



Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych

RAPORT KOŃCOWY

2024-0057

NUMER ZDARZENIA

WYPADEK

CFIT: Kontrolowany lot ku ziemi



Jedynym celem badania i raportu końcowego jest zapobieganie wypadkom i incydentom lotniczym.

Komisja nie orzeka o winie i odpowiedzialności. Badanie jest niezależne i odrębne w stosunku do wszelkich postępowań sądowych lub administracyjnych.

Wykorzystywanie raportu do celów innych niż zapobieganie wypadkom i incydentom lotniczym, może prowadzić do błędnych wniosków i interpretacji.

Salt Aviation Sp. z o. o.
Robinson Helicopter Company R44 Cadet SP-
NHM
Toruń Włociański 1 sierpnia 2024 r.

Raport Końcowy został wydany przez Państwową Komisję Badania Wypadków Lotniczych na podstawie informacji znanych w dniu jego publikacji.

Raport przedstawia okoliczności zdarzenia lotniczego, jego przyczyny, czynniki sprzyjające oraz zalecenia dotyczące bezpieczeństwa.

Raport został sporządzony w języku polskim.

Warszawa, 27 stycznia 2026



Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych
ul. Chałubińskiego 4/6, 00-928 Warszawa



kontakt@pkbwl.gov.pl



Telefon alarmowy 24 h: +48 500 233 233



<https://www.pkbwl.gov.pl>

SPIS TREŚCI

SPIS TREŚCI.....	3
WPROWADZENIE	4
SYMBOLE I SKRÓTY	7
1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE	11
1.1 Historia lotu	11
1.2 Obrażenia osób	14
1.3 Uszkodzenia statku powietrznego	14
1.4 Inne uszkodzenia	14
1.5 Informacje dotyczące personelu.....	14
1.6 Informacje o statku powietrznym	15
1.7 Informacje meteorologiczne	21
1.8. Pomoce nawigacyjne	22
1.9. Łączność	22
1.10. Informacje o lotnisku	22
1.11. Rejestratory parametrów lotu	22
1.12. Informacja o szczątkach i zderzeniu.....	23
1.13. Informacje medyczne i patologiczne	28
1.14. Pożar	28
1.15. Czynniki przeżycia.....	28
1.16. Testy i badania	29
1.17 Informacje o organizacjach i zarządzeniu	29
1.18 Informacje uzupełniające.....	30
1.19 Przydatne lub skuteczne metody badania.....	30
2. ANALIZA.....	31
2.1 Fluktuacja wskazań ciśnienia ładowania	31
2.2 Stan techniczny śmigłowca	33
2.3 Ocena poprawności działania silnika.....	33
2.4 Analiza przebiegu lotu	35
2.5 Lądowanie awaryjne.....	36
3 WNIOSKI	38
3.1 Ustalenia	38
3.2 Przyczyny zdarzenia	38
4 ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA	39

WPROWADZENIE

PODSTAWY PRAWNE

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych jest organem do spraw badania zdarzeń lotniczych, o którym mowa w art. 4 ust. 1 rozporządzenia Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) nr 996/2010 z dnia 20 października 2010 r. w sprawie badania wypadków i incydentów w lotnictwie cywilnym oraz zapobiegania im oraz uchylającego dyrektywę 94/56/WE (Dz. Urz. UE L Nr 295, str. 35).

Komisja prowadzi badania na podstawie przepisów ustawy z dnia 3 lipca 2002 r. Prawo lotnicze (Dz.U. z 2023 r, poz. 2110 z późn. zm.) i prawa Unii Europejskiej z zakresu wypadków i incydentów w lotnictwie cywilnym oraz z uwzględnieniem norm i zalecanych metod postępowania zawartych w Załączniku 13 do Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym, sporządzonej w Chicago dnia 7 grudnia 1944 r. (Dz. U. z 1959 r. poz. 212, z późn. zm.).

PODSTAWOWE INFORMACJE O ZDARZENIU

Operator (użytkownik), nr lub rodzaj lotu – Salt Aviation Sp. z o. o., Lot prywatny.

Producent, typ, model i znak rejestracyjny statku powietrznego – Robinson Helicopter Company R44 Cadet SP-NHM.

Miejsce i data zdarzenia – Toruń Włociański 1 sierpnia 2024 r.

ZGŁOSZENIE ZDARZENIA

PKBWL została powiadomiona o zdarzeniu w ramach obowiązkowego systemu zgłaszania zdarzeń, przez pilota w dniu 1 sierpnia 2024 r.

Zdarzeniu nadano numer ewidencyjny – 2024-0057.

Na podstawie wstępnych informacji, zdarzenie zostało zakwalifikowane jako wypadek.

W trakcie badania, kwalifikacja zdarzenia nie została zmieniona.

POWIADOMIENIE O ZDARZENIU

PKBWL powiadomiła o zdarzeniu:

- państwo rejestracji – Polska (ULC);
- państwo operatora – Polska;
- państwo projektu – Stany Zjednoczone Ameryki Północnej (NTSB);
- państwo producenta – Stany Zjednoczone Ameryki Północnej (RHC, Lycoming);
- Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA).

ORGANIZACJA BADANIA

Nadzorujący badanie (IIC) – Mieczysław Wyszogrodzki.

Członek Komisji – Krzysztof Błasiak.

Członek Komisji – Dominik Głowacki

Członek Komisji – Paweł Ruchała

Członek Komisji – Paweł Jajkowski

Grupy specjalistyczne – nie powołano grup specjalistycznych.

Pełnomocni Przedstawiciele (i ich doradcy) (ACCREP) – Joshi Deepak (NTSB).

ZALECENIA

Nie sformułowano zaleceń.

CZAS

Czasy w raporcie zostały podane w LMT, w dniu zdarzenia $LMT = UTC + 2$.

Jeżeli w raporcie podano datę w formacie cyfrowym, to poszczególne cyfry oznaczają DD.MM.RRRR, gdzie DD oznacza dzień, MM miesiąc, a RRRR rok.

RYSUNKI I TABELLE

Jeżeli w raporcie nie zaznaczono inaczej – źródło PKBWL.

STRESZCZENIE

W dniu 1 sierpnia 2024 r. pilot zaplanował lot niekomercyjny po trasie Warszawa-Modlin (EPMO) - Niedźwiedzi Róg śmigłowcem typu Robinson R44 Cadet, o znakach rozpoznawczych SP – NHM. Po dotarciu około godziny 14:00 na lotnisko, sprawdził prognozę pogody oraz aktualne warunki metrologiczne a także zajętość stref.

Wykonał PFI a następnie śmigłowiec został wyprowadzony z hangaru. Pilot zajął miejsce w kabinie oraz uzyskał zgodę na lot. Uruchomił silnik i wykonał jego próbę. Wystartował z FATO 26 o godzinie 15:43. Po starcie wznosił się do wysokości 1500 ft AMSL oraz utrzymywał kurs na punkt YANKEE.

W trakcie wznoszenia pilot zauważył, iż śmigłowiec wznosi się z mniejszą prędkością pionową niż zwykle oraz stwierdził, iż wskazówka wskaźnika ciśnienia ładowania waha się w zakresie +/- 1 inHg (pozostałe parametry były w normie). Po przekroczeniu wysokości 1000 ft AMSL kontynuował wznoszenie, zauważył zwiększenie się wahań wskazań ciśnienia ładowania do amplitudy +/- 2,5 inHg z jednoczesnym zauważalnym spadkiem mocy. Pilot korygował niedobór mocy zespołu napędowego dźwignią skoku ogólnego. Mając ją ustawioną w pobliżu maksymalnego położenia w dalszym ciągu tracił wysokość przy jednoczesnym zachowaniu prędkości postępowej.

Na wysokości około 900 ft AMSL pilot podjął decyzję o lądowaniu awaryjnym, wybierając jego miejsce. Tuż przed przyziemieniem pilot wykonał manewr „FLARE” oraz przyziemił z dobiegiem. Śmigłowiec zderzył się z ziemią. Pilot o własnych siłach opuścił śmigłowiec. W wyniku wypadku pilot doznał lekkich obrażeń ciała. Śmigłowiec uległ zniszczeniu.

Przyczyny zdarzenia:

- 1) Nieuzasadniona decyzja o wykonaniu lądowania awaryjnego (autorotacji), zamiast lądowania zapobiegawczego (z pracującym silnikiem).
- 2) Nieprawidłowo wykonane lądowanie awaryjne, bez redukcji mocy silnika.

