



Jedynym celem badania 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 końcowego do celów innych niż zapobieganie wypadkom i incydentom lotniczym, może prowadzić do błędnych wniosków i interpretacji.



RAPORT KOŃCOWY

Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych

z dnia 10 lipca 2026

z badania wypadku lotniczego

2025-0023

NUMER ZDARZENIA

Konner s.r.l, Konner K1-S19, SP-HTMS
Stopin koło Sierpca, 10 maja 2025 r.

LOC-I: Utrata kontroli - w locie

Raport końcowy został wydany na podstawie informacji znanych Komisji w dniu jego wydania.

Raport końcowy przedstawia okoliczności zdarzenia lotniczego jego przyczyny, czynniki sprzyjające oraz zalecenia dotyczące bezpieczeństwa, jeżeli zostały wydane.



Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych
ul. Puławska 125, 02-707 Warszawa



Adres do korespondencji:
ul. Chałubińskiego 4/6, 00-928 Warszawa



kontakt@pkbwl.gov.pl



Telefon alarmowy 24 h: +48 500 233 233



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

1. Przebieg zdarzenia

W dniu 10 maja 2025 r. ok. godziny 10:00¹ z lądowiska Witolub śmigłowiec ultralekki Konner K1-S19 o znaku rozpoznawczym SP-HTMS wystartował do lotu do lądowiska w Kępie koło Płońska (EPPN), gdzie miał odbywać się tego dnia VI Zlot Śmigłowcowy. O godzinie 12:03 śmigłowiec wylądował na EPPN. Po lądowaniu, podczas wyłączania silnika, na tablicy przyrządów wyświetlił się na żółto komunikat „FLOW CLOGGED-BYPASS FLOW OPEN” (otwarcie obejścia filtra paliwa). Chwilę później silnik się wyłączył.

Zgodnie z informacjami otrzymanymi od uczestników zdarzenia po wykonaniu przeglądu przedlotowego przed odlotem z EPPN, po włączeniu włącznika głównego i włącznika zapłonu śmigłowca na tablicy przyrządów nie świeciły się żadne komunikaty ostrzegawcze, w związku z czym ok. godziny 15:08 pilot przystąpił do uruchomienia silnika. Pierwsza próba nie powiodła się, ponieważ silnik nie uruchomił się, jedynie zaczął dymić na czarno. Próbę tę przerwano o godzinie 15:09. Dopiero podczas kolejnej próby o godzinie 15:27 udało się uruchomić silnik i o godzinie 15:31 śmigłowiec odleciał na stację benzynową w Sochocinie, gdzie zatankowano olej napędowy w ilości 140 L². O godzinie 16:09 po zatankowaniu śmigłowiec odleciał w kierunku Sierpca. Na pokładzie znajdował się pilot wraz z właścicielem śmigłowca. W trakcie lotu na wysokości ok. 1300 ft³ (zgodnie z oświadczeniem pilota) pilot usłyszał głośnie stuki dochodzące z przedziału silnika. Na tablicy przyrządów wyświetlił się na czerwono komunikat „LOW RPM MAIN ROTOR” (niskie obroty wirnika głównego) i nastąpiła zmiana dźwięku dochodzącego z przedziału silnika oraz odchylenie śmigłowca w prawą stronę. Zgodnie z wyjaśnieniami pilota stwierdził on, że silnik się wyłączył, w związku z czym przeszedł do lądowania autorotacyjnego ustawiając dźwignię skoku ogólnego w dolnym położeniu oraz ustalając obroty wirnika głównego >95% i prędkość lotu na 65 KIAS⁴. Pilot wybrał miejsce do lądowania w terenie przygodnym pod wiatr. O godzinie 16:33 nastąpiło przyziemienie śmigłowca na obie płozy sposobem samolotowym z dobiegiem ok. 3 metrów. W końcowej fazie dobiegu doszło do wbicia się prawej płozy w grunt, po czym śmigłowiec skapotował i przewrócił na lewy bok. Śmigłowiec uległ znacznemu uszkodzeniu. Pilot oraz pasażer o własnych siłach opuścili śmigłowiec. Nie doszło do rozszczelnienia zbiornika paliwa i nie wystąpił pożar.

Na miejsce przybyła Policja, Straż Pożarna oraz Zespół Ratownictwa Medycznego. Przebadano uczestników zdarzenia nie stwierdzając obrażeń. Badanie trzeźwości pilota nie wykazało zawartości alkoholu w wydychanym powietrzu.

