RAPORT KOŃCOWY

WYPADEK 228/20

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych

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

RAPORT KOŃCOWY

WYPADEK

ZDARZENIE NR – 228/20

STATEK POWIETRZNY – Samolot Aero AT-3R100, SP-RWC

DATA I MIEJSCE ZDARZENIA – 21 stycznia 2020 r., Marki k/Warszawy

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 3
Informacje ogólne 5
Streszczenie 6
1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE 8
1.1. Historia lotu 8
1.2. Obrażenia osób 15
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego 15
1.4. Inne uszkodzenia 18
1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze) 18
1.6. Informacje o statku powietrznym 19
1.7. Informacje meteorologiczne 22
1.8. Pomoce nawigacyjne 23
1.9. Łączność 23
1.10. Informacje o miejscu przymusowego lądowania 23
1.11. Rejestratory pokładowe 24
1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu 24
1.13. Informacje medyczne i patologiczne 24
1.14. Pożar 24
1.15. Czynniki przeżycia 24
1.16. Testy i badania 25
1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej 25
1.18. Informacje uzupełniające 26
1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań 26
2. ANALIZA 26
2.1. Poziom wyszkolenia 26
2.2. Analiza techniczna 26
3. WNIOSKI KOŃCOWE 34
3.1. Ustalenia komisji 34
3.2. Przyczyna wypadku 35
4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA 37
5. ZAŁĄCZNIKI 36

Skróty

AGL	**Above Ground Level**	Powyżej poziomu gruntu
Alt	Altitude	**Wysokość**
AMSL	**Above Medium Sea Level**	Powyżej średniego poziomu morza
ATO	**Approved Training Organization**	Zatwierdzona Organizacja Szkoleniowa
CAAC	**Civil Aviation Administration of China**	Cywilna Administracja Lotnictwa [Chiny]
CCAR	**China Civil Aviation Regulations**	Chińskie Przepisy Lotnictwa Cywilnego
CS-VLA	**Certification Specification - Very Light Airplanes**	Warunki Certyfikacji – Bardzo Lekkie Samoloty
EASA	**European Aviation Safety Agency**	Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego
ELT	**Emergency Localization Transmitter**	Awaryjny Nadajnik Lokalizujący
FAA	**Federal Aviation Administration**	Federalna Administracja Lotnictwa [USA]
FAR	**Federal Airworthiness Requirements**	Federalne Wymagania Zdatności do Lotu [USA]
FCL/PPL(A)	**Flight Crew License / Private Pilot License (Airplanes)**	Licencja Członka Załogi Lotniczej / Licencja Pilota Turystycznego (Samoloty)
FI Restricted	**Fligt Instructor Restricted**	Instruktor pilotażu z ograniczonymi uprawnieniami
FIS	**Flight Information System**	System Informacji Lotniczej
F.P.	**Fuel Pump**	Pompa Paliwa
GPS	**Global Positioning System**	Globalny System Ustalania Położenia
HT	**Head of Training**	Kierownik szkolenia
JAR-VLA	**Joint Aviation Authorities – Very Light Airplanes**	Wspólne Nadzory Lotnicze – Bardzo Lekkie Samoloty
KP	**Police Quarter**	Komisariat Policji
KWPSP	**State Fire Department Regional Headquarter**	Komenda Wojewódzka Państwowej Straży Pożarnej

LAPL	**Light Aircraft Pilot License**	Licencja Pilota Samolotu Lekkiego
LMT	**Local Mean Time**	Czas lokalny średni
LSA	**Light Sport Airplane**	Lekki Samolot Sportowy
METAR	**Meteorological Aerodrome Report**	Aktualna obserwacja pogody
OC	**Civil liability**	Odpowiedzialność Cywilna (ubezpieczenie od odpowiedzialności cywilnej)
OSP	**Voluntary Fire Department**	Ochotnicza Straż Pożarna
PKBWL	**State Commission on Aircraft Accidents Investigation [Poland]**	Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych [Polska]
PPL(A)	**Private Pilot License (Airplanes)**	Amatorska Licencja Pilota (Samoloty)
PSP	**State Fire Department**	Państwowa Straż Pożarna
RPM	**Revolutions Per Minute**	Obroty na minutę
SEP(L)	**Single Engined Piston (Land)**	Jednosilnikowe tłokowe (Lądowe)
TAF	**Terminal Aerodrome Forecast**	Długoterminowa lotnicza prognoza pogody
ULC	**Civil Aviation Authority [Poland]**	Urząd Lotnictwa Cywilnego [Polska]
VFR	**Visual Flight Rules**	Przepisy wykonywania lotów z widocznością
VMC	**Visual Meteorological Conditions**	Meteorologiczne Warunki Widzialności Warunki lotu wyrażone widzialnością
WRD	**Road Traffic Department [Police]**	Wydział Ruchu Drogowego [Policji]
ZDKiA	**National Roads and Highways Administration**	Zarząd Dróg Krajowych i Autostrad

Informacje ogólne

Numer ewidencyjny zdarzenia:	228/20			
Rodzaj zdarzenia:	WYPADEK			
Data zdarzenia:	21 stycznia 2020 r.			
Miejsce zdarzenia:	Marki k/Warszawy			
Rodzaj, typ statku powietrznego:	Samolot Aero AT-3R100			
Znaki rozpoznawcze SP:	SP-RWC			
Użytkownik/Operator SP:	ATO Runway, sp. z o.o.			
Dowódca SP:	Instruktor pilot samolotowy			
Liczba ofiar/rodzaj obrażeń:	Śmiertelne	Poważne	Lekkie	Bez obrażeń
	0	0	2	0
Władze krajowe i zagraniczne poinformowane o zdarzeniu:	Urząd Lotnictwa Cywilnego			
Kierujący badaniem:	Wojciech Misiak			
Podmiot badający:	PKBWL			
Pełnomocni Przedstawiciele i ich doradcy:	NIE DOTYCZY			
Skład Zespołu badawczego	P. Pacak, K. Miłkowski, T. Makowski			
Dokument zawierający wyniki:	RAPORT KOŃCOWY			
Zalecenia:	TAK			
Adresat zaleceń:	Wytwórca samolotu			
Data zakończenia badania:	18 czerwca 2020 r.			

Streszczenie

Dnia 21 stycznia 2020 r. o godzinie 17:41 LMT (wszystkie czasy podawane w niniejszym raporcie są czasami LMT) załoga kobieca w składzie: szkolony pilot (zwana dalej pilotem) z instruktorem-pilotem (zwaną dalej instruktorem) na samolocie Aero AT-3R100 SP-RWC wykonywała nocny lot szkolny. W trakcie lotu wystąpiło wskazanie szybkiego spadku zawartości lewego zbiornika paliwowego przy niezmiennym poziomie paliwa w prawym zbiorniku. Po ok. 32 minutach lotu, wykonawszy zadanie, załoga zdecydowała się zawrócić na lotnisko startu, a po ok. 37 minutach lotu stwierdziła brak korka wlewu prawego zbiornika w skrzydle. Stan paliwa w lewym zbiorniku nadal szybko się obniżał i po 51 minutach lotu doszło do zatrzymania silnika. Uruchomienie silnika w locie nie powiodło się. Załoga po radiowym powiadomieniu FIS Olsztyn o sytuacji wykonała lądowanie przymusowe w terenie przygodnym po 54 minutach lotu. Lądowanie nastąpiło w terenie zalesionym i doszło do rozbicia oraz całkowitego zniszczenia samolotu. Załoga nie odniosła poważniejszych obrażeń i opuściła samolot o własnych siłach a następnie powiadomiła o wypadku służby ratownicze i dyrektora ośrodka szkolenia (użytkownika samolotu).

Badanie zdarzenia przeprowadził zespół badawczy PKBWL w składzie:

Wojciech Misiak	kierujący zespołem;
Patrycja Pacak	członek zespołu;
Krzysztof Miłkowski	członek zespołu;
Tomasz Makowski	członek zespołu.

W trakcie badania PKBWL ustaliła następującą przyczynę wypadku lotniczego:

Nieprawidłowe zamknięcie korka wlewu zbiornika paliwowego w prawym skrzydle, prowadzące do jego wypadnięcia, szybkiej utraty paliwa podczas lotu i przerwania pracy silnika bez możliwości jego uruchomienia.

Okoliczności sprzyjające:

- Zmiana w kolejności wykonywania czynności przeglądu przedlotowego, podanej w Rozdziale 4 pkt 4.4.2 Instrukcji Użytkowania w Locie.
- Przygotowywanie samolotu do lotu w porze nocnej przy złym oświetleniu.

- Niezgodność opisu czynności przeglądu przedlotowego, podanych w Rozdziale 4 pkt 4.4.2 podpunkty (3)(4) oraz (2) i (7) Instrukcji Użytkowania w Locie ze stanem faktycznym samolotu.
- Prawdopodobna usterka układu paliwomierza prawego zbiornika paliwowego.
- Brak informacji o rzeczywistym stanie paliwa podczas lotu.

PKBWL po zakończeniu badania zaproponowała zalecenia dotyczące bezpieczeństwa.

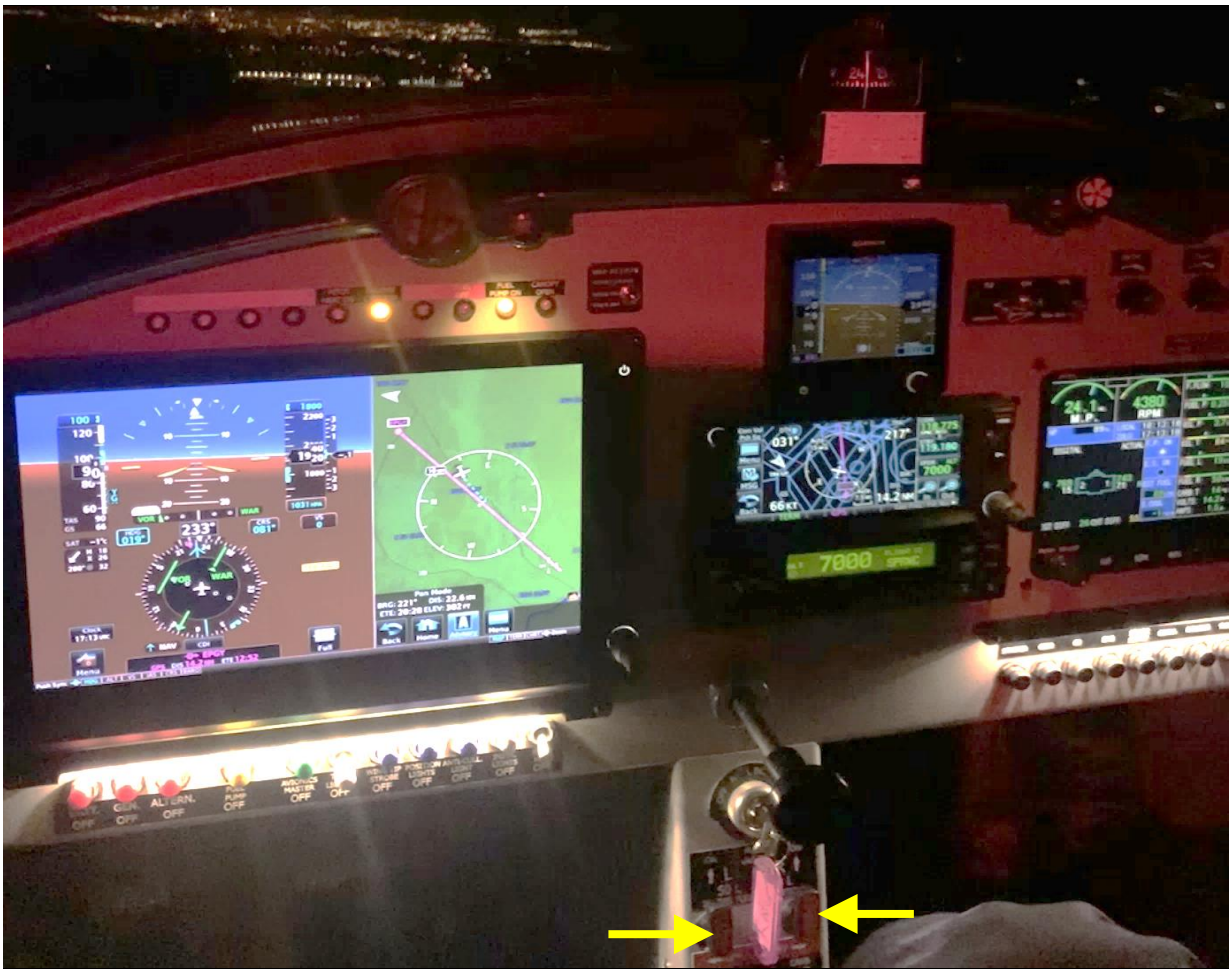
1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE

