiących narastające ukryte zagrożenie.

KONIEC

		Członkowie zespołu badawczego	
Tomasz Makowski	<i>podpis na oryginale</i>	Jerzy Kędzierski	<i>podpis na oryginale</i>
		Ryszard Rutkowski	<i>podpis na oryginale</i>