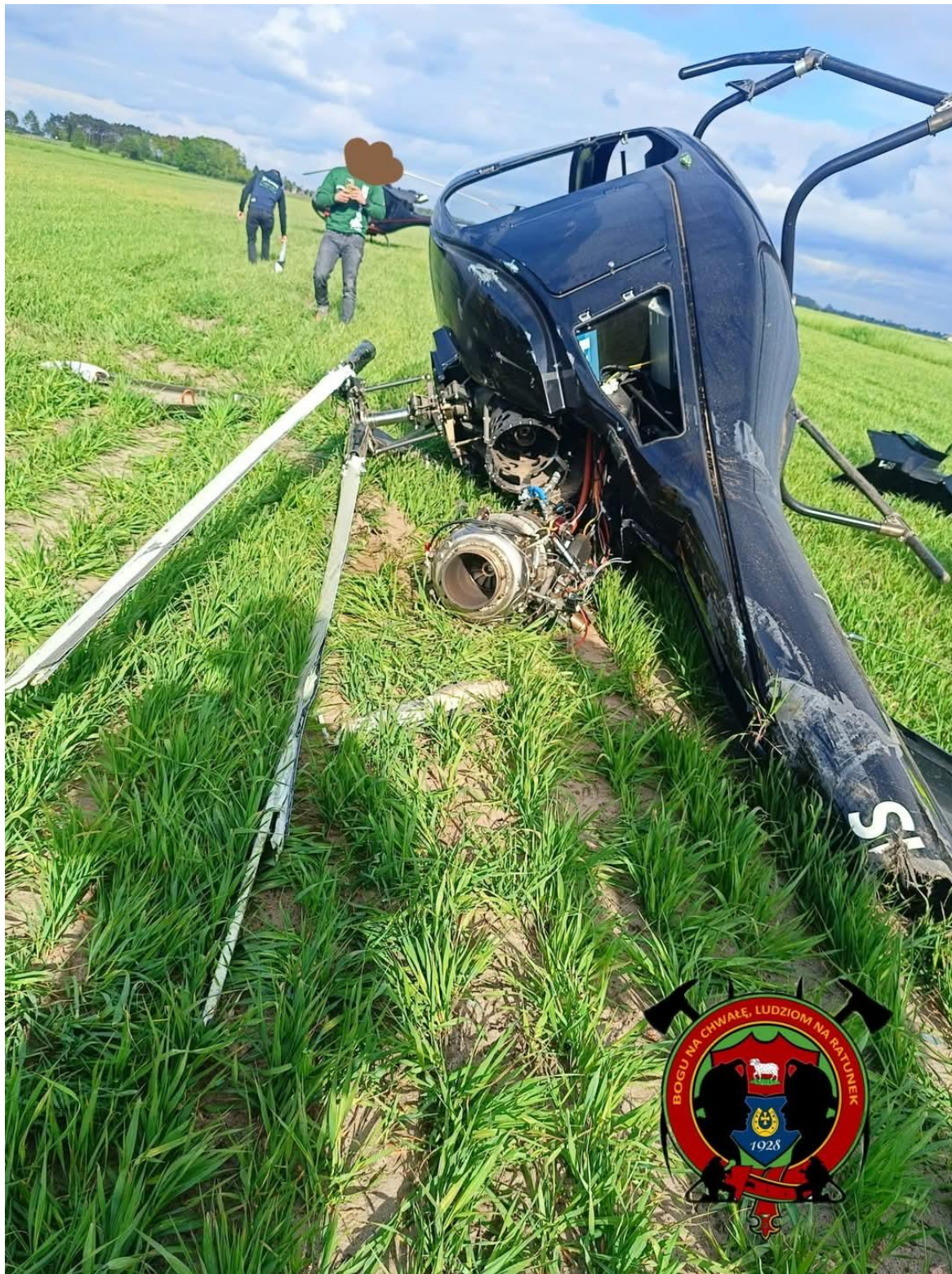
¹ Czasy w raporcie zostały podane w LMT. W dniu zdarzenia LMT=UTC+2 h;

² Litr

³ Stopa/stopy (ang. foot/feet)

⁴ Prędkość przyrządowa w węzłach (ang. Indicator Air Speed in knots)

Po odłączeniu akumulatora i zabezpieczeniu przeciwpożarowym wrak, przy udziale Straży Pożarnej, został postawiony na płozy. Po przybyciu PKBWL na miejsce zdarzenia pobrano próbkę paliwa ze zbiornika śmigłowca. Wrak został przebazowany na parking strzeżony.