1.1. Historia lotu

W dniu 21 stycznia 2020 r. załoga kobieca w składzie uczeń i instruktor wykonała w godzinach 14:37-15:24 na lotnisku Warszawa-Babice [EPBC] dwa dzienne loty po kręgu w celu odświeżenia nawyków ucznia po ok. 2-miesięcznej przerwie w lotach. Po wykonaniu tych lotów załoga podjęła przygotowania do lotu nocnego, wypełniając dokumentację i sprawdzając prognozę meteorologiczną w siedzibie ośrodka ATO Runway. Po zachodzie słońca i zapadnięciu zmroku załoga rozpoczęła przygotowanie samolotu do lotu nocnego VFR, mającego na celu wykonanie zadania 1/1 – przeprowadzony został przegląd przedlotowy (wspólnie przez instruktora i ucznia), a następnie instruktor podjechała autocysterną do samolotu w celu jego dotankowania. W trakcie dotankowania instruktor obsługiwała zawory instalacji autocysterny, a uczeń nalewała paliwo z węża do zbiorników w skrzydłach samolotu. W trakcie tych czynności niezbędne były latarki ręczne. Dotankowano 38 l paliwa, uzupełniając jego stan do pełna (100 l). Ok. godz. 17:20 załoga zajęła miejsca w kabinie, uruchomienie silnika nastąpiło o godz. 17:23, próba silnika została wykonana o godz. 17:38, a początek rozbiegu miał miejsce o godz. 17:41. Po starcie i osiągnięciu wysokości 1770 stóp o godz. 17:43 załoga skierowała się do strefy wykonania zadania, wyznaczonej na północ od m. Wyszków, na wysokości 2000-2500 stóp. Po wykonaniu w strefie kilku zakrętów o różnym przechyleniu i zakończeniu zadania, instruktor o godz. 18:12, po 32 minutach lotu stwierdziła nienormalne wskazania paliwomierzy (lewy zbiornik – 22 l, prawy zbiornik – 50 l), pozostałe parametry pracy silnika były w normie. Instruktor podjęła decyzję o powrocie na lotnisko EPBC. Instruktor i uczeń wykonały fotografie tablicy przyrządów (Rys.1 poniżej). W tym czasie wystąpił chwilowy spadek ciśnienia paliwa i włączenie ostrzeżenia MASTER WARNING. Na zdjęciach wykonanych w kokpicie o godzinie 18:12 oraz 18:13 zwraca uwagę niski stan paliwa w zbiorniku lewym (rys. 1 i rys.2) jak również świecąca lampka ostrzegawcza CHECK ENGINE. W trakcie lotu pojawiało się też ostrzeżenie o niskim ciśnieniu paliwa. Załoga zwróciła uwagę na nadmierne zużycie paliwa, jednak do chwili wystąpienia krytycznej ilości paliwa w zbiorniku lewym (ostrzeżenie dźwiękowe oraz wizualne LOW FUEL aktywowane przy poziomie paliwa 10 l), tj. aż do 37-ej minuty lotu nie spostrzegła braku korka zamykającego wlew zbiornika paliwa w prawym skrzydle. Wskazania poziomu paliwa

w lewym zbiorniku szybko spadały, a w prawym pozostawały bez zmian – tuż po godz. 18:18 w lewym zbiorniku było 10 l (minimum), a w prawym nadal 50 l paliwa, wtedy też instruktor spostrzegła brak korka zbiornika paliwa w prawym skrzydle.

Rys.1 – Zdjęcie tablicy przyrządów wykonane o godz. 18:12 . Widać światła miasta Wyszków [foto: instruktor].



Rys.2 – Zdjęcie tablicy przyrządów wykonane o godz. 18:13. Widać światła miasta Wyszków. Żółtymi strzałkami wskazane dźwigienki obu zaworów paliwowych w położeniu „OTWARTY" [foto: uczeń].

Rys.3, 4 – Wskazania poziomu paliwa w zbiornikach z godz. 18:12 i 18:13 – powiększenia fragmentów poprzednich fotografii. Żółtą ramką zaznaczone wskazania stanu paliwa w zbiornikach. Na fotografii z godz. 18:12 – lewy zbiornik 22 litry, prawy zbiornik 50 litrów; z godz. 18:13 – lewy zbiornik 19 litrów, prawy zbiornik 50 litrów.

W tym czasie samolot został chwilowo oświetlony wiązką zielonego lasera z ziemi, co dodatkowo rozproszyło załogę. Poziom paliwa w lewym zbiorniku w 9 minut później osiągnął zero, doszło do zakłócenia pracy silnika i jego zatrzymania po 51 minutach lotu przy wysokości lotu 2087 stóp, na trawersie miejscowości Nowy Janków. Powtórzone kilkakrotnie próby jego uruchomienia w locie nie dały rezultatu. Instruktor zgłosiła sytuację do FIS Olsztyn (*MAYDAY, MAYDAY, MAYDAY, RWC, AWARIA SILNIKA*), prosząc jednocześnie o pomoc w ustaleniu rodzaju terenu nad którym znajduje się samolot, w sytuacji konieczności przymusowego lądowania. Nie było to możliwe. Od chwili zatrzymania silnika samolot przeleciał około 5 km równolegle do drogi S8 w kierunku Warszawy, z wysokości 1911 stóp (GPS Alt). Załoga przez chwilę rozważała możliwość lądowania na jezdni drogi krajowej S8, jednak porzuciła ten zamiar ze względu na znaczne natężenie ruchu pojazdów. Na ostatnim odcinku podejścia do lądowania sterująca samolotem instruktor ominęła w niewielkiej odległości (ok. 100 m) od strony zachodniej dobrze oświetlony wysoki maszt radionadajnika (przeszkoda lotnicza 02525/01 wys. 100 m AGL) i wybrała na miejsce awaryjnego lądowania najmniej oświetlony, najciemniejszy fragment terenu widoczny z samolotu. Nisko nad ziemią okazało się, że jest to teren leśny. Widząc wierzchołki drzew instruktor świadomie doprowadziła samolot do przeciągnięcia tuż nad nimi. Około 3 km na zachód od miejscowości Kobyłka samolot zahaczył prawym skrzydłem o wierzchołki drzew a następnie o pień jednego z nich, co doprowadziło do oderwania skrzydła. Sprężyste zderzenie z uginającym się drzewem i niszczenie

prawego skrzydła pochłonęło znaczną energię i spowodowało wyhamowanie prędkości samolotu oraz jego obrót w prawo. Następnie samolot zderzył się sprężyście przednią częścią kadłuba z uginającym się pniem drugiego drzewa, po którym osunął się na ziemię i osiadł płasko na własnym podwoziu po 54 minutach lotu. Oba drzewa zachowały się jak elementy sprężyste, amortyzując zderzenie i powracając do swego pierwotnego stanu oraz tracąc tylko nieco gałęzi i kory.

Podczas całego lotu oba zawory instalacji paliwowej były otwarte, a prawy paliwomierz cały czas pokazywał 50 l.

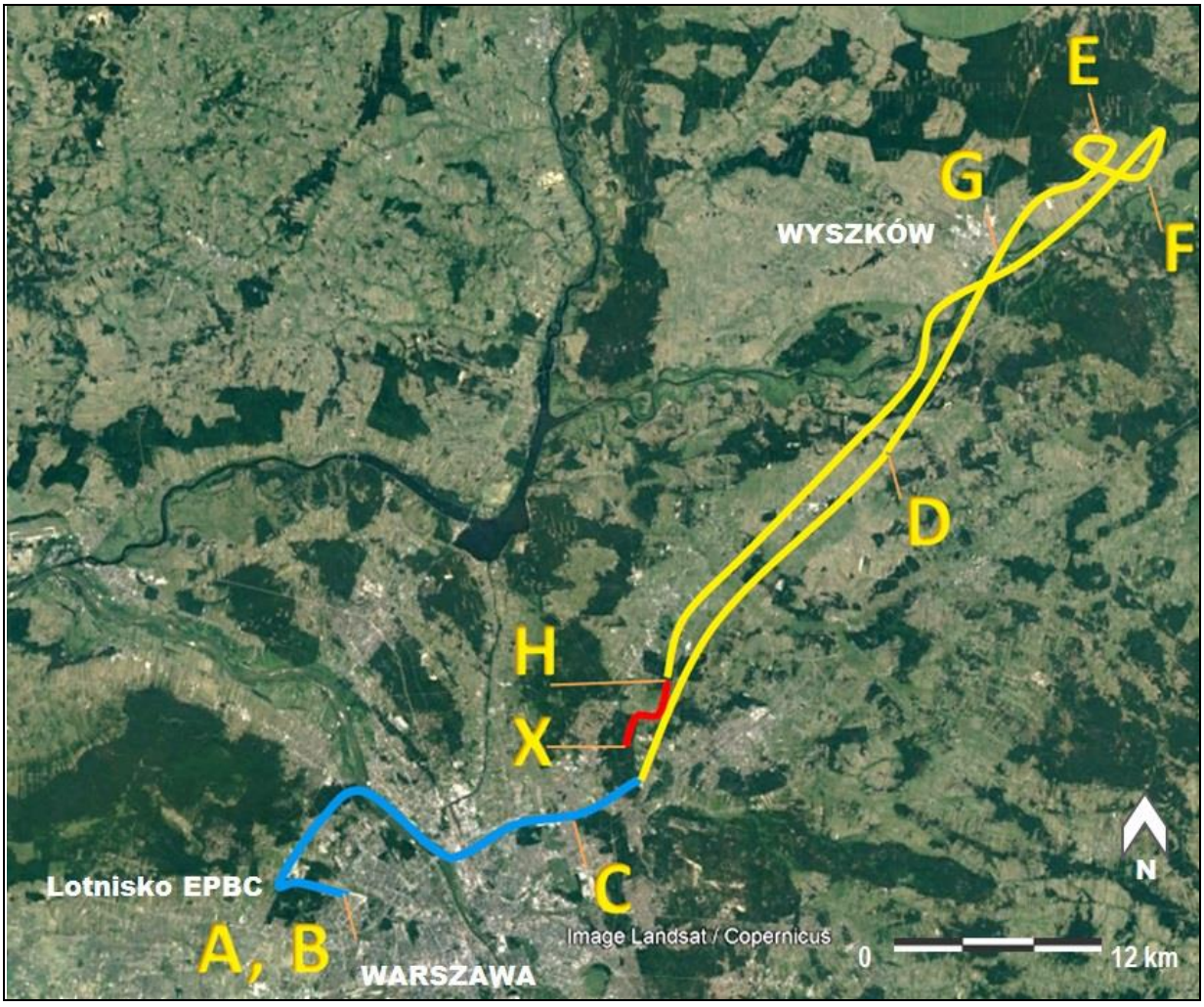
Tabela 1. Przebieg lotu (wg zapisów z pamięci urządzeń pokładowych)

Czas LMT	Czas lotu	Stan paliwa w zbiornikach [l]		Wskazania innych parametrów, inne informacje i obserwacje	Punkt na trasie
[HH:MM:SS]	[HH:MM:SS]	lewy	prawy		
17:22:20				Zarejestrowano uruchomienie głównego włącznika instalacji elektrycznej.	
17:23:12				**Uruchomienie silnika (wzrost obrotów).**	
17:23:28				Wyłączenie elektrycznej pompy paliwa (F.P. OFF).	
17:29:38				Wyłączenie sygnalizacji MASTER WARNING.	
17:34:19				Włączenie elektrycznej pompy paliwa (F.P. ON).	
17:38:26		50	50	Kołowanie i próba silnika; dane o stanie paliwa wprowadzone do systemu MVP-50P.	**A**
17:40:58	00:00:00	49	50	**Rozpoczęcie rozbiegu na kierunku 28** (GPS track 274°); zwiększenie przepływu paliwa z wartości 5-6 l/h do 11-16 l/h;	**B**
17:41:15	00:00:17	50	50	Oderwanie (wartość przepływu paliwa – 25 l/h; ciśnienie paliwa – 0,33; ciśnienie oleju – 2,9);	
17:43:20	00:02:22	47	50	Zakończenie wznoszenia – obroty silnika poniżej 5000 RPM; wysokość około 1768 ft (GPS Alt).	**C**
17:49:18	00:08:20	40	50	Lot na wysokości w granicach 1700-1800 ft.	
17:49:20	00:08:22	40	50	Wyłączenie elektrycznej pompy paliwa (F.P. OFF).	
17:49:25	00:08:27	39	50	Sygnalizacja MASTER WARNING, chwilowy spadek wartości ciśnienia paliwa do 0,11 bar; obroty silnika – stała wartość około 4400 RPM; wysokość około 1714 ft (GPS Alt).	
17:49:32	00:08:34	39	50	Wyłączenie sygnalizacji. Uruchomienie elektrycznej pompy paliwa (F.P. ON).	
17:49:35	00:08:37	39	50	Wyłączenie elektrycznej pompy paliwa (F.P. OFF), ciśnienie paliwa na poziomie 0,3 bar.	
17:59:58	00:19:00	30	50	Lewy zbiornik – 30 l.	**D**
18:05:38	00:24:40	26	50	Włączenie elektrycznej pompy paliwa (F.P. ON), lewy zbiornik – 26 l, prawy zbiornik – 50 l, obroty silnika około 4400 RPM, Przepływ paliwa 16 l/h, wysokość około 1910 ft GPS Alt, ciśnienie paliwa około 0,26 bar.	
18:07:24	00:26:26	21	50	Lewy zbiornik – 21 l; wysokość 2062 ft GPS Alt.	**E**
18:12:52	00:31:54	22	50	Zdjęcie kabiny (rys. 1) – kokpit, obroty silnika 4300 RPM, wartość przepływu paliwa - 19 l/h; **decyzja o powrocie na lotnisko startu.**	**F**
18:13:00	00:32:02	19	50	Zdjęcie kabiny (rys. 2) – kokpit, sygnalizacja CHECK ENGINE.	
18:14:47	00:33:49	16	50	Wyłączenie elektrycznej pompy paliwa (F.P. OFF).	**G**
18:14:54	00:33:56	15	50	Chwilowy spadek ciśnienia do około 0,13 bar, co powoduje uruchomienie sygnalizacji MASTER WARNING.	
18:18:38	00:37:40	10	50	Sygnalizacja LOW FUEL – niska wartość ilości paliwa w lewym zbiorniku – 10 l; **instruktor zauważa brak korka prawego zbiornika. Oświetlenie samolotu wiązką zielonego lasera z ziemi, dekoncentrujące załogę.**	
18:19:54	00:38:56	7	50	Ponowne włączenie elektrycznej pompy paliwa (F.P. ON).	
18:27:53	00:46:55	0	50	Zbiornik lewy – pusty; wartość przepływu paliwa – 20 l/h; ciśnienie paliwa – 0,24 bar; wysokość – 2087 ft (GPS Alt).	
18:31:14	00:50:16	0	50	Spadek obrotów, „krztuszenie się" silnika, spadek wydajności pompy paliwowej.	
18:32:00	00:51:02	0	50	Spadek obrotów do wartości 0 RPM – **przerwa w pracy silnika**; wysokość – 1911 ft (GPS Alt); **próby uruchomienia silnika, nadanie wezwania MAYDAY, kontakt radiowy z FIS Olsztyn, wybór miejsca przymusowego lądowania.**	**H**
18:34:56	00:53:58	2	50	**Zderzenie z drzewami i ziemią.**	**X**