SYMBOLE I SKRÓTY

SYMBOLE

'	Minuta (ang. Minute)
''	Sekunda (ang. Second)
°	Stopień np. °C (temperatura) oraz 1° (kąt) (ang. degree)

SKRÓTY

A

ACCREP	Pełnomocny przedstawiciel (ang. Accredited representative)
AD	Dyrektywa Zdatości (ang. Airworthiness Directive)
AGL	Wysokość nad poziomem terenu (ang. Above Ground Level)
Alt	Wysokość (ang. Altitude)
AMSL	Wysokość nad średnim poziomem morza (ang. Above Mean Sea Level)
ARCC	Cywilno-Wojskowy Ośrodek Koordynacji Poszukiwania i Ratownictwa Lotniczego (ARCC)
AUP	Plan Użytkowania Przestrzeni Powietrznej

B

BHP	Hamowana moc silnika (ang. Break Horse Power)
-----	---

C

°C	Stopnie Celsjusza (ang. Degrees Celsius)
CAO	Organizacja Kompleksowej Zdatości do Lotu (ang. Combined Airworthiness Organisation)
CPL(H)	Licencja pilota śmigłowcowego zawodowego (ang. Comercial Pilot License Helicopters)
CTR	Strefa Kontrolowana Lotniska (ang. Control Zone)

E

E	Wschód / wschodnia długość geograficzna (ang. East / Eastern longitude)
---	---

F

FAA	Federalna Administracja Lotnictwa (ang. Federal Aviation Administration)
FATO	Strefa podejścia końcowego i startu (ang. Final Approach and Take-off Area)
FH	Godziny lotu (ang. Flight Hours)
ft	Stopa / stopy (ang. feet / foot)
ft/min	stopy na minutę (ang. feet per minut)
FTIR	Spektroskopia w podczerwieni z transformacją Fouriera (ang. Fourier Transform Infrared Spectroscopy)

G

GAMET	Lotnicza obszarowa prognoza metrologiczna (ang. General Aviation Meteorological Information)
GS	Prędkość względem ziemi (ang. Ground speed)

H

h	Godzina / godziny [ang. hour (-s)]
hPa	Hektopaskal (ang. hectopascal)

I

ICAO	Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego (ang. International Civil Aviation Organisation)
in	cal (ang. inch)
inHg	Cal słupa rtęci (ang. Inch of mercury)

K

KIAS	Prędkość wskazywana w węzłach (ang. Knots-Indicated Air Speed)
kg	kilogram
km	kilometr
kt	węzły (ang. knots)

L

l	litry (ang. liters)
L	Lewy (ang. Left)

lbs	funt (ang. pounds)
LMT	Czas lokalny (ang. Local Mean Time)
LH	Lewa strona (ang. Left Hand)

M

MAP	Ciśnienie ładowania (ang. Manifold Pressure)
METAR	Lotniskowy Raport Meteorologiczny (ang. Meteorological Aerodrome Repoert)
MTh	Motogodziny (ang. Motor hours)
MTOM	Maksymalna masa do startu (ang. Maximum Take-off Mass)
MGB	Przekładnia główna (ang. Main Rotor Gearbox)
mg/l	miligram na litr (ang. miligram per liter)

N

N	Północ / północna szerokość geograficzna (ang. North / Northern latitude)
NTSB	Narodowa Rada Bezpieczeństwa Transportu (ang. National Transportation Safety Board)

O

OAT	Temperatura otoczenia (ang. Outside Air Temperature)
-----	--

P

PKBWL	Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych (ang. State Commission on Aircraft Accident Investigation)
POH	Instrukcja Użytkowania w Locie (ang. Pilot Operating Handbook)
PPL(H)	Licencja pilota śmigłowcowego turystycznego [ang. Private Pilot License (Helicopters)]
psi	funt-siła na cal kwadratowy (ang. pound per square inch)
PFI	Przegląd przedlotowy (ang. Preflight inspection)
P/N	Numer katalogowy części (ang. Part Number)

Q

QNH	Nastawianie skali wysokościomierza na ciśnienie, przy którym wskaże on po wylądowaniu wysokość bezwzględną miejsca lądowania (ang. The pressure set on the subscale of the altimeter so that the
-----	--

instrument indicates its height above sea level. The altimeter will read runway elevation when the aircraft is on the runway)

R

R	Prawy (ang. Right)
RH	Prawa strona (ang. Right Hand)
RHC	Robinson Helicopter Company
RPM	Obrotów na minutę (ang. Revolutions per minute)
RTR	Robinson Technical Publication

S

SB	Biuletyn serwisowy (ang. Service Bulletins)
S / N	Numer seryjny (ang. Serial Number)

T

TAF	Prognoza pogody dla lotniska (ang. Terminal Aerodrome Forecast)
TCCA	Kanadyjski Urząd Lotnictwa Cywilnego (ang. Transport Canada Civil Aviation)
TBO	Okres między naprawami głównymi (ang. Time Between Overhaul)
TSN	Czas pracy od początku eksploatacji (ang. Time Since New)
TR	Uprawnienie na typ statku powietrznego (ang. Type Rating)
TT	Czas całkowity (ang. Total Time)
TGB	Przekładnia śmigła ogonowego (ang. Tail Rotor Gearbox)
TWR	Wieża (ang. Tower)

U

UTC	Uniwersalny czas koordynowany (ang. Coordinated Universal Time)
ULC	Urząd Lotnictwa Cywilnego (ang. Polish Civil Aviation Authority)
US qt	Kwarta amerykańska (United States Quart)

V

VFR	Wykonywania lotów według przepisów z widocznością (ang. Visual Flight Rules)
V/S	Prędkość pionowa (ang. Vertical Speed)

1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE

1.1 Historia lotu

W dniu 1 sierpnia 2024 r. pilot zaplanował lot niekomercyjny (zgodnie z PART-NCO) po trasie Warszawa-Modlin (EPMO) - Niedźwiedzi Róg śmigłowcem typu Robinson R44 Cadet, o znakach rozpoznawczych SP-NHM. W dniu zdarzenia pilot zarezerwował śmigłowiec w firmie Salt Aviation Sp. z o. o., gdzie wcześniej odbył szkolenie do licencji PPL(H).



Rys. 1. Śmigłowiec Robinson R44 Cadet biorący udział w wypadku [źródło: Łukasz Stawisz].

W drodze na lotnisko pilot złożył dwa wymagane plany lotu zgodnie z zaplanowaną trasą. Trasę tą wykonywał kilkakrotnie dokładnie na tym śmigłowcu. Po przybyciu na lotnisko EPMO około godziny 14:00, pilot w biurze firmy sprawdził prognozę pogody GAMET dla obszaru lotu, TAF i METAR dla lotniska odlotu oraz lotniska w pobliżu, którego miało odbyć się lądowanie, tzn. Olsztyn – Mazury (EPSY). Dodatkowo w celu upewnienia się o warunkach meteorologicznych sprawdził dane w aplikacji pogodowej Windy. Przygotowanie do lotu zawierało również sprawdzenie zajętości stref zgodnie z AUP (żadna strefa, przez którą przebiegała trasa nie była zajęta). Następnie pilot udał się do hangaru celem przygotowania śmigłowca do lotu oraz wykonania PFI zgodnie z POH. Miał to być pierwszy lot tego śmigłowca w tym dniu. Podczas PFI sprawdził między innymi, stan paliwa (pełne zbiorniki - 176 l) wizualnie jego stan zewnętrzny, kabiny pilota (pobrał trzy próbki paliwa ze śmigłowca), stan oleju w silniku (około 8 US qt) oraz poziom oleju w MGB i TGB – poziom zgodny z wymaganiem. Po wykonaniu PFI pilot uznał, iż stan śmigłowca nie budzi zastrzeżeń (nie stwierdził nieprawidłowości). Po wykonaniu PFI śmigłowiec został wyprowadzony z hangaru na miejsce postojowe nr 51. Pilot zajął prawy

fotel w kabinie a następnie nawiązał łączność z Modlin Delivery uzyskując zgodę na lot (zgoda na lot VFR w przestrzeni kontrolowanej CTR EPMO, nie wyżej niż 1500 ft AMSL oraz odlot z FATO 26 przez punkty INDIA a następnie YANKEE). Pilot wykonał listę kontrolną „przed uruchomieniem silnika” oraz nawiązał łączność z Modlin TWR w celu uzyskania zgody na uruchomienie silnika. Po jej uzyskaniu i uruchomieniu silnika, wykonał jego próbę zgodnie z POH. W czasie próby silnika wykonał między innymi, sprawdzenie iskrowników - spadek prędkości obrotowej silnika (wyłączając po kolei iskrownik R, L po czym wrócił do pozycji BOTH)¹, sprzęgła, podgrzewu gaźnika oraz sygnalizacji o niskich obrotach wirnika nośnego (dźwiękową i wizualną). Pilot nie stwierdził niesprawności². Po uzyskaniu parametrów do startu oraz otrzymaniu zgody z Modlin TWR wykonał podlot do FATO 26 drogami kołowania ALFA, WHISKY a następnie poprosił o zgodę na odlot, którą otrzymał (odlot bezpośrednio na punkt YANKEE). Start odbył się o godzinie 15:43. Po starcie podczas wznoszenia do wysokości 1500 ft AMSL utrzymywał kurs na punkt YANKEE z prędkością postępową 70 – 80 kts oraz ciśnieniem ładowania 21 inHg. W trakcie wznoszenia pilot zauważył, iż śmigłowiec wznosi się z mniejszą prędkością pionową niż zwykle (ma mniej mocy niż standardowo) jednak stwierdził, iż jest to wpływ wysokiej temperatury powietrza³. Ponadto w trakcie wznoszenia wskazówka wskaźnika ciśnienia ładowania wahała się +/- 1 inHg⁴ (pozostałe parametry były w normie). Na wysokości około 1000 ft AMSL włączył podgrzew gaźnika (wyciągnął ciągną podgrzewu do około połowy). Po przekroczeniu wysokości 1000 ft AMSL kontynuował wznoszenie do 1200 ft AMSL. Na tej wysokości, przy prędkości około 70 – 80 kts, zauważył zwiększenie wahań wskazania ciśnienia ładowania (wskazanie zaczęło oscylować +/- 2,5 inHg) z jednoczesnym zauważalnym spadkiem mocy. Zjawisku temu nie towarzyszyły zwiększone lub inne odczuwalne drgania, niestandardowe odgłosy czy też sygnalizacja niesprawności w kabinie. Zgodnie z oświadczeniem pilot korygował niedobór mocy zespołu napędowego dźwignią skoku ogólnego, zwiększając kąt nastawienia łopat wirnika nośnego oraz otwarcie przepustnicy. Mając dźwignię skoku ogólnego ustawioną w pobliżu maksymalnego położenia (pilot nie pamięta, czy zaświeciła się lampka „FULL THROTTLE”⁵) w dalszym ciągu tracił wysokość oraz prędkość postępową. Na wysokości około 900 ft AMSL (670 ft AGL) pilot podjął decyzję o lądowaniu awaryjnym, wybierając miejsce do lądowania. Pilot zamierzał wykonać zniżanie w locie autorotacyjnym. W tym celu opuścił dźwignię

¹ Stacyjka znajdowała się w pozycji BOTH po wypadku.