18:35:05	00:54:07	2	ERR	Pojawienie się błędu w kanale zapisu stanu paliwa zbiornika prawego; Wyłączenie zapisu nastąpiło po 41 s	

Załoga opuściła samolot o własnych siłach i telefonicznie powiadomiła o zdarzeniu służby ratownicze (na nr 112) oraz dyrekcję ATO Runway sp. z o.o. Nie doszło do pożaru pomimo obfitego wycieku paliwa ze zniszczonego zbiornika w prawym skrzydle, w którym w chwili wypadku znajdowało się paliwo. Lewy zawór instalacji paliwowej w kabinie nie dawał się zamknąć po przymusowym lądowaniu.

Przebieg lotu z zaznaczeniem jego istotnych etapów zdefiniowanych w tabeli 1 oraz pokazany na rys .5, 6 i 7 został odtworzony na podstawie odczytu danych z kart pamięci urządzeń Garmin G-500 i Garmin MVP-50M oraz relacji załogi. Ponadto odniesiono się do zdjęć z wnętrza kabiny wykonanych przez załogę (powyżej – rys. 1 i 2).



Rys.5 – Trasa lotu wg zapisu odczytanego z pamięci urządzeń pokładowych. Zaznaczone fazy lotu i punkty charakterystyczne na trasie zdefiniowane w Tabeli 1 [PKBWL, podkład: Landsat Copernicus].

Rys.6 – Końcowa faza trasy lotu – lot po przerwaniu pracy przez silnik. Zaznaczone punkty charakterystyczne zdefiniowane w Tabeli 1. Żółtą ramką zaznaczony obszar terenu pokazany na rys.7. [PKBWL, podkład: geoportal].

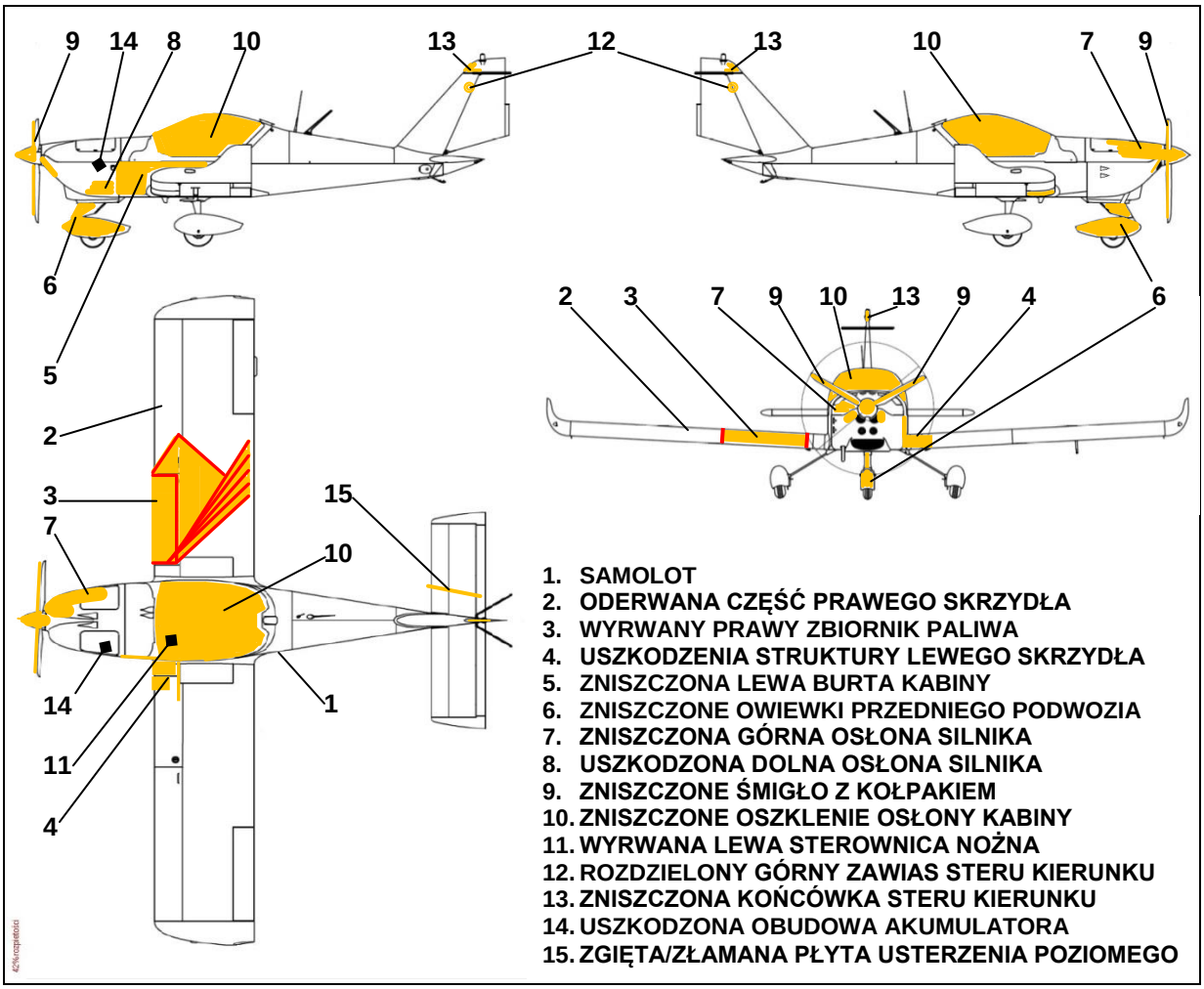
Rys.7 – Końcowy odcinek podejścia do przymusowego lądowania. Zaznaczone przeszkody terenowe. [PKBWL, podkład: geoportal]

1.2. Obrażenia osób

Urazy	Załoga	Pasażerowie	Inne osoby	RAZEM
Śmiertelne	-	-	-	-
Poważne	-	-	-	-
Lekkie	2	-	-	2
Brak	-	-	-	-

1.3. Uszkodzenia statku powietrznego

Samolot w wyniku wypadku został całkowicie zniszczony. Stan samolotu po wypadku pokazano poglądowo na Rys.8 poniżej i szczegółowo na zdjęciach w Albumie ilustracji, stanowiącym załącznik do niniejszego raportu.



Rys.8 – Stan uszkodzeń i zniszczeń samolotu po wypadku., zaznaczony na jego sylwetce w rzutach.

Samolot po kolizji z drzewami i osunięciu się na ziemię zatrzymał się tyłem do drogi S8 ok. 50 m od ekranów dźwiękochłonnych po jej zachodniej stronie i ok. 3 km na zachód od miejscowości Kobyłka. Część prawego skrzydła oddzielona od konstrukcji samolotu i obrócona o 190° względem mocowania do kadłuba. Fragmenty rozerwanego skrzydła rozrzucone były w kierunku nalotu, większy fragment zbiornika paliwa spadł w odległości około 7 m samolotu (p. rys. 13). W chwili zderzenia z przeszkodami silnik samolotu nie pracował, o czym świadczy nienaruszona łopata śmigła usytuowana pionowo. Druga z łopat została oderwana w całości, znajdowała się około 2 m przed samolotem, z lewej strony. Trzecia łopata śmigła uległa rozszczepieniu i jej fragmenty rozrzucone były w niewielkiej odległości z lewej oraz z prawej strony samolotu. Górna osłona silnika zniszczona, dolna – uszkodzona. Prawa połowa statecznika poziomego zagięta (złamana), rozdzielony górny zawias steru kierunku. Skrzydło lewe z wyraźnymi uszkodzeniami – lewa klapa w pozycji wychylonej z rozłączonym napędem, rozszczelnienie (rozerwanie) zbiornika paliwa. W trakcie próby zlewania paliwa ze skrzydła lewego pobrano szczątkowe ilości paliwa. Przystąpiono do przeglądu silnika na miejscu zdarzenia. Po zdemontowaniu gaźników stwierdzono obecność śladowej ilości paliwa w ich wnętrzach. Stan i czystość paliwa wizualnie bez zastrzeżeń. Sprawdzono filtr paliwowy – czysty, niewielka ilość paliwa. Sprawdzono stan świec zapłonowych – bez zastrzeżeń. W silniku znajdował się olej (AeroShell Sport Plus 4 z tabliczką z dnia 26.03.19) oraz czynnik chłodzący (Prestone 30/70 z tabliczką z dnia 26.03.19). Cięgło sterowania silnikiem – bez zastrzeżeń. Ze względu na płaskie uderzenie podwoziem z niewielką prędkością pionową podwozie praktycznie nie uległo uszkodzeniu (połamane tylko owiewki goleni i koła przedniego podwozia). Ciągłość układu sterowania płatowcem zachowana. Lewa sterownica nożna wybudowana z zamocowań na skutek zniszczeń powstałych w trakcie wypadku. Pasy załogi rozpięte. Położenie blokady zamknięcia kabiny – otwarte. Zrzut awaryjny osłony kabiny nieużyty, całkowicie rozbite oszklenie. Dźwignia sterowania klapami – pozycja 0. Trymer – uszkodzony wskaźnik położenia. Podgrzew gaźnika – OFF. Ssanie – OFF. Dźwignia zasłonki chłodnicy oleju – wyciągnięta. Dźwignia zasłonki wlotu powietrza do chłodnic – wyciągnięta. Dźwignia przepustnicy prawa – 1 cal wyciągnięta. Dźwignia przepustnicy prawa – wyrwana. Dźwignia nadmuchu powietrza do kabiny – wyciągnięta. Dźwignia ogrzewania kabiny – wyciągnięta. Tablica przyrządów i awionika bez zauważalnych uszkodzeń (w dalszych badaniach stwierdzono pełną sprawność elektronicznego kontrolera silnika

MVP-50P). ELT – włączone (uzbrojone – Zespół badawczy PKBWL wyłączył ELT). Licznik motogodzin – odczytano wartość 639,0. Bezpieczniki – wciśnięte.

Rys.9 – Samolot sfotografowany w okresie poprzedzającym wypadek [foto: PWSZ Chełm].

Rys.10 – Samolot na miejscu wypadku, lewa strona [foto: TVN24].

Rys.11 – Samolot na miejscu wypadku, prawa strona. Widoczne uszkodzenia w miejscu oderwanego prawego skrzydła oraz uszkodzenia prawej strony osłon silnika [foto: OSP Radzymin].

1.4. Inne uszkodzenia

Drobne szkody w drzewostanie na miejscu przymusowego lądowania. Lokalne zanieczyszczenie gleby w wyniku rozlania paliwa z rozerwanego prawego zbiornika.

1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze)

Instruktor-pilot: kobieta lat 26, miała ważną licencję FCL/PPL(A) z uprawnieniami SEP(L), noc, oraz uprawnienia instruktora FI Restricted i ważne orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 1/2/LAPL bez ograniczeń. Nalot łączny 328 godz. 04’ (nie licząc lotu zakończonego wypadkiem), w tym jako instruktor 16 godz. 43’. W ośrodku szkolenia lotniczego użytkownika samolotu wykonywała loty w charakterze instruktora (pod nadzorem HT).

Ostatnich 10 lotów (nie licząc lotu zakończonego wypadkiem):

Data	Loty (d-dzień, n-noc)		Lotnisko	Typ statku powietrznego
	Liczba	Łączny czas		
16.01.2020	6d + 1n	1H 44’	EPBC	Cessna 172
20.01.2020	2d	0H 38’	EPBC	AT-3R100
20.01.2020	1d	0H 21’	EPBC	AT-3R100
20.01.2020	1n	1H 20’	EPBC	Cessna 172
21.01.2020	2d	0H 47’	EPBC	AT-3R100

Szkolony pilot: kobieta lat 25, miała ważną licencję FCL/PPL(A) z uprawnieniami SEP(L) i ważne orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 2/LAPL bez ograniczeń. Nalot łączny 56 godz. 57’ (nie licząc lotu zakończonego wypadkiem).

Ostatnich 10 lotów (nie licząc lotu zakończonego wypadkiem):

Data	Loty (d-dzień, n-noc)		Lotnisko	Typ statku powietrznego
	Liczba	Łączny czas		
12.10.2019	1d	2H 01’	EPBC	AT-3R100
17.10.2019	3d	2H 07’	EPBC	AT-3R100
18.10.2019	1d	2H 06’	EPBC	AT-3R100
19.10.2019	1d	0H 55’	EPBC	AT-3R100
20.10.2019	2d	1H 11’	EPBC	AT-3R100
21.01.2020	2d	0H 47’	EPBC	AT-3R100

1.6. Informacje o statku powietrznym

Samolot Aero AT-3R100: Dwumiejscowy jednosilnikowy dolnopłat o konstrukcji metalowej półskorupowej. Osłony silnika, rama oszklenia kabiny, przejście osłona kabiny-kadłub oraz końcówki skrzydeł z kompozytów szklanych, węglowych i kewlarowych. Skrzydła o obrysie prostokątnym, dwudźwigarowe, wyposażone w klapy krokodylowe 4-położeniowe (0°, 10°, 30° i 45°) oraz klapę Gurney’a na całej krawędzi spływu klap. W noskowych kesonach skrzydeł kompozytowe zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 100 l. Osłona kabiny otwierana w przód ku górze, oszklenie jednoczęściowe. Usterzenie poziome płytowe, wyposażone w klapkę wyważająco-odciążającą. Podwozie stałe trójkołowe z kołem przednim. Golenie podwozia głównego sprężyste stalowe, koło przednie samonastawne na wahaczu, wyposażone w tłumik drgań shimmy, amortyzowane krążkami gumowymi. Koła podwozia głównego wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne sterowane różnicowo, hamulec postojowy. Układ sterowania sterem kierunku linkowy, lotkami i sterem wysokości - popychaczowy, klapy wychylane ręcznie, sterownice (drążki i pedały) zdwojone. Awionika i wyposażenie: przyrząd nawigacyjny Garmin G-500, sztuczny horyzont Garmin G-5, elektroniczny wskaźnik/kontroler pracy silnika Electronics International MVP-50P, radiostacja Garmin GTN-650, transponder Garmin GTX-328, awaryjny nadajnik lokalizujący ELT Kannad 406 AF-COMPACT, licznik motogodzin Hobbs Quartz.

Samolot posiada polski certyfikat typu BB-210 wg wymagań JAR-VLA, europejski certyfikat typu EASA A.021 wg wymagań CS-VLA oraz certyfikat typu FAA A61CE (USA) wg FAA-LSA, certyfikat ukraiński TL 0062 i chińskie Uznanie Certyfikatu Typu VTC0309A (wyd. przez CAAC, z uwzględnieniem wymagań przepisów CCAR-21 i CCAR-91, stanowiące uznanie certyfikatu EASA A.021).

Rok bud.	Producent	Nr fabr.	Znaki rozp.	Nr rej.	Data rejestru

2019	Aero AT, Mielec	AT3-093	SP-RWC	5208	04.04.2019

Świadectwo zdatności do lotu wydane przez ULC :…….08.04.2019 r.

Poświadczenie Przeglądu Zdatności do Lotu ULC-LTT-5/6300-0178/03/19

wydane dnia:……..….08.04.2019 r.

data ważności……..07.04.2020 r.

Poświadczenie Obsługi Nr 005/2020 wydane dnia:……...10.01.2020 r.

data ważności:……..…07.04.2020 r.

Świadectwo Ważności Obsługi (MS) Nr 02/RWC/2020

wydane dnia:……10.01.2020 r.

Świadectwo Zdatności w Zakresie Hałasu ULC-LTT-5/4352-0034/02/19

wydane dnia:……..…..01.04.2019 r.

Nalot płatowca od początku eksploatacji:……..……510 godz. 57’

Liczba lotów od początku eksploatacji:……..…….1471*)

Data wykonania ostatniej obsługi (100 h) :……10.01.2020 r.

przy nalocie:……482 godz. 49’

Ubezpieczenie lotnicze OC LTN/9082107263/RZS/112/19 ważne do:….04.04.2020 r.

**) Nie licząc lotu zakończonego wypadkiem*

Silnik: Rotax-912S2-01, 4-cylindrowy, 4-suwowy, 2-gaźnikowy, w układzie „bokser”, z podwójnym układem zapłonowym, reduktorowy (przełożenie przekładni 1:2,4286), chłodzony powietrzem (cylindry) i cieczą (głowice cylindrów). Pojemność skokowa 1352 cm^3. Moc startowa 73,5 kW (100 KM), obroty maksymalne 5800 obr/min, maksymalne obroty trwałe 5500 obr/min, obroty jałowe 1400 obr/min. Paliwo: benzyna samochodowa o liczbie oktanowej 95, En228 Premium, EN228 Premium Plus, AVGAS 100 LL. Olej: Aero Shell Sport Plus 4. Silnik certyfikowany wg wymagań FAR Part 33.

Rok prod.	Producent	nr fabryczny
2019	BRP Powertrain GmbH & Co.KG, Austria	9139053

Maks. moc startowa:……100 KM

Czas pracy silnika od początku eksploatacji …….510 godz. 57’

(wg wskazań licznika motogodzin):……..……639 godz.

Czas pracy silnika od ostatniej naprawy głównej:……..n/d

Data wykonania ostatniej obsługi 100FH:……..10.01.2019 r.

Data wykonania ostatniej obsługi 200FH:……..22.10.2019 r.

Śmigło: 3-łopatowe aeroelastyczne kompozytowe Peszke Elprop 3-1-1P o średnicy 1,73 m i skoku przestawianym na ziemi.

Rok prod.	Producent	nr fabryczny
2019	Peszke s.c., Krosno	3,00E-238

Czas pracy od początku eksploatacji:…….510 godz. 57’

Czas pracy od ostatniej naprawy głównej:……n/d

Data wykonania ostatnich czynności okresowych 100FH:……..…...10.01.2020 r.

Samolot (płatowiec, silnik i śmigło) był obsługiwany w certyfikowanej organizacji obsługowej Aviation Service NS sp. z o.o. wg Programu Obsługi POT-RWC-AT3 Wyd.1 z 17.04.2019 r.

Stan paliwa i oleju przed lotem:

Paliwo:……100 l

Olej:……~3,8 l

Masy i wyważenie:

Masa samolotu pustego (w tym niezużywalna ilość paliwa, pełny zapas oleju i pełny zapas płynów w instalacjach płatowca)…….……..…….392 kg

Masa załogi……..……...……..157 kg

Masa bagażu……..……..5 kg

Masa paliwa w chwili startu..……72 kg

Masa paliwa w chwili wypadku…….…..…max 36 kg

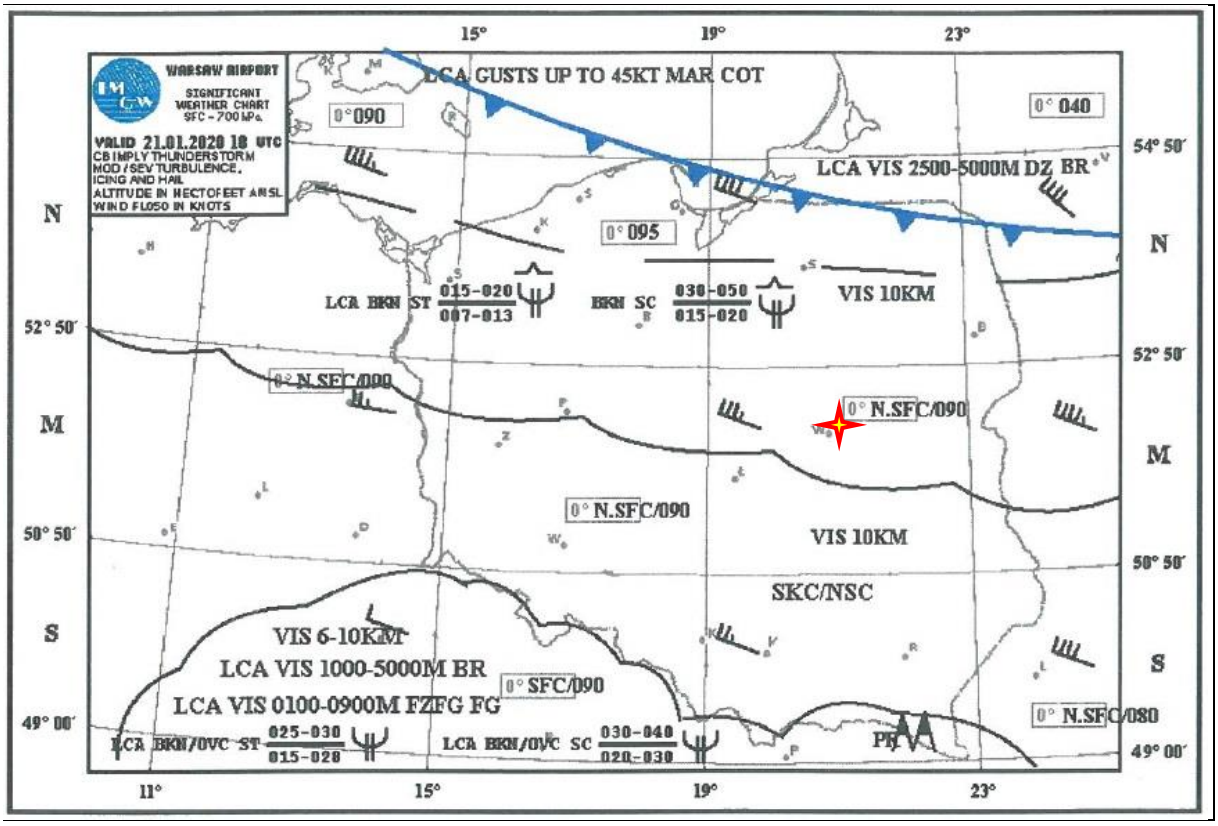
Masa całkowita do startu……...……...626 kg

Masa całkowita w chwili wypadku……..…….max.591 kg

Maksymalna dopuszczalna masa startowa……..……..630 kg

Masa startowa i położenie środka ciężkości samolotu mieściły się w zakresie ograniczeń podanych w jego Instrukcji Użytkowania w Locie.

1.7. Informacje meteorologiczne



Rys.12 – Mapka SIGNIFICANT z dnia wypadku.

TAF EPWA:

TAF EPWA 211430Z 2115/2215 26014KT CAVOK
BECMG 2119/2121 BKN014
BKN004BECMG 2121/2123 BKN007
TEMPO 2201/2212 27019G32KT 3000 –RASN BKN004
BECMG 2212/2214 BKN020=

TAF EPWA 211730Z 2118/2218 27011KT CAVOK
BECMG 2118/2120 BKN012
BECMG 2120/2123 BKN007
PROB40 2122/2202 BKN004
TEMPO 2202/2212 2000 –RASN –RA BR BKN003
PROB40 TEMPO 2203/2212 28017G32KT
BECMG 2212/2214 9999 SCT030
TEMPO 2213/2218 SHRE SHSNRA BKN030CB

TAF EPMO:

TAF EPMO 211130Z 2112/2212 26015KT CAVOK
TEMPO 2112/2116 2601G29KT
BECMG 2119/2121 BKN014
BECMG 2121/2123 BKN007
TEMPO 2201/2212 27019G32KT 3000 –RASN BKN004=

TAF EPMO 211730Z 2118/2218 27011KT CAVOK
BECMG 2118/2120 BKN012
BECMG 2120/2122 BKN005
PROB40 2122/2201 BKN003
TEMPO 2201/2212 2000 –RASN –RA BR BKN003
PROB40 TEMPO 2203/2212 28017G32KT
BECMG 2212/2214 9999 SCT030
TEMPO 2213/2218 SHRA SHSNRA BKN030CB=

METARY EPWA:

METAR EPWA 211830Z 27008KT 220V310 CAVOK02/M02 Q1030 NOSIG=
METAR EPWA 211800Z 28009KT 240V300 CAVOK 02/M02 Q1031 NOSIG=
METAR EPWA 211730Z 28010KT 250V310 CAVOK 03/M02 Q1031 NOSIG=
METAR EPWA 211700Z 28010KT 250V310 CAVOK 03/M02 Q1031 NOSIG=
METAR EPWA 211630Z 28012G22KT 250V310 CAVOK 03/M02 Q1031 NOSIG=
METAR EPWA 211600Z 27010G22KT 240V310 CAVOK 04/M02 Q1031 NOSIG=

METARY EPMO:

METAR EPMO 211830Z 26011KT CAVOK 01/M01 Q1030=
METAR EPMO 211800Z 24010KT CAVOK 02/M01 Q1030=
METAR EPMO 211730Z 26009KT 9999 FEW029 01/M02 Q1031=
METAR EPMO 211700Z 26009KT CAVOK 01/M02 Q1031=
METAR EPMO 211630Z 27012KT CAVOK 02/M01 Q1031=

METAR EPMO 211600Z 27012KT CAVOK 03/M02 Q1031=

Lot odbywał się w nocy w dobrych warunkach meteorologicznych (VMC). Na podstawie dokumentacji meteorologicznej i obserwacji własnych Komisja stwierdza, że warunki atmosferyczne nie miały wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzenia.