² Jedyną anomalią był krótki dźwięk wysokiej częstotliwości w słuchawkach podczas sprawdzenia instalacji hydraulicznej (włączenie zaworu odcinającego).

³ Temperatura powietrza przy ziemi wynosiła 27°C zgodnie z METAR dla EPMO z godziny 15:30.

⁴ Zgodnie z oświadczeniem pilota, takie wskazania wskaźnika ciśnienia ładowania były typowe dla tego egzemplarza śmigłowca.

⁵ Lampka „FULL THROTTLE” informuje o zbliżającym się maksymalnym otwarciu przepustnicy.

1.2 Obrażenia osób

Tabela 1. Ogólne – liczbowe zestawienie obrażeń

Obrażenia ciała	Załoga	Pasażerowie	Ogółem na pokładzie statku powietrznego	Pozostali
Śmiertelne	-	-	-	-
Poważne	-	-	-	-
Lekkie	1	-	1	-
Brak	-	-	-	-
RAZEM	1	-	1	-

1.3 Uszkodzenia statku powietrznego

Śmigłowiec uległ zniszczeniu.

1.4 Inne uszkodzenia

Nie było.

1.5 Informacje dotyczące personelu

1.5.1 Dowódca statku powietrznego

Mężczyzna, lat 32.

Licencja: CPL(H)

Uprawnienia wpisane do licencji:

- TR R44: ważne do 31 lipca 2025;
- TR Cabri G2: ważne do 31 lipca 2025;
- TR EC135/635: ważne do 31 lipca 2025 (Wpisane błędnie przez ULC do licencji. Pilot powinien mieć wpisane TR AS350/EC130, na który egzamin zdał w dniu 06.07.2024 z datą ważności do 31.07.2025);
- ICAO/level 4: ważny do 25 sierpnia 2026.

Nalot ogólny na śmigłowcach: 379 h.

Nalot na typie:

- R44: 184 h, w tym 94 h nalot dowódczy.

Nalot przed zdarzeniem:

- w ciągu ostatnich 24 h: 0 h;
- w ostatnich 7 dniach: 5:23 h;
- w ostatnich 90 dniach: 56 h w tym: 17 h na R44, 2,5 h na R66, 8 h na Cabri G2, 29 h na AS 350.

Orzeczenie lotniczo–lekarskie klasa I bez ograniczeń, ważne do 03 kwietnia 2025 r.

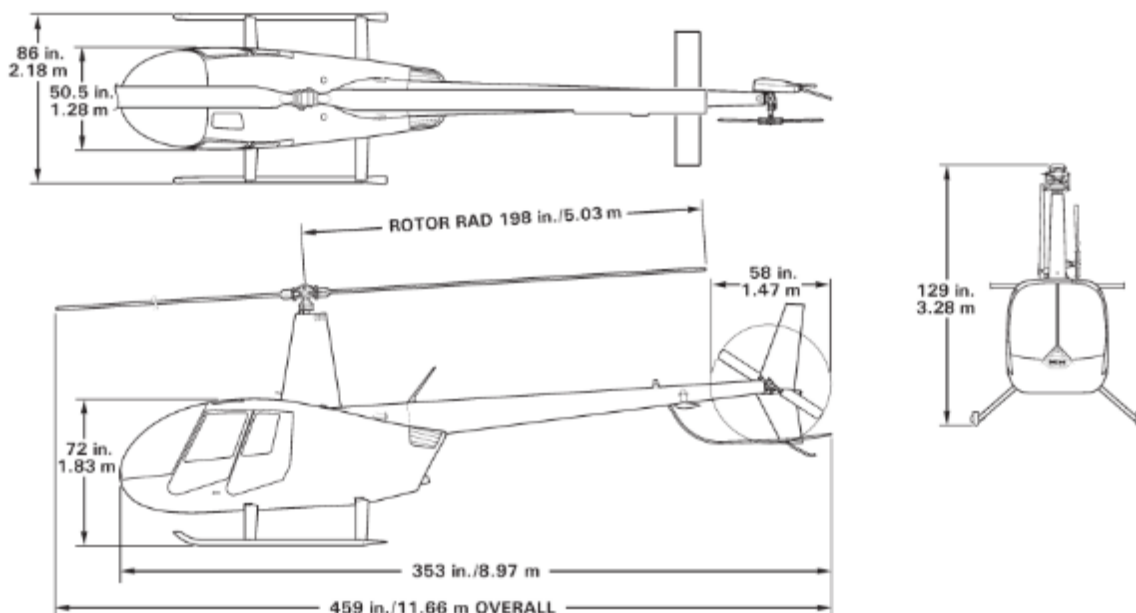
Odpoczynek w ciągu ostatnich 48 h – pilot miał zapewnione 8 h odpoczynku w ciągu doby w warunkach domowych.

Znajomość lotniska – pilot na lotnisku EPMO szkolił się do licencji PPL(H), znał obowiązujące procedury wykonywania lotów oraz zasady prowadzenia łączności.

Miejsce w kabinie i wykonywane czynności – zajmował miejsce na przednim prawym fotelu, pełnił czynności dowódcy.

1.6 Informacje o statku powietrznym

Robinson R44 Cadet jest czteromiejscowym, lekkim, jednosilnikowym śmigłowcem o konstrukcji metalowo kompozytowej w układzie klasycznym. Produkowany jest przez Robinson Helicopter Company siedzibą w Torrance, USA.



Rys. 3. Główne wymiary śmigłowca R44 [źródło: RTR 463].

1.6.1 Zdatność do lotu i obsługa techniczna

a) Informacje ogólne:

Tabela 2. Dane statku powietrznego

Oznaczenie fabryczne (model)	Nr fabryczny	Rok budowy	Znaki rozpoznawcze	Nr Rejestru	Data rejestru
R44 Cadet	30040	2018	SP-NHM	807	17.06.2021

- właściciel – SQ Equipment Leasing Sp. z o. o.;
- operator – Salt Aviation Sp. z o. o.;
- Świadectwo Zdatności do Lotu (CofA) – wydane 10.05.2019 r. - bez ograniczeń.
- Poświadczenie Przeglądu Zdatności do Lotu (ARC) wydane 26.10.2022 r. Przedłużone w dniu 26.10.2023 r., ważne do 29.10.2024 r.

b) Historia statku powietrznego:

- nalot od początku eksploatacji – 1580,55 MTh;
- nalot od ostatniej naprawy głównej – nie dotyczy;
- nalot od ostatniego przeglądu 100 FH (płatowiec) – 33,36 MTh – zakończony w dniu 08.07.2024;
- modyfikacje - wykonane zgodnie z przepisami;
- pokładowy dziennik techniczny – prowadzony starannie oraz na bieżąco;
- dyrektywy zdatności – wszystkie dyrektywy zdatności zostały wykonane w terminie;
- obowiązkowe biuletyny serwisowe – wszystkie obowiązkowe biuletyny zostały wykonane w terminie.

c) Historia silnika statku powietrznego:

Tabela 3. Dane silnika statku powietrznego

Producent	Typ	Nr fabryczny	Rok budowy
Lycoming	O-540-F1B5	L-27802-40E	2018

- nalot od początku eksploatacji: 1580,33 MTh;

-
- nalot od ostatniej naprawy głównej: nie dotyczy;
 - nalot od ostatniego przeglądu 50 / 100 FH (silnik) – 33,36 MTh – zakończony w dniu 8.07.2024;
 - modyfikacje – nie wykonano;
 - dyrektywy zgodności – wszystkie dyrektywy zgodności zostały wykonane w terminie;
 - obowiązkowe biuletyny serwisowe – wszystkie obowiązkowe biuletyny zostały wykonane w terminie.

d) Łopaty wirnika nośnego oraz śmigła ogonowego:

- łopaty wirnika nośnego, czas pracy: od początku eksploatacji 1580,33 MTh, po ostatnim przeglądzie okresowym 33,36 MTh – przegląd zakończony w dniu 08.07.2024⁶;
- łopaty śmigła ogonowego, czas pracy: od początku eksploatacji 298,07 MTh⁷, po ostatnim przeglądzie okresowym 33,36 MTh – przegląd zakończony w dniu 08.07.2024.

e) Paliwo:

- zalecane (zgodnie z POH) – AVGAS 100LL, UL 91⁸;
- stosowane podczas lotu – AVGAS 100LL;
- ilość na pokładzie: około 176 l (pełne zbiorniki).

f) Urządzenia i agregaty:

- iskrownik LH, TCM, P/N: 10-600616-3, S/N: E18AA020, czas pracy: od początku eksploatacji: 1580,33 MTh, po ostatnim przeglądzie 100 FH: – 33,36 MTh – zakończony w dniu 08.07.2024, po ostatnim przeglądzie 500 FH: 133,1 MTh – zakończony w dniu 18.04.2024;
- iskrownik RH, P/N: 10-600646-201, S/N: E18AA050, czas pracy: od początku eksploatacji: 1580,33 MTh, po ostatnim przeglądzie 100 FH: – 33,36 MTh – zakończony w dniu 08.07.2024, po ostatnim przeglądzie 500 FH: 133,1 MTh – zakończony w dniu 18.04.2024;

⁶ Zadania obsługowe dla łopat wirnika nośnego oraz śmigła ogonowego zawierają się w przeglądzie 100FH / roczny zgodnie RTR 460 vol. 1 rozdział 2.400.