1.8. Pomoce nawigacyjne

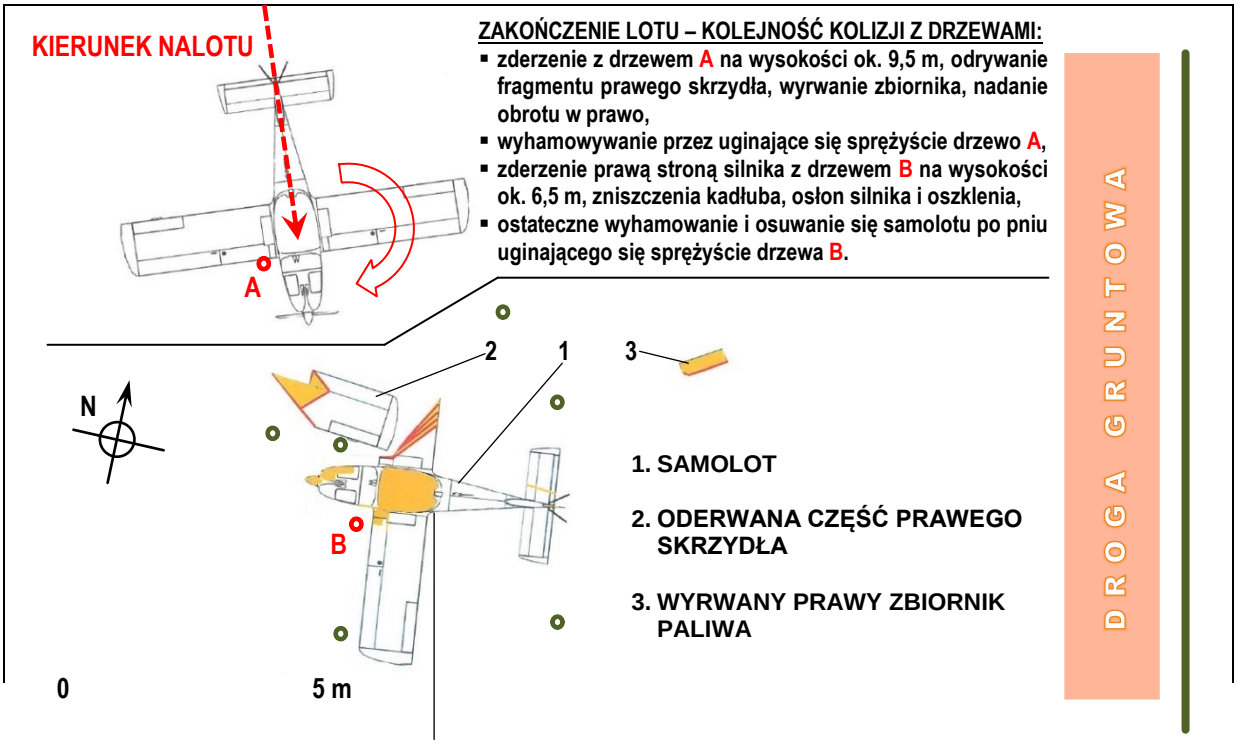
Samolot był wyposażony w urządzenie nawigacyjne Garmin G-500 z funkcją zapisu danych lotu.

1.9. Łączność

Samolot był wyposażony w radiostację pokładową Garmin GTN-650, transponder Garmin GTX-328 oraz nadajnik ratunkowy (ELT) Kannad 406 AF-COMPACT. Pozwolenie radiowe DZC.WML.5101.438.2019.2 na wszystkie te urządzenia ważne do 28.11.2029 r. W trakcie lotu załoga nawiązywała łączność radiową z FIS Olsztyn. Łączność radiowa funkcjonowała bez zakłóceń.

1.10. Informacje o miejscu przymusowego lądowania.

Teren równinny położony ok. 900 m na północ od miejsca zwanego lokalnie „Horowe Bagno", zalesiony (drzewa liściaste średnicy 0,10-0,25 m i wysokości 8-15 m, przeważnie brzozy), znajdujący się w granicach miejscowości Marki pow. Wołomin k/Warszawy. Miejsce zatrzymania się samolotu usytuowane ok. 100 m na zachód od osi drogi krajowej S8 (ok. 50 m od linii ekranów dźwiękochłonnych po zachodniej stronie tej drogi) i na zachód od m. Kobyłka.



Rys.13 – Szkic miejsca wypadku. Przedstawiono początek kolizji z drzewami i ostateczne położenie rozbitego samolotu. Kolorem ciemnozielonym zaznaczono pnie drzew w najbliższym otoczeniu miejsca zatrzymania się samolotu. Kolorem czerwonym zaznaczono pnie drzew A i B, z którymi zderzył się samolot.

Współrzędne geograficzne miejsca zatrzymania się samolotu po wypadku:

N 52º20’31,4”, E 021º09’19,2”, elewacja 100 m AMSL.

1.11. Rejestratory pokładowe

Na pokładzie samolotu znajdowały się urządzenia zapisujące przebieg lotu w pamięci wewnętrznej: urządzenie nawigacyjne Garmin G-500 (z jego karty pamięci odczytano trasę i parametry lotu - dane kompletne) i elektroniczny kontroler silnika MVP-50P (dane z kontrolera odczytano w hangarze, po podłączeniu zewnętrznego źródła zasilania – dane kompletne). Dane odczytano z kart pamięci Garmin o oznaczeniach *GDU6xx Installer Unlock 010-00769-60 006-D1225-00* i *TXi SERIES SUPP DATA 010-03716-10.*

1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu

Stwierdzono, że w trakcie startu lub tuż po nim od samolotu oddzielił się korek wlewu zbiornika paliwa w prawym skrzydle. Korka nie odnaleziono.

1.13. Informacje medyczne i patologiczne

Instruktor w wyniku wypadku doznała zwichnięcia kostki lewej nogi (czego objawy wystąpiły z kilkunastogodzinnym opóźnieniem). Uczeń uskarżała się na ból kręgosłupa szyjnego i uraz lewej ręki. W żadnym z tych przypadków nie była wymagana hospitalizacja.

1.14. Pożar

Nie było. Doszło do rozszczelnienia instalacji paliwowej i rozlania paliwa w wyniku zniszczenia prawego zbiornika paliwowego, jednak niska temperatura otoczenia nie sprzyjała szybkiemu parowaniu paliwa oraz powstaniu mieszanki paliwowo-powietrznej o proporcjach zagrażających wybuchem i pożarem.

1.15. Czynniki przeżycia

Przebieg zdarzenia stwarzał bardzo wysokie zagrożenie dla życia i zdrowia załogi samolotu oraz osób, które mogłyby znajdować się na miejscu jego przymusowego lądowania. Czynnikiem znacznie podwyższającym poziom zagrożenia było

lądowanie na las w porze nocnej, w praktyce nie dające żadnej możliwości wyboru korzystnego miejsca przyziemienia. W pobliżu ostatniego odcinka trasy lotu znajdował się maszt radionadajnika, dobrze oświetlony i ominięty w odległości ok. 100 m (przeszkoda lotnicza 02525/01 wys. 100 m AGL) oraz lokalna linia energetyczna, niewidoczna w leśnej przesiece. Lądowanie zostało w tych warunkach wykonane prawidłowo, a jego przebieg był na tyle szczęśliwy, że nie doszło do poważniejszych obrażeń u załogi. Zderzenie samolotu z drzewami miało taki przebieg, że praktycznie cała jego energia została pochłonięta przez sprężyste zginanie drzew i niszczenie konstrukcji samolotu w sposób oszczędzający kabinę. Załoga miała podczas lotu prawidłowo zapięte pasy bezpieczeństwa.

1.16. Testy i badania

Przeprowadzono odczyt zapisu parametrów lotu i parametrów pracy silnika oraz instalacji pokładowych samolotu z pamięci urządzenia nawigacyjnego Garmin G-500 i elektronicznego kontrolera silnika Electronics International MVP-50P.

1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej

Lot zakończony wypadkiem odbywał się w ramach szkolenia do uzyskania uprawnienia VFR Noc prowadzonego w Ośrodku Szkolenia Lotniczego ATO Runway sp. z o.o.

Na miejsce wypadku o godz. 19:17 przybyła wezwana o godz. 18:42 straż pożarna (kolejno jednostki ratowniczo-gaśnicze z PSP Wołomin oraz z OSP Marki, OSP Radzymin i OSP Kobyłka – łącznie 29 osób i 7 pojazdów). Akcja gaśnicza była zbędna, straż pożarna udzieliła pierwszej pomocy medycznej jednej osobie (uczeń), w porozumieniu z PKBWL odłączyła akumulator samolotu, a następnie zabezpieczała miejsce zdarzenia, kończąc akcję 22 stycznia 2020 r. o godz. 09:25. Przybyło również Pogotowie Ratunkowe, 3 patrole policji z WRD Wołomin i KP Marki, oficer operacyjny KWPSP Warszawa, przedstawiciele ZDKiA oraz przedstawiciel użytkownika samolotu.

Dojazd służb ratowniczo-porządkowych na miejsce wypadku był utrudniony i skomplikowany ze względu na jego porę, stan lokalnych dróg dojazdowych (w rejonie budowy drogi krajowej S8) i umiejscowienie – w lesie i za ekranami dźwiękochłonnymi drogi krajowej S8, w miejscu niewidocznym z żadnej drogi dojazdowej. Na poszukiwanie miejsca wypadku wysłano patrole piesze.

Załoga została przebadana przez policję na okoliczność obecności alkoholu w wydychanym powietrzu (w obu przypadkach wynik negatywny – 0,00 prom.) i przewieziona do szpitala na badania, a następnie zwolniona wobec braku wskazań do hospitalizacji. Policja wykonała w czynności przewidziane dla zastanej sytuacji (w tym dokumentacje fotograficzną).

Państwową Komisję Badania Wypadków Lotniczych powiadomił o wypadku Użytkownik samolotu.

Zespół badawczy PKBWL przybył na miejsce zdarzenia w dn. 22 stycznia 2020 r. w godzinach porannych, przeprowadził oględziny zniszczonego samolotu, sporządził dokumentację fotograficzną, wyłączył awaryjny nadajnik lokalizujący ELT, dokonał odczytu danych z kart pamięci urządzeń pokładowych, odebrał informacje, oświadczenia, dokumentację samolotu, dokumentację załogi oraz wyjaśnienia od załogi i użytkownika samolotu (część ww. dokumentacji i informacji dostarczono i pozyskano w dniach następnych).

1.18. Informacje uzupełniające

Zgodnie z §15 Rozporządzenia Ministra Transportu z dnia 18 stycznia 2007 roku (Dz.U. 35 poz. 225) załoga samolotu została zapoznana z Projektem Raportu Końcowego. Instruktor-pilot i pilot wniosły uwagi do treści raportu, które w całości uwzględniono.

1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań

Stosowano standardowe metody badań.

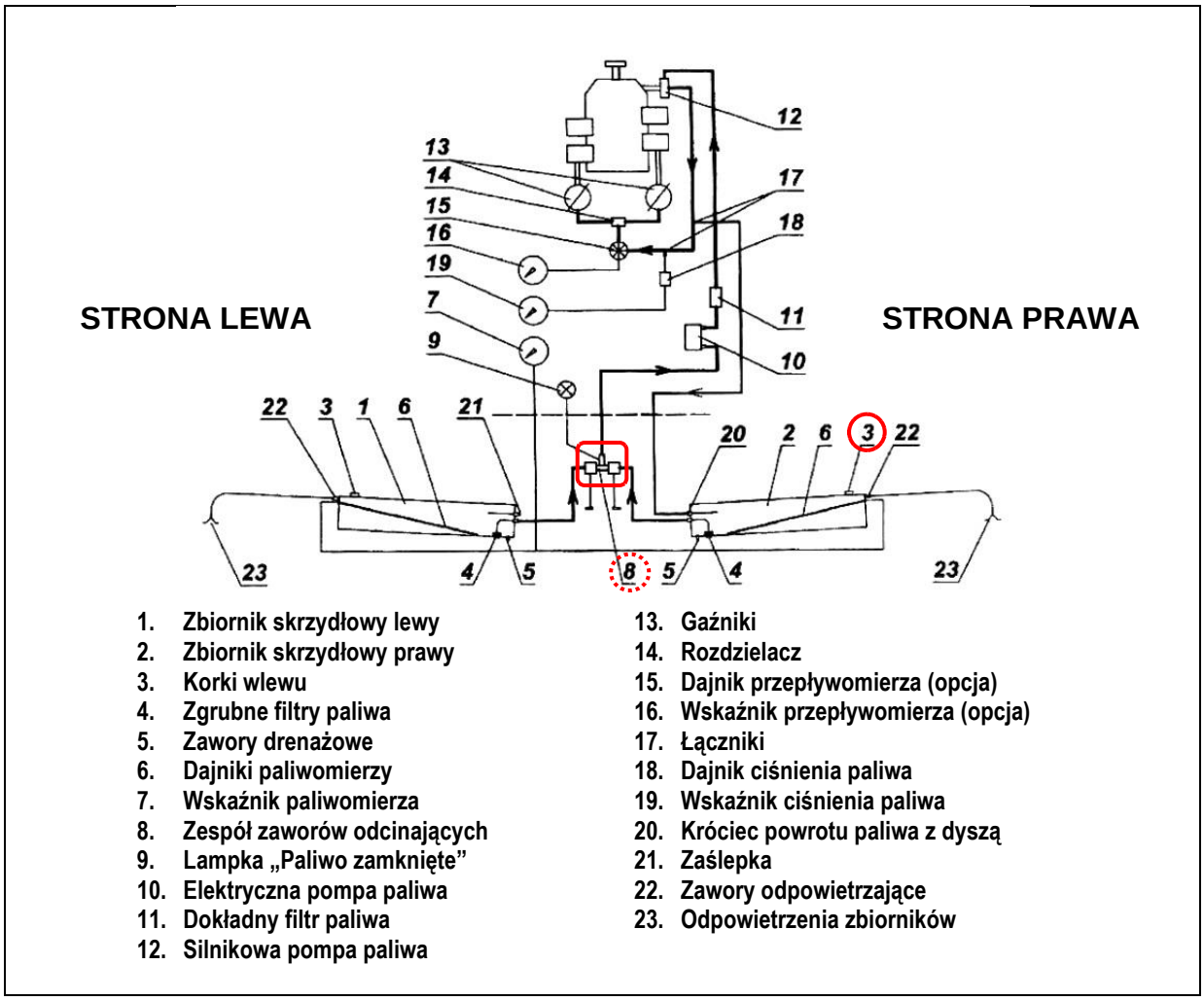
2. ANALIZA

2.1. Poziom wyszkolenia

Kwalifikacje, poziom wyszkolenia oraz przygotowanie załogi były wystarczające do wykonania zaplanowanego zadania.

2.2. Analiza techniczna

Z ustaleń Zespołu badawczego PKBWL wynika, że samolot wystartował do nocnego lotu zatankowany do pełna, z niedokręconym korkiem prawego zbiornika paliwa.

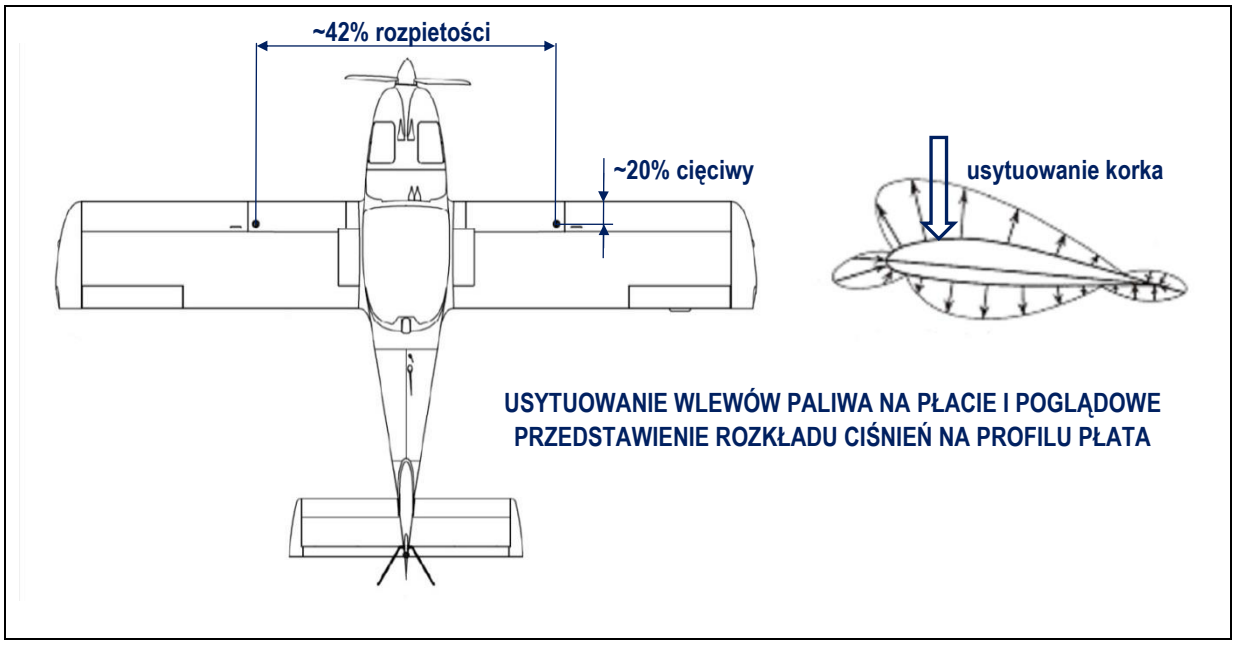


1. Zbiornik skrzydłowy lewy
2. Zbiornik skrzydłowy prawy
3. Korki wlewu
4. Zgrubne filtry paliwa
5. Zawory drenażowe
6. Dajniki paliwomierzy
7. Wskaźnik paliwomierza
8. Zespół zaworów odcinających
9. Lampka „Paliwo zamknięte”
10. Elektryczna pompa paliwa
11. Dokładny filtr paliwa
12. Silnikowa pompa paliwa
13. Gaźniki
14. Rozdzielacz
15. Dajnik przepływomierza (opcja)
16. Wskaźnik przepływomierza (opcja)
17. Łączniki
18. Dajnik ciśnienia paliwa
19. Wskaźnik ciśnienia paliwa
20. Króciec powrotu paliwa z dyszą
21. Zaślepka
22. Zawory odpowietrzające
23. Odpowietrzenia zbiorników

Rys. 14 – Schemat instalacji paliwowej samolotu AT-3R100 SP-RWC (wg Instrukcji Użytkowania w Locie).

Niewłaściwie zamknięty korek wlewu zbiornika paliwowego w prawym skrzydle (poz. 3 na rys. 14) znajdował się w strefie podciśnienia spowodowanego opływem aerodynamicznym skrzydła (patrz rys.15), co przy zwiększeniu prędkości samolotu spowodowało wzrost oddziaływania podciśnienia, a następnie „wyssanie” i wypadnięcie korka, najprawdopodobniej w trakcie startu lub tuż po nim, jak wynika z przebiegu spadku zawartości paliwa w lewym zbiorniku (p. wykresy 1 i 2).

Paliwo przez otwarty wlew prawego zbiornika zaczęło być następnie wysysane na zewnątrz samolotu.



Rys. 15 – Usytuowanie wlewów paliwa na płacie i poglądowe przedstawienie rozkładu ciśnień na profilu płata samolotu AT-3R100 SP-RWC.

Zastosowane na czas lotu ustawienie układu zaworów paliwowych (oba otwarte, p. poz.8 na schemacie instalacji paliwowej rys. 14) sprawiło, że zbiorniki lewy i prawy stały się układem naczyń połączonych – przewodami instalacji paliwowej paliwo z lewego zbiornika zaczęło wskutek różnicy ciśnień dość intensywnie przepływać do prawego zbiornika, z którego następnie uchodziło do otaczającego powietrza, podobnie jak nadmiar paliwa zwracany od silnika do prawego zbiornika.

Paliwo, jakie było w takich warunkach pobierane przez układ pomp instalacji paliwowej i podawane do silnika, pochodziło wyłącznie z lewego zbiornika, który szybko się opróżniał, aż doszło w nim do spadku poziomu paliwa na tyle znacznego, by układ pomp instalacji paliwowej zassał powietrze, co doprowadziło do przerwania pracy silnika po ok. 51 minutach lotu.

Wynika stąd, że intensywność zużywania zawartości lewego zbiornika (50 l) osiągnęła ok. 1 litr/min i była 7,1-7,7-krotnie wyższa od normalnej wartości (0,13-0,14 litra/min). Z przebiegu zużywania paliwa z lewego zbiornika (wykresy 1 i 2 poniżej) wynika wniosek, że całe zjawisko rozpoczęło się już podczas startu lub tuż po nim. Wg wykresu 2 wypadnięcie korka mogło nastąpić w ok. 240 sekund po starcie

Tabela 2 – Zużywanie paliwa z lewego zbiornika – rzeczywiste i teoretyczne

Czas lotu [s]	Rzeczywisty stan paliwa [l]	Teoretyczny stan paliwa [l]
0	49	50,00
17	50	49,96
142	47	49,66

Tabela 2 obok pokazuje praktyczne i teoretyczne zużywanie paliwa z lewego

500	40	48,82
502	40	48,81
507	39	48,80
514	39	48,79
517	39	48,78
1140	38	47,31
1480	26	46,51
1586	21	46,26
1914	22	45,48
1922	19	45,46
2029	16	45,21
2036	15	45,19
2260	10	44,66
2336	7	44,48
2815	0	43,35
3016	0	42,88
3062	0	42,77
3238	2	42,35
3247	2	42,33

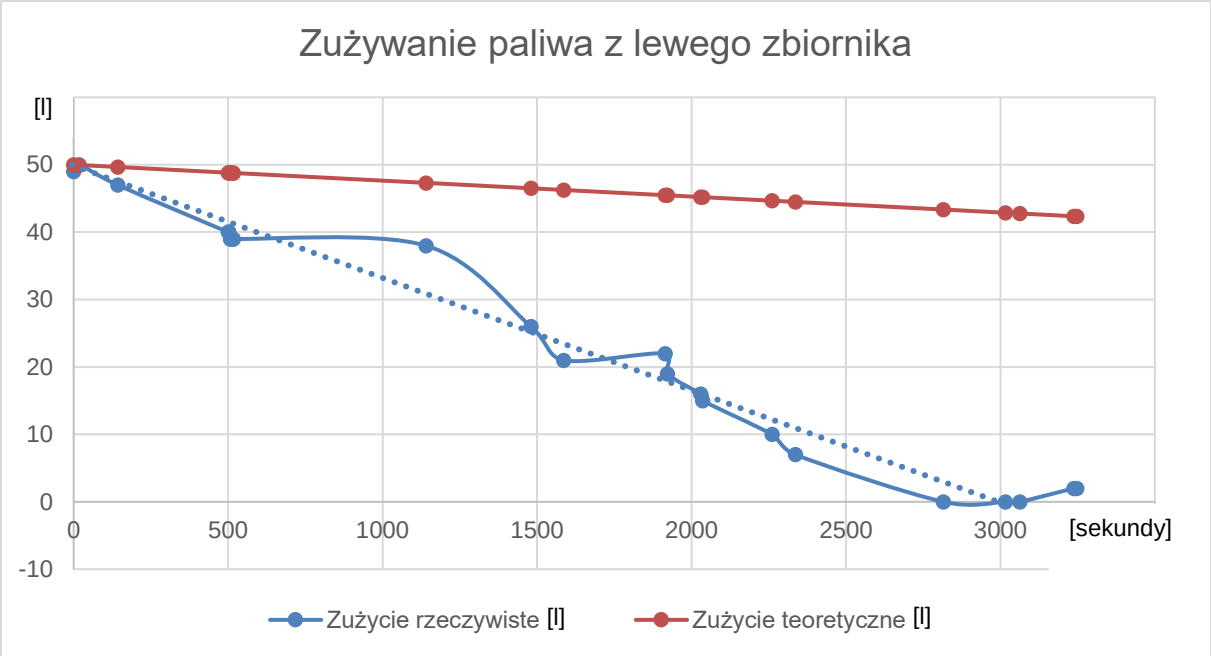
zbiornika podczas lotu zakończonego wypadkiem, przy czym zużycie teoretyczne określono przy założeniu równomiernego zużywania paliwa z obu zbiorników, gdy oba zawory paliwowe znajdują się w położeniu OTWARTY (ON). Poniżej zamieszczono wykresy zużycia paliwa – pierwszy sporządzony na podstawie danych z Tabeli 2 obok i drugi sporządzony na podstawie danych odzyskanych z pamięci elektronicznego kontrolera silnika MVP-50P.

Na wykresach dają się zauważyć zmiany, które mogą być spowodowane zarówno manewrami samolotu jak i włączaniem bądź wyłączaniem elektrycznej pomocniczej pompy paliwowej.