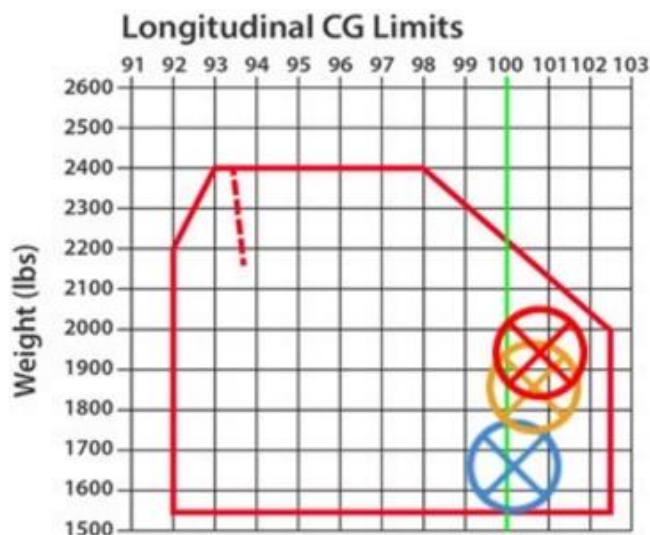
⁷ Łopaty śmigła ogonowego zostały wymienione zgodnie z wymaganiami FAA AD 2023-11-07 oraz SB-112C.

⁸ Podano tylko typy paliwa występujące w Polsce.

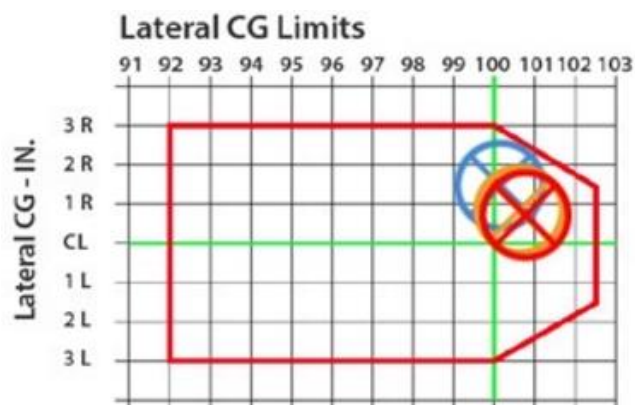
- gaźnik, Avstar, P/N: AV10-6035-11, S/N: AV26549145, czas pracy: od początku eksploatacji: 1580,33 MTh, po ostatnim przeglądzie 100 FH: – 33,36 MTh – zakończony w dniu 08.07.2024;
- wskaźnik ciśnienia ładowania („MANIFOLD PRESSURE GAUGE”), United Instruments, P/N: A600-7, S/N: 201031, czas pracy: od początku eksploatacji: 1580,33 MTh, zabudowany podczas produkcji śmigłowca. Nie wymaga obsługi technicznej;
- zdwojony wskaźnik obrotów („DUAL TACHOMETER”), Phaostron, P/N: C792-4, S/N: 7709, czas pracy: od początku eksploatacji: 1580,33 MTh, zabudowany podczas produkcji śmigłowca. Nie wymaga obsługi technicznej.

g) Masa i wyważenie statku powietrznego

- MTOM – 998 kg (2200 lb);
- Masa śmigłowca pustego – 664 kg (1464 lb);
- Masa paliwa – 127 kg (279 lb);
- Masa pilota – 83 kg (183 lb);
- Masa bagażu – 9 kg (20 lb);
- Masa do startu – 883 kg (1944 lb).



Rys. 4. Położenie środka ciężkości w osi podłużnej (czerwony znacznik – masa do startu, niebieski znacznik – masa śmigłowca bez paliwa, żółty znacznik – masa do lądowania dla planowanego lotu).



Rys. 5. Położenie środka ciężkości w osi poprzecznej.

Środek ciężkości podczas całego lotu znajdował się w prawidłowym położeniu. Maksymalna masa startowa nie była przekroczona (Rys. 4 i 5).

1.6.2 Systemy lub części statku powietrznego

a) Silnik

Silnik O-540-F1B5 produkowany jest przez firmę Lycoming Engines z siedzibą w Williamsport, USA. Sześciocyldrowy silnik, w układzie bokser, niedoładowany, bez przekładni, przystosowany do pracy poziomej oraz chłodzony powietrzem.

Mieszanka paliwowo-powietrzna powstaje w gaźniku. Na wejściu do układu dolotowego znajduje się filtr powietrza w kompozytowej obudowie wyposażonej w alternatywny dolot powietrza („BYPASS”) oraz dolot gorącego powietrza (używany do przeciwdziałaniu oblodzenia gaźnika).

Tabela 4. Podstawowe parametry silnika Lycoming O-540-F1B5.

Parametr	Wartość
Nominalna moc silnika ⁹	235 BHP
Nominalna prędkość obrotowa ¹⁰	2800 RPM
Pojemność skokowa	541,5 [in ³]
Pojemność miski olejowej	12 US qt
Maksymalne zużycie oleju	0,78 US qt / h

Silnik o zapłonie iskrowym, który składa się z dwóch pojedynczych iskrowników, przewodów zapłonowych, świec zapłonowych oraz modułu startowego (wibratora). Każdy cylinder wyposażony jest w dwie świece

⁹ Poprzez ograniczenie prędkości obrotowej oraz MAP (zależna od temperatury otoczenia, wysokości ciśnieniowej oraz kontrolowana przez pilota) ograniczona jest maksymalna moc silnika, która wynosi 185 BHP dla mocy ciągłej oraz 210 BHP dla mocy startowej (5 minut).

¹⁰ Prędkość obrotowa silnika jest ograniczona przez producenta śmigłowca do 2718 RPM.

zapłonowe zasilane indywidualnie z dwóch różnych iskrowników.



Rys. 6. Silnik zdemontowany ze śmigłowca biorącego udział w zdarzeniu.

Instalacja olejowa z tzw. mokrą misą olejową. Olej filtrowany jest za pomocą dwóch filtrów – zewnętrznego (pełnego przepływu) oraz wewnętrznego (siatkowy „*SUCTION SCREEN*” – zabudowany w misie olejowej). Ciśnienie wytwarzane jest za pomocą jednostopniowej pompy zębatej. Chłodzenie oleju odbywa się z użyciem chłodnicy, utrzymanie temperatury oleju jest realizowane za pomocą termostatu.

Sterowanie silnikiem ogranicza się do sterowania składem mieszanki, otwarcia przepustnicy oraz podgrzewem gaźnika. Producent zabrania sterowania składem mieszanki w locie, używane jest ono tylko do rozruchu oraz wyłączenia silnika.

Sterowanie otwarciem przepustnicy realizowane jest przez rękojeść obrotową znajdującą się na obu dźwigniach sterowania skokiem ogólnym. Powyżej 80% obrotów otwarcie przepustnicy sterowane jest automatycznie poprzez governor (regulator obrotów).

Podgrzew gaźnika sterowany jest przez pilota z kabiny poprzez ciągnąco znajdujące się w okolicach drążka sterowania okresowego.

Praca silnika monitorowana jest poprzez wskazania temperatury oleju, ciśnienia oleju, temperatury głowicy cylindra nr 5, temperatury mieszanki paliwowo-powietrznej, jego prędkości obrotowej oraz ciśnienia ładowania.

b) Procedury normalne

Trening autorotacji

Procedury treningu autorotacji z pracującym zespołem napędowym z odzyskaniem mocy oraz przyziemieniem zostały szczegółowo opisane w **Załączniku 1**.

Poniżej znajduje się uwaga dotycząca treningu autorotacji z przyziemieniem (znajdująca się w POH dla R44 Cadet):

„Przed wykonaniem manewru „FLARE” za pomocą drążka sterowania okresowego, skręć przepustnicę poniżej minimum („OVERTRAVEL SPRING”) aż do ogranicznika do momentu zakończenia autorotacji. (Zapobiegnie to dodaniu mocy przez korelator w momencie podniesienia dźwigni).”

Określanie wartości maksymalnego ciśnienia ładowania

Jednym z punktów procedury uruchomienia i próby silnika jest sprawdzenie ograniczenia MAP. Polega to na odczytaniu wartości maksymalnego MAP z tabeli znajdującej się w POH oraz kabinie pilota (Rys. 7) dla aktualnych warunków startu (temperatura oraz wysokość nad poziomem morza).

Dla panujących warunków (elewacja lotniska startu 344 ft oraz temperatury otoczenia +27°C) maksymalna wartość MAP wynosiła 22,56 inHg dla przelotu oraz 24,56 inHg dla 5 minutowej mocy startowej. W związku z dokładnością wskaźnika ciśnienia ładowania pilot powinien przyjąć wartości 22,5 inHg dla przelotu oraz 24,5 inHg dla mocy startowej.

LIMIT MANIFOLD PRESSURE - IN. HG								
MAXIMUM CONTINUOUS POWER								
PRESS ALT-FT	OAT-°C							
	-30	-20	-10	0	10	20	30	40
SL	21.2	21.4	21.7	22.0	22.2	22.5	22.7	22.9
2000	20.7	21.0	21.3	21.5	21.8	22.0	22.2	22.5
4000	20.2	20.5	20.8	21.1	21.3	21.6	21.8	22.0
6000	19.8	20.1	20.4	20.7	20.9	21.1	21.4	21.6
8000	19.5	19.7	20.0	20.3	FULL THROTTLE			
FOR MAX TAKEOFF POWER (5 MIN), ADD 2.0 IN.								

Rys. 7. Ograniczenie maksymalnego MAP [źródło: RHC]

c) Procedury awaryjne

Procedura awaryjna przy utracie mocy zespołu napędowego została szczegółowo opisana w Załączniku 1.