Dla wykresów (wykresy 1 i 2) oraz tabel (tabele 1 i 2) jako moment rozpoczęcia lotu przyjęto rozpoczęcie rozbiegu – godzina 17:40:58.

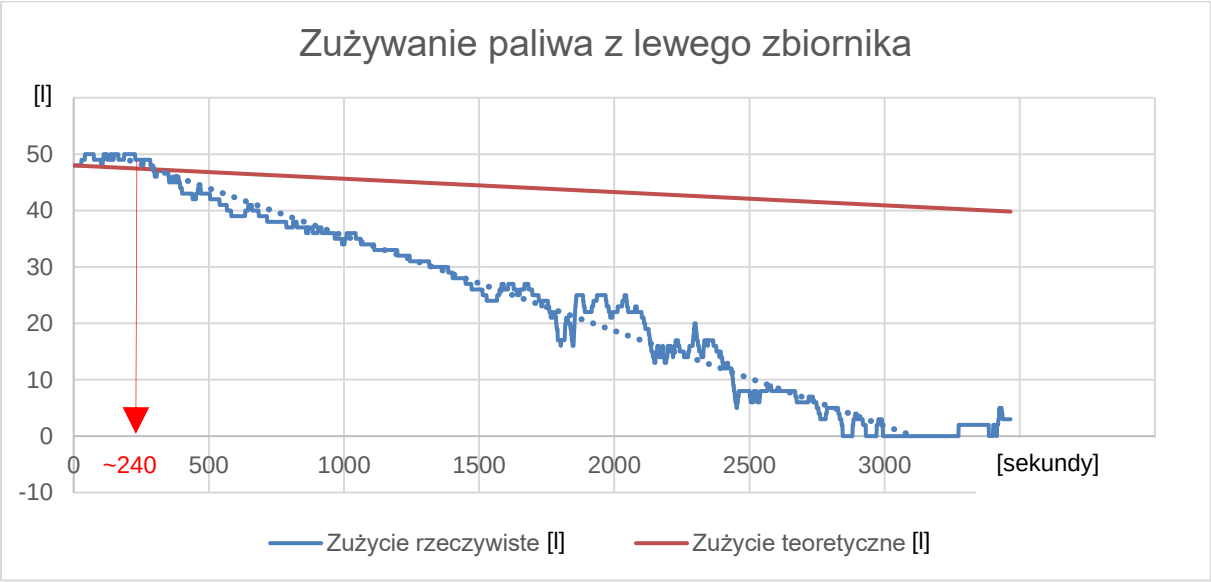
Do lotu samolot zatankowany był do pełna (stan paliwa w obu zbiornikach wynosił 100 l, wskazania paliwomierza lewego i prawego 50 l). W momencie rozpoczęcia lotu stan paliwa w zbiornikach: lewy – 49 l, prawy – 50 l. Wartość 50 l po oderwaniu w lewym zbiorniku może mieć związek z położeniem czujnika pojemnościowego, który wskazuje poziom paliwa. Z tego samego powodu na końcu osi poziomej wykresu zużywania paliwa ze zbiornika lewego, na linii zużycia rzeczywistego (niebieska linia) znajdują się punkty powyżej wartości 0, która pojawiła się na wskazaniach paliwomierza przed wyłączeniem się silnika. Linie kropkowe na wykresach 1 i 2 pokazują średnie rzeczywiste zużycie paliwa z lewego zbiornika, wynoszące ok. 1 l/min, czerwone linie ciągłe – zużycie teoretyczne z tego zbiornika (przy założeniu równomiernego, symetrycznego zużywania paliwa z obu zbiorników), wynoszące ok. 0,13-0,14 l/min.

Wykres 1. Dane na podstawie wartości z tabeli 2 (powyżej)

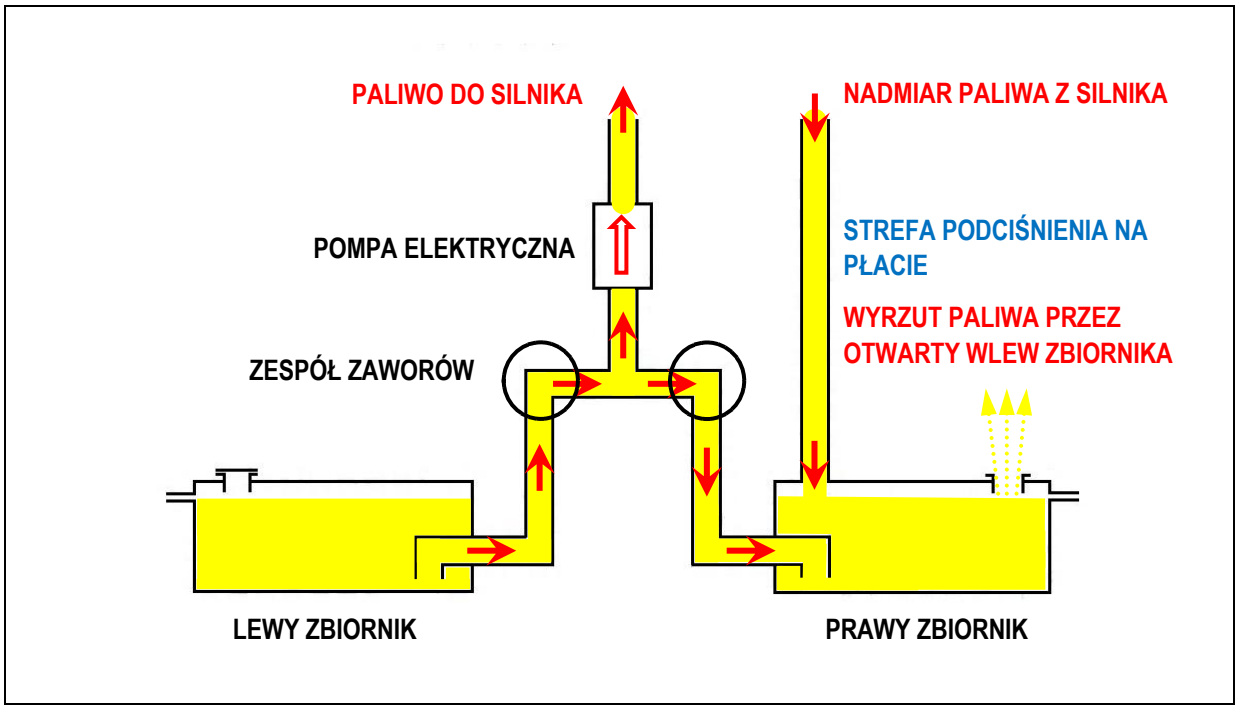


Wykres 2. Na podstawie danych z zapisu parametrów lotu – dane z pamięci elektronicznego kontrolera silnika MVP-50P (wszystkie punkty)

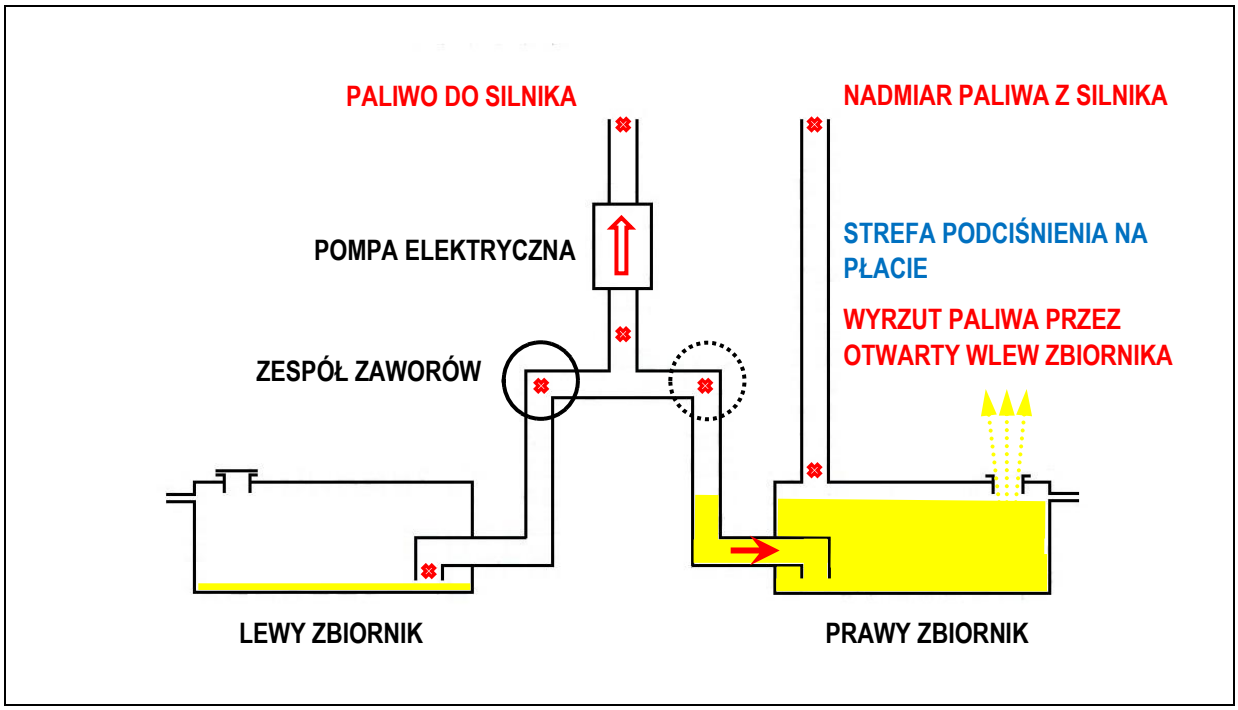
Cienka linia zakończona strzałką wskazuje najbardziej prawdopodobną chwilę wypadnięcie korka wlewu prawego zbiornika i początek utraty paliwa z instalacji.



Odessanie paliwa z układu zaworów do prawego zbiornika po zapowietrzeniu układu pomp instalacji paliwowej w wyniku opróżnienia lewego zbiornika uniemożliwiło zasilanie układu pomp z prawego zbiornika i dlatego niemożliwym się stało ponowne uruchomienie silnika w locie. Zilustrowano to poniżej na schematach blokowych instalacji paliwowej – rysunki 16 i 17.



Rys. 16 – Początkowa faza lotu – oba zawory paliwowe otwarte, podciśnienie na płacie powoduje wysysanie paliwa przez pozbawiony korka wlew prawego zbiornika, układ pomp dostarcza paliwo z lewego zbiornika do silnika oraz nadmiar paliwa z silnika do prawego zbiornika, wskutek podciśnienia w prawym zbiorniku paliwo przepływa przez układ zaworów z lewego do prawego zbiornika, następuje szybkie opróżnianie lewego zbiornika. Kierunki przepływu paliwa pokazane strzałkami.



Rys. 17 – Końcowa faza lotu – oba zawory paliwowe otwarte, podciśnienie na płacie powoduje wysysanie paliwa przez pozbawiony korka wlew prawego zbiornika, poziom paliwa w lewym zbiorniku spada do minimum i niemożliwe staje się jego pobieranie, układ pomp zasysa powietrze i przestaje dostarczać paliwo z lewego zbiornika do silnika oraz nadmiar paliwa z silnika do prawego zbiornika, następuje zatrzymanie silnika. Podciśnienie wysysające paliwo z prawego zbiornika powoduje także wyssanie paliwa z przewodu łączącego go z układem zaworów, czego skutkiem jest zapowietrzenie przewodów układu paliwowego, brak możliwości pobierania paliwa przez układ pomp z prawego zbiornika i brak możliwości uruchomienia silnika. Znak „x" oznacza brak przepływu paliwa, strzałka – kierunek przepływu paliwa.

Reasumując: rozkład ciśnień, jaki powstał w instalacji paliwowej po utracie korka wlewu zbiornika w prawym skrzydle był taki, że uniemożliwiał pobieranie paliwa z tego zbiornika przez układ pomp do silnika, co sprawiło iż do zasilania silnika mogło być wykorzystywane tylko paliwo pobierane z lewego zbiornika, przy czym jedynie jego część zostawała zużywana przez silnik, a część była zwracana do prawego zbiornika, skąd ulegała wyssaniu na zewnątrz przez jego otwarty otwór wlewowy.

Analiza konstrukcji i działania instalacji paliwowej samolotu prowadzi do wniosku, że w zaistniałych okolicznościach jedyną skuteczną metodą zapobieżenia szybkiej utracie paliwa z instalacji było dostatecznie wczesne zamknięcie prawego zaworu paliwowego – nieszczelny wskutek braku korka prawy zbiornik zostałby w ten sposób odcięty od instalacji, bezpośrednie przelewanie się paliwa z lewego zbiornika do nieszczelnego zbiornika prawego przez zespół zaworów zostałoby uniemożliwione, a tylko nadmiar paliwa zwracany z silnika do prawego zbiornika podwyższałby bezproduktywne zużycie (utratę) paliwa z lewego zbiornika. Warunkiem realizacji i powodzenia takiego działania była jednakże dobra znajomość konstrukcji i działania instalacji paliwowej samolotu oraz wystarczająco wczesna identyfikacja zjawiska, aby ilość paliwa pozostająca do dyspozycji w lewym zbiorniku mogła być jeszcze wystarczająca na powrót do lotniska. Okoliczności i przebieg zdarzenia (nocny lot, mierne oświetlenie, deficyt czasu spowodowany późnym zauważeniem braku korka prawego zbiornika, stres, szybka utrata paliwa) nie dawały jednak załodze możliwości prawidłowego przeanalizowania i identyfikacji zjawiska oraz podjęcia skutecznych działań zapobiegawczych.

W trakcie lotu, od chwili startu, oba zawory instalacji paliwowej ustawione były w pozycję OTWARTE (ON). W Instrukcji Użytkowania w Locie ATL3.03 Uzupełnienie Nr 76 z października 2018 r. dla samolotu Aero AT-3R100 w rozdziale 4 dot. procedur normalnych, Wytwórca samolotu zaleca:

(…) użytkowanie samolotu z obydwoma zaworami paliwa ustawionymi w pozycji otwarte. W normalnych warunkach użytkowania nie występują nierównomierności w zużyciu paliwa z poszczególnych zbiorników.[1]

Jeżeli różnica w zużyciu paliwa ze zbiorników przekroczy wartość ¼ pojemności zbiornika paliwa (12,5 l), dopuszczane jest zamknięcie zaworu zbiornika z mniejszą ilością paliwa. Ilość paliwa niezużywalnego w zbiornikach wynosi 1 l, przestroga

[1] Instrukcja użytkowania w locie ATL3.03 Uzupełnienie nr 76

o małej ilości paliwa zostaje uruchomiona na panelu kontrolnym przy zawartości paliwa w zbiorniku poniżej 10 l. Jednocześnie wypracowanie całego paliwa przez silnik gaźnikowy Rotax 912S wymaga zużycia co najmniej ¾ paliwa z obu zbiorników, a następnie zużycia całego paliwa ze zbiornika lewego. Lot powinien przebiegać bez dużych zmian przechylenia, manewry powinny być skoordynowane, a elektryczna pompa paliwa włączona (F.P. ON). W przypadku zaobserwowania spadku ciśnienia paliwa lub obrotów silnika należy zamknąć zbiornik bez paliwa.

Przytoczone powyżej zalecenia, zawarte w treści Instrukcji Użytkowania w Locie, w przypadku zastosowania się do nich mogły zmienić sytuację, powodując przerwanie pracy przez silnik w ok. 30 sekund po zamknięciu lewego zaworu paliwowego i przymusowe lądowanie ok. 30 minut wcześniej (p. podkreślenie w treści powyżej, na poprzedniej stronie niniejszego raportu).

Podczas całego lotu prawy paliwomierz wskazywał przez cały czas ten sam poziom paliwa – 50 l. Wobec zmiennych warunków otoczenia, oddziałujących na paliwo w prawym zbiorniku (takich jak zmiany podciśnienia ssania paliwa przez otwarty wlew wywołane manewrami samolotu czy skutki włączania i wyłączania pompy elektrycznej), prawidłowość takiego wskazania należy uznać za mało prawdopodobną, a utrzymywanie się tego zjawiska może świadczyć o nieprawidłowym działaniu paliwomierza prawego zbiornika paliwa. Z tych samych powodów nie jest możliwe określenie rzeczywistego stanu paliwa w prawym zbiorniku i jego zmian w trakcie lotu.

Załoga nie miała zatem podczas lotu informacji o rzeczywistym stanie paliwa w instalacji paliwowej samolotu.

Z powodu całkowitego zniszczenia prawego zbiornika paliwowego nie podejmowano próby ustalenia przyczyny ewentualnej niesprawności paliwomierza w tym zbiorniku.

Rozdział 3 *Procedury awaryjne* ww. Instrukcji Użytkowania w Locie ATL3.03 z Uzupełnieniem Nr 76 dla samolotu AT-3R100 nie zawiera porad ani zaleceń ułatwiających rozwiązanie sytuacji, jaka zaistniała podczas lotu zakończonego wypadkiem – zjawisko takie jak zgubienie korka wlewu zbiornika (ew. rozszczelnienie zbiornika) nie zostało w tym rozdziale Instrukcji przewidziane.

Zespół badawczy stwierdził ponadto, że treść Rozdziału 4, punkt 4.4.2. ww. Instrukcji Użytkowania w Locie odnosi się do starszego wariantu samolotu z pojedynczym zbiornikiem paliwa w kadłubie – odpowiednio podpunkty *(2) Lewe skrzydło na* str. 4-6 i *(7) Prawe skrzydło* na str. 4-7 nie zawierają opisu czynności sprawdzania poziomu

paliwa i zamknięcia korka wlewu zbiornika paliwa, natomiast czynność taka jest wymagana w podpunktach *(3)(4) Przednia część kadłuba na* str. 4-6.

3. WNIOSKI KOŃCOWE

3.1. Ustalenia komisji

1) Samolot był prawidłowo obsługiwany, a jego zdatność do lotu była prawidłowo udokumentowana.
2) Dokumentacja samolotu była kompletna i prowadzona prawidłowo.
3) Samolot był ubezpieczony (OC, AC, NNW)
4) Pozwolenie radiowe na użytkowanie radiostacji, transpondera i ELT było ważne do 28.11.2029 r.
5) Samolot od chwili rozpoczęcia jego użytkowania był eksploatowany dość intensywnie (ok. 1470 lotów w łącznym czasie ok. 512 godz., w ciągu ok. 8 miesięcy).
6) Podczas przygotowywania samolotu do lotu zmieniona została kolejność wykonywania czynności przeglądu przedlotowego, podana w Rozdziale 4 pkt 4.4.2 Instrukcji Użytkowania w Locie, ponieważ samolot został dotankowany już po zakończeniu przeglądu przedlotowego.
7) Przygotowanie samolotu do lotu odbywało się w porze nocnej przy słabym oświetleniu.
8) Wlew zbiornika paliwowego w prawym skrzydle został zamknięty nieprawidłowo (jego korek został włożony-wciśnięty w otwór gardzieli wlewu, lecz nie zakręcony) – poza tym nie stwierdzono żadnych innych uchybień w przygotowaniu samolotu do lotu.
9) Korki wlewów skrzydłowych zbiorników paliwa w samolocie AT-3R100 znajdują się w strefie noskowej profilu skrzydeł, gdzie podczas lotu występuje silne podciśnienie wywołane ich opływem aerodynamicznym (w ok. 20% cięciwy płata).
10) Wyssanie i wypadnięcie korka nastąpiło podczas startu lub w początkowej fazie lotu, najprawdopodobniej w ok.240 sekund po starcie.
11) Po starcie oba zawory instalacji paliwowej pozostawały przez cały czas lotu ustawione w położeniu otwartym.
12) Brak korka wlewu zbiornika paliwowego w prawym skrzydle przy jednoczesnym ustawieniu obu zaworów instalacji paliwowej w położeniu otwartym doprowadził

do powstania układu naczyń połączonych obejmującego lewy i prawy zbiornik paliwa, wysysania paliwa z prawego zbiornika przez otwarty wlew do otoczenia oraz przepływania paliwa ze zbiornika lewego do prawego, co obok normalnego jego zużywania przez silnik prowadziło w efekcie do intensywnego opróżniania lewego zbiornika.

13) Po opróżnieniu lewego zbiornika zespół pomp instalacji paliwowej zassał powietrze, co spowodowało zatrzymanie silnika i uniemożliwiło jego ponowny rozruch w locie.
14) Brak korka wlewu zbiornika paliwowego w prawym skrzydle został przez załogę zauważony po 37 minutach lotu.
15) Załoga zaobserwowała szybki spadek wskazań poziomu paliwa w lewym zbiorniku przy jednoczesnym wskazaniu jego stałego poziomu w prawym zbiorniku, zidentyfikowała to jednak tylko jako usterkę układu paliwomierzy.
16) Układ pomiaru ilości paliwa w prawym zbiorniku najprawdopodobniej nie funkcjonował prawidłowo.
17) Z powodu całkowitego zniszczenia prawego zbiornika paliwowego nie podejmowano próby ustalenia przyczyny ewentualnej niesprawności paliwomierza w tym zbiorniku.
18) Załoga nie miała informacji o rzeczywistym stanie paliwa w instalacji paliwowej samolotu.
19) Załoga nie doceniła skutków zaobserwowanego zjawiska szybkiego spadku wskazań poziomu paliwa w lewym zbiorniku.
20) Po 51 minutach lotu doszło do zatrzymania silnika.
21) Próby ponownego uruchomienia silnika nie powiodły się.
22) Po zatrzymaniu silnika samolot przeleciał jeszcze ok. 5 km.
23) Do zderzenia z drzewami i z ziemią doszło po 54 minutach lotu, tj. w ok. 3 minuty po zatrzymaniu się silnika.
24) W filtrze instalacji paliwowej i w obu gaźnikach silnika po wypadku stwierdzono nikłe ślady paliwa.
25) W chwili wypadku prawy zbiornik paliwa był częściowo wypełniony – jego zawartość była stale uzupełniana przez paliwo zasysane z lewego zbiornika i nadmiar paliwa zwracany z silnika (gdy silnik działał).
26) Rozkład ciśnień, jaki powstał w instalacji paliwowej po utracie korka wlewu zbiornika w prawym skrzydle był taki, że uniemożliwiał pobieranie paliwa

z prawego zbiornika przez układ pomp do silnika, co sprawiło iż do zasilania silnika mogło być wykorzystywane tylko paliwo pobierane z lewego zbiornika, przy czym jedynie jego część zostawała zużywana przez silnik, a część była zwracana do prawego zbiornika, skąd ulegała wyssaniu na zewnątrz przez jego otwarty otwór wlewowy.

27) Czynności podjęte przez załogę w zaistniałej sytuacji awaryjnej po przerwaniu pracy przez silnik i wykonanie przymusowego nocnego lądowania w terenie na las należy uznać za prawidłowe i prawidłowo wykonane.
28) Kwalifikacje i przygotowanie załogi były odpowiednie do wykonania zaplanowanego lotu.
29) Załoga nie znajdowała się pod wpływem działania alkoholu.
30) Załoga miała podczas lotu prawidłowo zapięte pasy bezpieczeństwa.
31) Załoga podczas lotu utrzymywała łączność radiową z FIS Olsztyn.
32) Załoga w wyniku wypadku nie odniosła poważniejszych obrażeń.
33) Warunki meteorologiczne były odpowiednie do wykonania lotu oraz nie miały wpływu na zaistnienie i przebieg zdarzenia.
34) Instrukcja Użytkowania w Locie znajdowała się na pokładzie samolotu.
35) Instrukcja Użytkowania w Locie nie zawierała wskazówek ani porad umożliwiających rozwiązanie zaistniałej sytuacji.
36) Instrukcja Użytkowania w Locie ATL3.03 Uzupełnienie Nr 76 z października 2018 r., (którą dysponowała załoga), odnosi się w swym Rozdziale 4 *Procedury normalne* pkt 4.4.2 do starszego wariantu samolotu ze zbiornikiem paliwa w kadłubie i wymaga aktualizacji.

3.2. Przyczyna wypadku

Nieprawidłowe zamknięcie korka wlewu zbiornika paliwowego w prawym skrzydle, prowadzące do jego wypadnięcia, szybkiej utraty paliwa podczas lotu i przerwania pracy silnika bez możliwości jego uruchomienia.

Okoliczności sprzyjające:

- Zmiana w kolejności wykonywania czynności przeglądu przedlotowego, podanej w Rozdziale 4 pkt 4.4.2 Instrukcji Użytkowania w Locie.
- Przygotowywanie samolotu do lotu w porze nocnej przy złym oświetleniu.

- Niezgodność opisu czynności przeglądu przedlotowego, podanych w Rozdziale 4 pkt 4.4.2 podpunkty (3)(4) oraz (2) i (7) Instrukcji Użytkowania w Locie ze stanem faktycznym samolotu.
- Prawdopodobna usterka układu paliwomierza prawego zbiornika paliwowego.
- Brak informacji o rzeczywistym stanie paliwa podczas lotu.

4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

DLA WYTWÓRCY SAMOLOTU:

1. Dla wariantu samolotu ze zbiornikami paliwa w skrzydłach uaktualnić treść Rozdziału 4, pkt 4.4.2. Instrukcji Użytkowania w Locie ATL3.03 Uzupełnienie nr 76 z października 2018 r., usuwając polecenie ***Zbiornik paliwa – poziom paliwa i zamknięcie korka wlewu – SPRAWDZIĆ*** z podpunktu *(3)(4) Przednia część kadłuba na* str. 4-6 oraz wprowadzić polecenia o identycznej treści w podpunktach *(2) Lewe skrzydło* na str. 4-6 i *(7) Prawe skrzydło* na str. 4-7.
2. Rozważyć uzupełnienie Rozdziału 3 *Procedury awaryjne* ww. Instrukcji Użytkowania w Locie o procedurę postępowania w przypadku utraty korka skrzydłowego zbiornika paliwa podczas lotu.

5. ZAŁĄCZNIKI

Album ilustracji.

KONIEC

Kierujący zespołem badawczym

Podpisy na oryginale

.....