1.7 Informacje meteorologiczne

Dnia 1 sierpnia 2024 roku, w godzinach popołudniowych przeważający obszar znajdował się pod wpływem wyżu.

Warunki meteorologiczne według raportu METAR dla lotniska EPMO w dniu 1 sierpnia 2024 roku o godzinie 15:30 były następujące:

- kierunek wiatru: z kierunku 290°, zmienny od 250° do 350°;
- prędkość wiatru: 11 kt;
- widzialność: powyżej 10 km;
- chmury: brak;
- brak niebezpiecznych zjawisk pogodowych;
- temperatura otoczenia: +27°C;
- temperatura punktu rosy: +13°C;
- ciśnienie QNH: 1010 hPa.

1.8. Pomoce nawigacyjne

Nie dotyczy

1.9. Łączność

Pilot prowadził standardową korespondencję radiowa z TWR Modlin w języku polskim. Korespondencja w obu kierunkach była czytelna.

1.10. Informacje o lotnisku

Nie dotyczy.

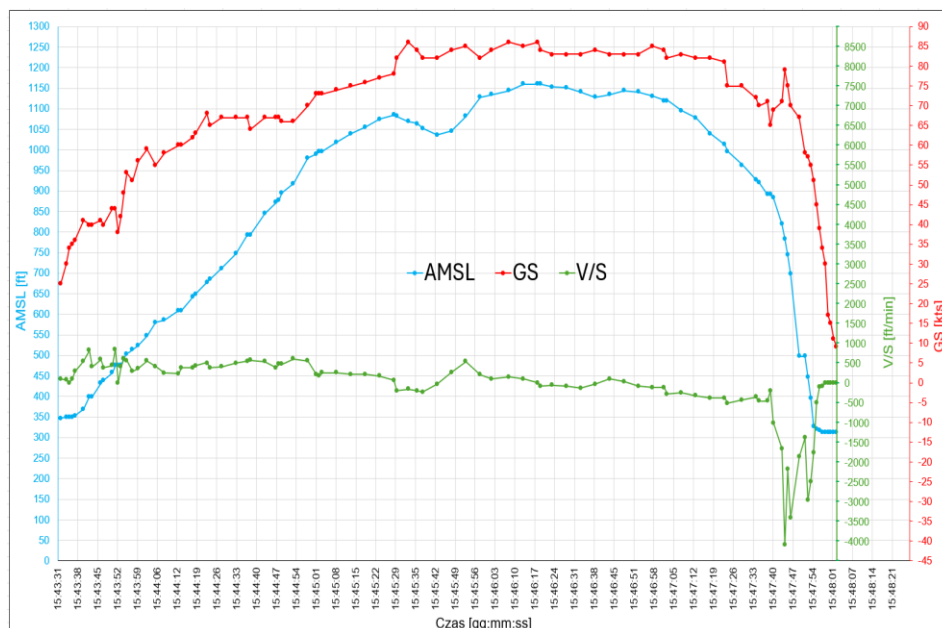
1.11. Rejestratory parametrów lotu

Śmigłowiec nie był wyposażony FDR oraz CVR – nie były one wymagane przez regulacje prawne.

Pilot do nawigacji używał telefonu komórkowego z oprogramowaniem „SkyDemon”, które pozwala na planowanie trasy oraz nawigację podczas lotu.

PKBWL pobrała z telefonu pilota zapis lotu ze zdarzenia. Po przekonwertowaniu oraz przeliczeniu danych zostały uzyskane następujące parametry lotu (Rys. 8):

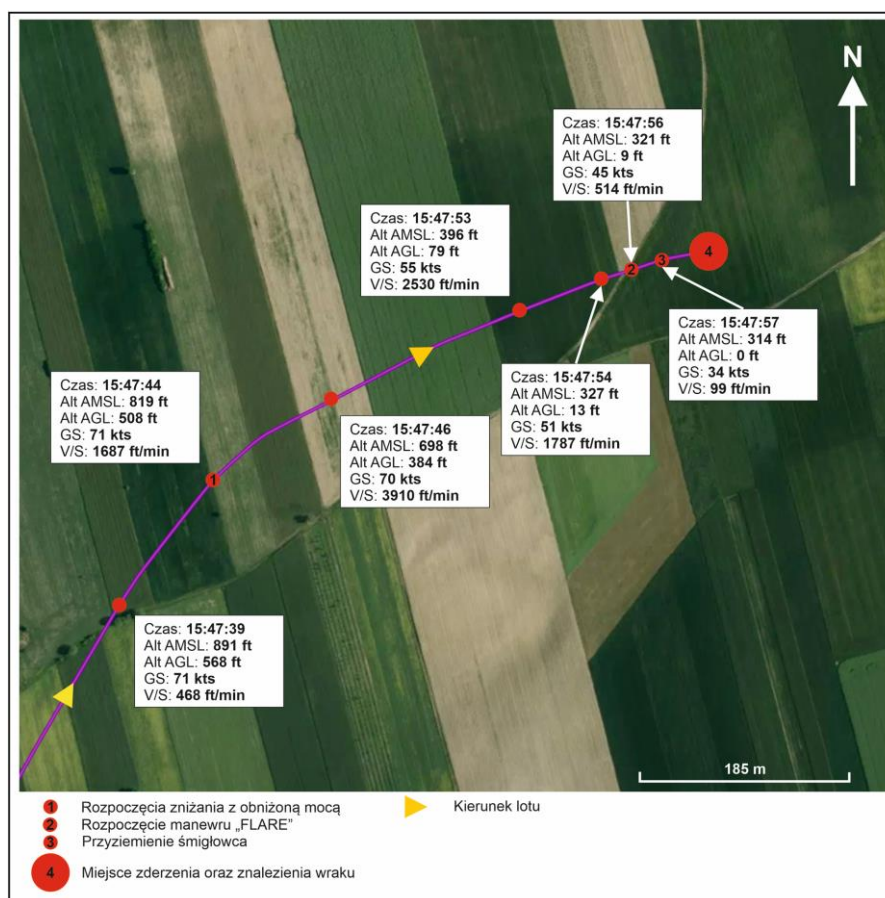
- Prędkość postępową w funkcji czasu;
- Wysokość AMSL oraz AGL w funkcji czasu;
- Prędkość pionową w funkcji czasu;
- Trasa lotu wraz z godziną startu oraz zdarzenia.



Rys. 8. Zapis wysokości lotu (AMSL), prędkości (GS) oraz prędkości pionowej (V/S) odczytane z programu SkyDemon.

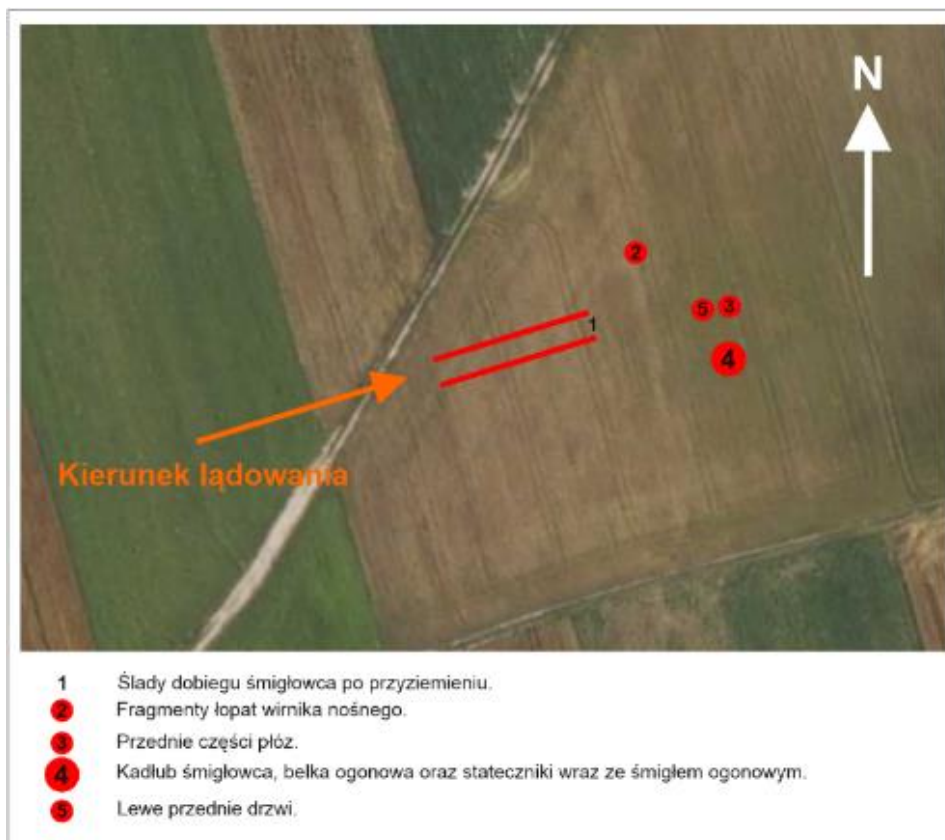
1.12. Informacja o szczątkach i zderzeniu

1.12.1 Miejsce zderzenia



Rys. 9. Miejsce przedmiotowego zdarzenia lotniczego z naniesioną trajektorią lotu.

Przyziemienie nastąpiło z prędkością około 35 kt.



Rys. 10. Szkic miejsca zderzenia.



Rys. 11. Miejsce zderzenia widziane z kierunku lądowania. 1 – ślady przyziemienia i dobiegu; 2 - fragmenty łopaty wirnika nośnego, 3 – przednie części płóz, 4 – wrak śmigłowca wraz z belką ogonową oraz wyłamaną przekładnią śmigła ogonowego i statecznikami.

1.12.2 Uszkodzenia statku powietrznego

Wrak śmigłowca (Rys.12) znajdował się około 20 metrów od pierwszego śladu przyziemienia. Kadłub leżał na prawej stronie wraz z wyłamaną belką ogonową oraz odseparowanymi statecznikami wraz z przekładnią końcową oraz śmigłem ogonowym (na płozie ogonowej nie było śladów kontaktu z ziemią). Około 10 metrów za śladami dobiegu znajdowały się oderwane przednie części płóz wraz z fragmentami lewych przednich drzwi.



Rys.12. Wrak śmigłowca.

Obie łopaty wirnika nośnego odseparowały się w wyniku uderzenia w ziemię (Rys.13). Pierwsza łopata oddzieliła się przy samej nasadzie druga około 1 metra od nasady.

Śmigło ogonowe uległo lekkiemu zgięciu (Rys. 14) co świadczy o tym, iż w momencie kontaktu z ziemią nie pracowało. Śmigłowiec uderzył statecznikiem poziomym w ziemię co spowodowało oderwanie przekładni śmigła ogonowego oraz jej mocowania wraz ze statecznikami z belki ogonowej.



Rys.13. Zdeformowana kabina śmigłowca.



Rys. 14. Odseparowana przekładnia śmigła ogonowego wraz ze śmigłem ogonowym oraz statecznikami.



Rys.15. Widoczne uszkodzenia dolnej części kadłuba.

W miejscu odnalezienia przednich fragmentów płóz śmigłowca (Rys. 16, 17) znajdowały się ślady ich kontaktu z ziemią. W tym miejscu nastąpił ponowny kontakt śmigłowca z ziemią.



Rys. 16. Odseparowana prawa część płozy.



Rys. 17. Odseparowana lewa część płozy oraz lewe przednie drzwi.

1.13. Informacje medyczne i patologiczne

Pilot w dniu zdarzenia został poddany badaniu na zawartość alkoholu w wydychanym powietrzu. Wynik badania wynosił 0,0 [mg/l].

Pilot doznał lekkich obrażeń twarzy.

1.14. Pożar

Nie było.

1.15. Czynniki przeżycia

Pilot zajmował prawy fotel w kabinie śmigłowca. Każdy fotel został fabrycznie wyposażony w trzypunktowe pasy bezpieczeństwa.

Pilot miał zapięte pasy bezpieczeństwa. Podczas zderzenia z ziemią występowały znaczne przyspieszenia oraz siły bezwładności – pasy bezpieczeństwa zapewniły przeżycie pilota.

Kontroler TWR Modlin po 5 minutach po utracie kontaktu radarowego oraz łączności radiowej powiadomił poprzez przełożonego ARCC oraz skontaktował się z właścicielem śmigłowca w celu podjęcia próby kontaktu z pilotem śmigłowca.

Pilot po zdarzeniu skontaktował się z rodziną oraz Briefingiem Warszawa, na który składał plan lotu. Briefing również skontaktował się z ARCC. Wszystkie te czynności pozwoliły na szybkie uruchomienie akcji ratowniczej i zlokalizowanie śmigłowca.

1.16. Testy i badania

PKBWL przeprowadziła szereg testów weryfikujących sprawność techniczną zespołów śmigłowca, który uległ wypadkowi.

- Przebadano układ sterowania śmigłowcem – nie stwierdzono niesprawności.
- Przebadano układ sterowania silnikiem – nie stwierdzono niesprawności.
- Przebadano układ przeniesienia napędu – nie stwierdzono niesprawności.
- Sprawdzono układ paliwowy – nie stwierdzono niesprawności.
- Sprawdzono układ dolotowy silnika – nie stwierdzono niesprawności.
- Sprawdzono układ smarowania – nie stwierdzono niesprawności.
- Wykonano analizę spektrograficzną i FTIR próbek oleju – wyniki w normie.
- Wykonano próby układu zapłonowego – nie stwierdzono niesprawności.
- Przeprowadzono inspekcję cylindrów – nie stwierdzono niesprawności.
- Przeprowadzono sprawdzenie układu pomiaru ciśnienia ładowania – nie stwierdzono niesprawności.
- Sprawdzono wskaźnik ciśnienia ładowania – nie stwierdzono niesprawności.
- Sprawdzono układ wskazywania prędkości obrotowej silnika / wirnika nośnego – nie stwierdzono niesprawności.
- Wykonano próbę funkcjonalną silnika na hamowni – nie stwierdzono niesprawności.
- Sprawdzono dokumenty ciągłej zdatności do lotu – nie znaleziono niezgodności.

Testy są szczegółowo opisane w **Załączniku nr 2** do raportu.

1.17 Informacje o organizacjach i zarządzeniu

Nie dotyczy.

1.18 Informacje uzupełniające

1.18.1 Publikacja raportu końcowego

Przed publikacją raportu końcowego, PKBWL przeprowadziła konsultacje jego projektu, zwracając się z prośbą o przedstawienie uwag do zainteresowanych stron, a także do Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA):

Pilot statku powietrznego biorący udział w wypadku - zgłosił uwagi (dotyczących okoliczności i przyczyn wypadku), które zostały uwzględnione.

Operator statku powietrznego - nie zgłosił uwag (dotyczących okoliczności i przyczyn wypadku).

Organizacja Kompleksowej Zdatności do Lotu (CAO) – zarządzająca ciągłą zdatnością do lotu oraz obsługująca statek powietrzny nie zgłosiła uwag.

NTSB (reprezentującej państwo producenta i projektanta statku powietrznego) – zgłosiła uwagi, które zostały uwzględnione.

1.19 Przydatne lub skuteczne metody badania

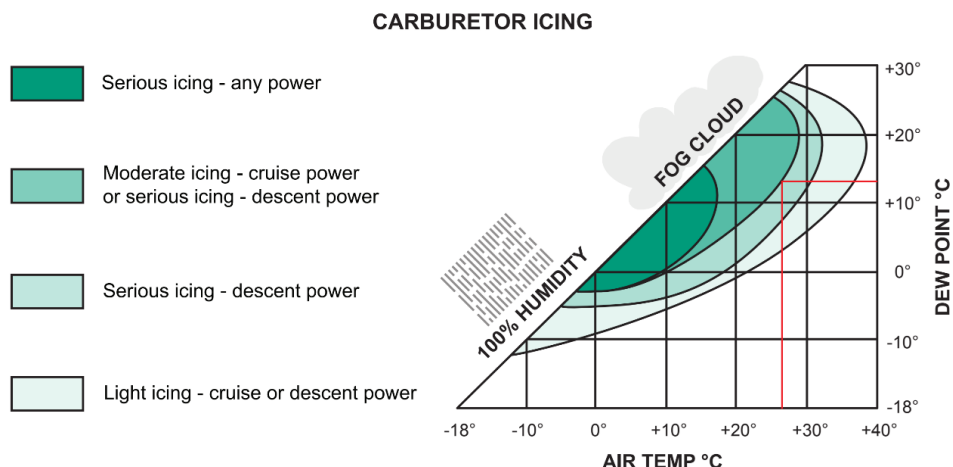
Zastosowano standardowe metody badań.

2. ANALIZA

2.1 Fluktuacja wskazań ciśnienia ładowania

W związku z oświadczeniem pilota o zaobserwowanej nadmiernej fluktuacji wskazań ciśnienia ładowania, PKBWL przeanalizowała możliwe przyczyny tego zjawiska wraz możliwością ich wystąpienia w przedmiotowym locie. Zidentyfikowano następujące możliwe przyczyny:

- a) **Zanieczyszczony filtr powietrza** zaburza ciągłość oraz ilość dopływającego powietrza do układu dolotowego. Komisja po zbadaniu filtra powietrza opisanym w rozdziale 1.16 nie stwierdziła niesprawności. Ponadto filtr był wymieniony zgodnie z danymi obsługowymi. Stan filtra powietrza nie był przyczyną fluktuacji wskazań ciśnienia ładowania.
- b) **Nieszczelność w układzie dolotowym silnika** powoduje zasysanie dodatkowego powietrza z zewnątrz silnika co może być przyczyną zmiany podciśnienia w układzie dolotowym. Sprawdzony został układ dolotowy na obecność nieszczelności. Inspekcji została wykonana zgodnie z rozdziałem 1.16 – nie stwierdzono niesprawności. Stan układu dolotowego nie był przyczyną wahań wskazania ciśnienia ładowania.
- c) **Niesprawność wskaźnika ciśnienia ładowania** powoduje błąd wskazań, opóźnienie w jego działaniu („LAG”) a także oscylacje wskazywanych wartości. Wskaźnik został poddany sprawdzeniu zgodnie z rozdziałem 1.16 – nie stwierdzono niesprawności. Wskaźnik ciśnienia ładowania nie był przyczyną wahań wskazań ciśnienia ładowania.
- d) **Nieszczelność instalacji pomiaru ciśnienia ładowania** może spowodować dostawanie się zewnętrznego powietrza spoza układu dolotowego. Efektem tego będzie zaburzenie wskazań ciśnienia ładowania lub ich wahanie. Przeprowadzono test szczelności zgodnie z rozdziałem 1.16 – nie stwierdzono niesprawności. Instalacja wskazań ciśnienia ładowania nie była przyczyną wahań wskazań ciśnienia ładowania.
- e) **Oblodzenie gaźnika** pomimo wysokiej temperatury otoczenia stanowi zagrożenie dla utraty mocy. Regulator obrotów silnika „GOVERNOR” może maskować oblodzenie gaźnika poprzez ciągłe zwiększanie otwarcia przepustnicy. Również gromadzący się lód może powodować wahanie wskazań ciśnienia ładowania. PKBWL przeanalizowała możliwość oblodzenia gaźnika dla danego lotu.



Rys. 18. Diagram możliwości wystąpienia oblodzenia gaźnika – czerwonymi liniami oznaczono panujące warunki atmosferyczne w momencie zdarzenia [źródło: TCCA].

Zgodnie z diagramem w momencie zdarzenia wysokie oblodzenie gaźnika mogło wystąpić dla mocy przelotowej oraz poważne podczas zniżania. Natomiast możliwość wystąpienia oblodzenia gaźnika przy pełnej mocy podczas wznoszenia jest znikoma. Dodatkowo pilot oświadczył, iż podczas przechodzenia przez wysokość 1000 ft AMSL włączył podgrzew gaźnika do połowy. Jest to niemożliwe do potwierdzenia, ponieważ dźwignia skoku skorelowana jest z podgrzewem gaźnika – podczas podnoszenia jej w górę (zwiększania mocy) zamyka ona podgrzew.

Na podstawie powyższej analizy stwierdzono, iż oblodzenie gaźnika nie było przyczyną wahań.

- f) Turbulencja** (w tym zmienna prędkość wiatru) może mieć dwojaki wpływ na działanie instalacji ciśnienia ładowania. Pierwszą z nich jest zwiększona praca regulatora obrotów „GOVERNORA”, który próbuje kompensować różnice w zapotrzebowaniu na moc spowodowane turbulentnym powietrzem. W momencie, gdy governor zmienia ustawienie otwarcia przepustnicy wskaźnik ciśnienia ładowania nadąża za tym ruchem co wynika z rzeczywistej zmiany ciśnienia ładowania w układzie.

Drugim możliwym wpływem turbulencji na działanie instalacji ciśnienia ładowania jest zaburzenie dopływu dolotu powietrza do silnika poprzez zmiany kierunku lub porywy wiatru a także pionowe „prądy” powietrza.

PKBWL nie wykluczyła wpływu turbulencji na działanie układu wskazań ciśnienia ładowania, szczególnie występujących w słoneczny dzień w obszarze wyżu w sezonie letnim.

-
- g) **Wadliwe działanie regulatora obrotów „GOVERNORA”** podobnie jak w przypadku podanym w (lit. f). Wadliwe jego działanie wpływa na wahanie obrotów silnika a co za tym idzie wahania wskazań ciśnienia ładowania. Zgodnie z oświadczeniem pilota wahania prędkości obrotowej silnika nie występowały. Ponadto sprawdzono system wskazywania obrotów silnika oraz automatycznego sterowania nimi. Nie stwierdzono niesprawności. Regulator obrotów nie był przyczyną wahań wskazań ciśnienia ładowania.
- h) **Spalanie stukowe** może również wpływać na wahania wskazań ciśnienia ładowania. Używane paliwo podczas lotu było odpowiedniego typu ponadto inspekcja cylindrów (boroskopia) zgodnie rozdziałem 1.16 nie wykazała objawów spalania stukowego. Spalanie stukowe nie było przyczyną wahań wskazań ciśnienia ładowania.

PKBWL nie znalazła przyczyny fluktuacji wskazań ciśnienia ładowania.

2.2 Stan techniczny śmigłowca

PKBWL przeanalizowała stan techniczny śmigłowca zgodnie z rozdziałem 1.16. Nie stwierdzono, aby wystąpiła jakakolwiek niesprawność przed zderzeniem z ziemią. Przeanalizowano również dokumentację techniczną śmigłowca. Wszystkie obsługi były wykonane prawidłowo a dokumentacja śmigłowca w tym jego zarządzanie ciągłą zdadnością do lotu były prowadzone prawidłowo. Stan techniczny śmigłowca nie był przyczyną zdarzenia.

2.3 Ocena poprawności działania silnika

Spadek mocy silnika może być spowodowany różnymi czynnikami technicznymi, pilotażowymi jak i atmosferycznymi. PKBWL przeanalizowała te, które mogą dotyczyć podmiotowego zdarzenia:

- a) **Niesprawność silnika.** W celu oceny stanu technicznego silnika i innych kluczowych elementów śmigłowca przeprowadzono szereg testów, wymienionych w rozdziale 1.16 i opisanych szczegółowo w Załączniku 2. Żaden z testów nie ujawnił niesprawności badanych podzespołów. Po wykonanych testach podzespołów przystąpiono do próby silnika na hamowni. Próba silnika na hamowni, wykonana 4,5 miesiąca po zdarzeniu zakończyła się wynikiem pozytywnym. Silnik uruchomił się bez zastrzeżeń. Żadna z wykonanych prób nie wykazała anomalii. Analizy oleju wykonane od razu po zdarzeniu, jak i po próbie na hamowni, nie wykazały oznak uszkodzeń mechanicznych ani nadmiernego zużywania się elementów.

Przyczyną zaolejenia dolnej świecy cylindra nr 6 była pozycja wraku po wypadku. Śmigłowiec po zdarzeniu przechylony był na prawy bok.

Olej z misy olejowej spłynął do komory spalania cylindra poprzez pierścienie, zalewając świece. Również w kolektorze wydechowym cylindra nr 6 oraz w tłumiku znaleziono olej silnikowy. Poprzez boroskop stwierdzono otwarcie zaworu wydechowego, przez który olej przedostał się z cylindra do kolektora.

Ślady znalezione na wale sprzęgła oraz obudowie wentylatora świadczą o tym, iż zespół napędowy pracował aż do momentu zderzenia z ziemią.

PKBWL nie odnalazła żadnej nieprawidłowości wyjaśniającej spadek mocy, jaki zaobserwował pilot.

b) Zmniejszenie mocy poprzez niewłaściwe sterowanie silnikiem.

Możliwe jest poprzez niewłaściwe ustawienie składu mieszanki, zablokowanie pracy „GOVERNORA” (przytrzymanie rękojeści obrotowej przepustnicy), przesterowanie „GOVERNORA” poprzez zmniejszenie otwarcia przepustnicy lub jego wyłączenie. Dźwignia mieszanki była w pozycji „BOGATA” oraz podczas sprawdzenia śmigłowca po zdarzeniu (pomimo licznych zniszczeń) funkcjonowała bez zarzutu. „GOVERNOR” był włączony oraz funkcjonował do momentu zderzenia z ziemią. Gdyby nastąpiło jego przesterowanie (zmniejszenie otwarcia przepustnicy), połączone byłoby to ze spadkiem prędkości obrotowej silnika oraz wskazaniem „LOW RPM” (sygnalizacja dźwiękowa oraz wizualna). Zgodnie z oświadczeniem pilota, nie wystąpiło to podczas lotu. Sterowanie silnikiem nie było przyczyną spadku mocy silnika.

c) Obłodzenie gaźnika. Opisane zostało rozdziale 2.1 lit. e). Nie było przyczyną spadku mocy silnika.

d) Wpływ warunków atmosferycznych. Warunki atmosferyczne (otoczenia) mają zawsze wpływ na osiągi silnika oraz statku powietrznego. Wysoka temperatura w momencie wykonywania lotu (+27°C) powoduje zmniejszenie się wysokości gęstościowej co za tym idzie spadek osiągow silnika oraz statku powietrznego. Niemniej jednak nie są to warunki ciężkie ani ekstremalne a loty w takiej temperaturze są wykonywane standardowo. Ciśnienie (QNH) również było niższe niż wg atmosfery wzorcowej, co powodowało spadek osiągow. Oba powyższe miały wpływ na zmniejszenie osiągow statku powietrznego. Odczucia pilota w takich warunkach atmosferycznych są zgodne z oświadczeniem, iż „po starcie śmigłowiec miał mniej mocy niż zwykle”.

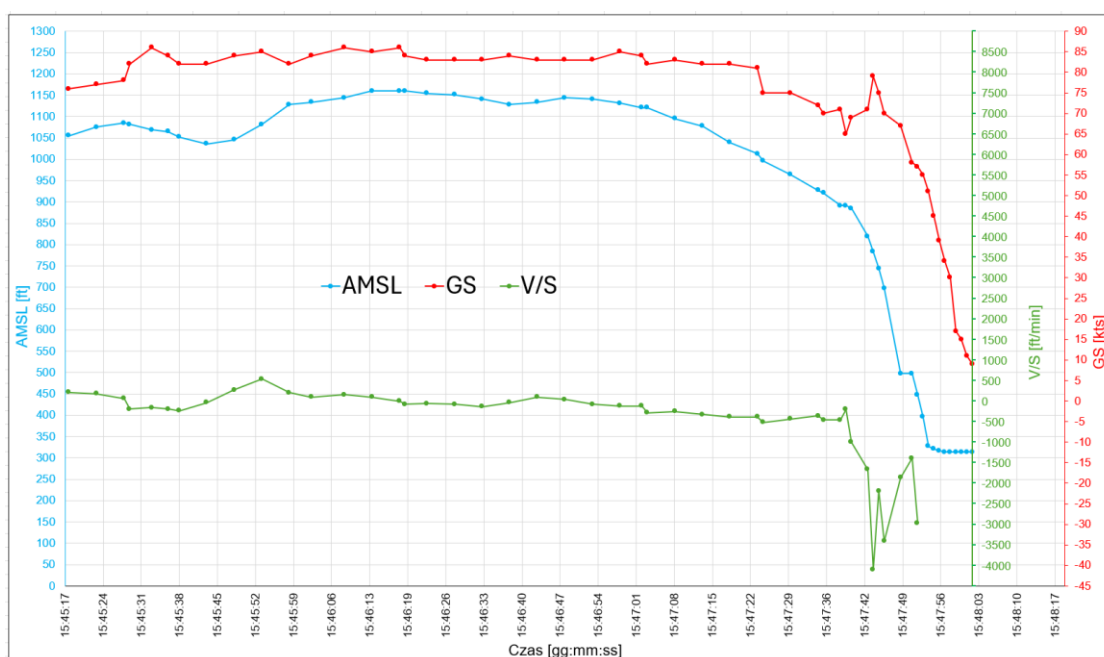
Również warunki termiczne otoczenia jak i porywy wiatru mogą powodować wrażenie spadku mocy silnika. Szczególnie opadające prądy powietrza mogą wpłynąć na wrażenie utraty mocy. W dniu zdarzenia (bezchmurny słoneczny dzień) szczególnie w okolicach pól oraz lasów występuje termika bezchmurna. W tym dniu wiatr był

umiarkowany z kierunków zmiennych (dla danego lotu był tylny oraz tylnoboczny). Taki kąt wiatru może również powodować iluzoryczny spadek mocy silnika.

Warunki atmosferyczne mogły mieć wpływ na wrażenie spadku mocy silnika.

2.4 Analiza przebiegu lotu

Na podstawie danych ze SkyDemon można odtworzyć parametry ostatniej fazy lotu od momentu zauważenia przez pilota braku możliwości dalszego wznoszenia oraz utrzymania lotu poziomego.



Rys. 19. Parametry ostatniej fazy lotu.

Około 90 sekund przed zderzeniem z ziemią śmigłowiec zaczął tracić wysokość i prędkość, przy średnim opadaniu 300 ft/min (najwyższa wartość 526 ft/min). Do momentu podjęcia decyzji stracił 259 ft wysokości oraz około 15 kt prędkości postępowej. Jest to nieznaczny spadek parametrów lotu, jednak może skłaniać do decyzji o lądowaniu zapobiegawczym.

SkyDemon nie rejestruje parametrów pracy zespołu napędowego, które pozwalałyby na obiektywną ocenę pracy. Jednak wartości prędkości opadania w tej fazie świadczą o tym, że silnik pracował – w przeciwnym wypadku śmigłowiec znalazłby się w autorotacji, podczas której prędkość opadania wynosi około 2500 ft/min.

O godzinie 15:47:40 pilot podjął decyzję o przejściu do „lotu autorotacyjnego” i zmniejszył prędkość postępową do około 69 kts. W tym momencie prędkość opadania wzrosła do ponad 1000 ft/min. Pilot sukcesywnie podczas podejścia

do lądowania zmniejszał prędkość postępową, co sugeruje próbę celowania w wybrane miejsce do lądowania. To również spowodowało zwiększenie opadania. Zmniejszanie prędkości postępowej podczas autorotacji nie jest właściwym profilem lądowania awaryjnego – powoduje to zmniejszenie zasięgu lotu szybowego oraz zapasu energii kinetycznej śmigłowca do lądowania. Pilot rozpoczął manewr „FLARE” na wysokości około 13 ft nad ziemią przy prędkości postępowej około 55 kts. Przyziemienie nastąpiło przy prędkości postępowej około 35 kts co jest zbyt dużą prędkością.

2.5 Lądowanie awaryjne

POH dla śmigłowca R44 Cadet przewiduje w rozdziale 3 (Procedury awaryjne) lądowanie awaryjne w przypadku „Utraty mocy powyżej 500 ft” (patrz rozdział 1.6.2 lit. c)). Dodatkowo POH podaje informacje ogólne na temat utraty mocy tj.: „Utrata mocy może być spowodowana zarówno jak przez silnik jak i przez układ napędowy i jest zazwyczaj sygnalizowana poprzez „LOW RPM”. Awaria silnika może być wskazywana poprzez zmiany w odgłosach jego pracy, odchyleniu nosa w lewo, zaświecenie się lampki „OIL PRESSURE” oraz w jego spadającej prędkości obrotowej. Awaria układu przeniesienia napędu może być sygnalizowana poprzez inne dźwięki lub wibracje, odchylenie nosa w lewo lub w prawo oraz spadek prędkości obrotowej wirnika nośnego przy rosnącym wskazaniu prędkości obrotowej silnika.

Niemniej jednak Procedura awaryjna dotycząca „Utraty mocy” stosowana jest przy jej pełnej utracie. W przypadku gdy nie ma symptomów opisanych powyżej a śmigłowiec dalej jest zdolny do lotu nawet przy zmniejszonej mocy (uniemożliwiające wznoszenie lub lot poziomy) należy kontynuować lot lub podjąć decyzję o lądowaniu zapobiegawczym. Należy wykorzystać do bezpiecznego lądowania pozostałą moc silnika.

Nie można z założenia wchodzić w lot autorotacyjny (lądowanie awaryjne).

W przedmiotowym zdarzeniu decyzja o autorotacji została podjęta za wcześnie i przy braku dostatecznych symptomów, ponieważ silnik pracował i dostarczał moc do układu napędowego. Nie zaświeciła się lampka „LOW RPM”, nie spadały obroty ani silnika, ani wirnika nośnego a także nie wystąpiły wskazania niesprawności instalacji olejowej (spadek wskazań ciśnienia oleju lub lampka „OIL PRESSURE”). również pilot nie potwierdził, że wystąpiły nadmierne wibracje czy też inne odgłosy niż zawsze.

Również POH nie przewiduje wejścia w autorotację w przypadku pracującego zespołu napędowego oraz silnika. Natomiast poddając analizie wejście w autorotację, w tym przypadku należy rozważyć procedury normalne, czyli trening autorotacji, która jest używana do treningu z pełnosprawnym zespołem napędowym. Procedura ta nakazuje w pierwszej kolejności skrócić rękojeść

przepustnicy na dźwigni skoku ogólnego (co w przypadku treningu jest oczywiste, ponieważ musimy zmniejszyć moc). W trakcie tego zdarzenia również przepustnica powinna być skręcona, aby wykonać pełną procedurę autorotacji zgodnie z POH, ponieważ zespół napędowy w dalszym ciągu dostarczał moc (prędkość opadania zgodnie z rozdziałem 2.4 w momencie podjęcia decyzji wynosiła do 500 ft/min).

Brak skręcenia przepustnicy implikował dalsze konsekwencje podczas przyziemienia. Procedura treningu autorotacji z przyziemieniem, opisana w POH (patrz rozdział 1.6.2 lit. b) zawiera następujący zapis: „Przed wykonaniem manewru „*FLARE*” za pomocą drążka sterowania okresowego, skręć przepustnicę poniżej minimum („*OVERTRAVEL SPRING*”) aż do ogranicznika do momentu zakończenia autorotacji. (Zapobieganie to dodaniu mocy przez korelator w momencie podniesienia dźwigni). W tym przypadku podczas przyziemienia oraz dobiegu dźwignia mocy została podniesiona, co spowodowało zwiększenie mocy ciągle pracującego silnika oraz utratę kontroli nad śmigłowcem na ziemi, a co za tym idzie jego zniszczenie. Dodatkowo do utraty kontroli na ziemi przyczyniła się duża prędkość postępową w fazie przyziemienia.

Podczas manewru „*FLARE*” płoza ogonowa uderzyła w podłoże, wskutek czego została zgięta. Po przyziemieniu z dobiegiem śmigłowiec mając dużą energię kinetyczną wirnika nośnego odbił się od podłoża, następnie zahaczając przodem płóz pochylił się w kierunku dobiegu uderzając lewą przednią częścią kadłuba o ziemię (co przejęło główną energię uderzenia). Skutkiem pochylenia do przodu było uderzenie łopatami wirnika nośnego o ziemię, wskutek czego śmigłowiec obrócił się w prawo oraz przewrócił na prawą burtę uderzając statecznikiem poziomym (Rys. 12).

3 WNIOSKI

3.1 Ustalenia

- 3.1.1 Pilot posiadał ważne dokumenty i uprawnienia do pełnienia czynności.
- 3.1.2 Nie stwierdzono, aby na zachowanie pilota miały wpływ niezdolność do pełnienia obowiązków lub inne czynniki fizjologiczne.
- 3.1.3 Pilot nie był pod wpływem alkoholu.
- 3.1.4 Paliwo, które pozostało w zbiornikach statku powietrznego, było zalecanej klasy i nie było zanieczyszczone.
- 3.1.5 Masa i środek ciężkości statku powietrznego mieściły się w przepisowych granicach, zgodnych z Instrukcją Użytkowania w Locie.
- 3.1.6 Statek powietrzny był certyfikowany, wyposażony i obsługiwany zgodnie z obowiązującymi przepisami i zatwierdzonymi procedurami.
- 3.1.7 Nie stwierdzono żadnej usterki lub awarii statku powietrznego, która mogłaby się przyczynić do zdarzenia lotniczego.
- 3.1.8 PKBWL nie ustaliła przyczyny pogorszonych osiągnięć śmigłowca (niemożności kontynuowania lotu poziomego ani wznoszenia), jak również fluktuacji wskazań ciśnienia ładowania.
- 3.1.9 Statek powietrzny został zniszczony przez siły uderowe.
- 3.1.10 Pilot podjął decyzję o lądowaniu awaryjnym na podstawie błędnej interpretacji stanu śmigłowca.
- 3.1.11 Podczas rozpoczęcia manewru lądowania awaryjnego przepustnica pozostała w pozycji otwartej.

3.2 Przyczyny zdarzenia

- 1) Nieuzasadniona decyzja o wykonaniu lądowania awaryjnego (autorotacji), zamiast lądowania zapobiegawczego (z pracującym silnikiem).
- 2) Nieprawidłowo wykonane lądowanie awaryjne, bez redukcji mocy silnika.

4 ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

PKBWL nie zaproponowała zaleceń dotyczących bezpieczeństwa.

Podpis na oryginale