Rys. 1. Śmigłowiec SP-HTMS po lądowaniu w miejscowości Stopin koło Sierpca
[źródło: OSP Rościszewo]

2. Istotne informacje

2.1. Obrażenia osób

Obrażenia ciała	Załoga	Pasażerowie	Ogółem na pokładzie statku powietrznego	Pozostali
Brak	1	1	2	-
RAZEM	1	1	2	-

Tabela 1. Ogólne zestawienie obrażeń

2.2. Kwalifikacje załogi

Pilot: mężczyzna, lat 57, posiadał licencję CPL(H)⁵ z uprawnieniami R44 (do 28.02.2025 r.) oraz orzeczenie lotniczo-lekarskie bez ograniczeń – w okresie ważności. Nalot ogólny: 2550:52 h⁶, nalot na typie: 56 h, nalot w ostatnich 24 h: 2:31 h, 7 dniach: 6:16 h, 90 dniach: 56 h. Podczas zdarzenia pilot zajmował miejsce na prawym fotelu i pełnił czynności dowódcy.

W chwili zdarzenia uprawnienia pilota były poza terminem ważności.

2.3. Statek powietrzny

2.3.1. Informacje ogólne:

- 1) Ultralekki śmigłowiec o konstrukcji kompozytowej z płozami, jednowirnikowy ze śmigłem ogonowym napędzany silnikiem turbowałowym;
- 2) Producent: Konner s.r.l., model: Konner K1-S19, nr fabryczny: 0010, rok budowy: 2024, znak rozpoznawczy: SP-HTMS, ilość miejsc siedzących: 2, MTOM⁷: 600 kg⁸, nalot od początku eksploatacji: 43 h wg książki UL⁹ (wg licznika motogodzin 86 h);
- 3) Silnik: Konner TK-250, producent Konner s.r.l., czas pracy: nalot od początku eksploatacji: 43 h wg książki UL (wg licznika motogodzin 86 h);
- 4) Wirnik główny i śmigło ogonowe - producent Konner s.r.l., czas pracy: 43 h wg książki UL (wg licznika motogodzin 86 h);
- 5) Świadectwo ewidencji z 06.12.2024 r. – ważne w dniu zdarzenia;
- 6) Pozwolenie na wykonywanie lotów z 10.12.2024 r. – ważne 1 rok od przeprowadzenia przeglądu UL (w książce UL błędna data ważności 09.12.2024 r.);
- 7) Dokumentacja obsługowa – w książce UL brak informacji o przeprowadzonej obsłudze technicznej;

⁵ Licencja pilota zawodowego dla śmigłowców (ang. Commercial Pilot Licence)

⁶ Godzina (ang. hour)

⁷ Maksymalna masa startowa (ang. Maximum Take-Off Mass)

⁸ Kilogram

⁹ Urządzenie Latające

8) Dyrektywy zdatności – brak.

2.3.2. Paliwo

- 1) Zalecane – Diesel Fuel lub Jet Fuel;
- 2) Stosowane podczas lotu – Olej napędowy (Diesel Fuel);
- 3) Ilość na pokładzie (według oświadczenia właściciela) – ok 140 L;
- 4) Rozmieszczenie na pokładzie – w zbiorniku z tyłu kadłuba.

2.4. Właściciel i operator (użytkownik)

Właściciel / Użytkownik: Europejski Fundusz Leasingowy S.A. / osoba prywatna

2.5. Informacje meteorologiczne

W dniu 10 maja 2025 r. o godz. 16:33 w rejonie Sierpca na wysokości 1500 ft AMSL¹⁰ panowały warunki VMC¹¹, kierunek wiatru: 010°, prędkość wiatru: 12 kt¹², widzialność: powyżej 10 km¹³, temperatura otoczenia: 4,5°C¹⁴, izoterma 0°C na wysokości 3500 ft AMSL, ciśnienie: QNH¹⁵ 1014 hPa¹⁶.

Występowały pojedyncze izolowane chmury cumulus congestus z dolną podstawą od 3000 do 4000 ft AMSL.

Warunki meteorologiczne nie miały wpływu na przebieg zdarzenia.

2.6. Informacje o wraku i zderzeniu

2.6.1. Uszkodzenia statku powietrznego

Śmigłowiec w następstwie lądowania i kapotażu uległ znacznemu uszkodzeniu. Nastąpiło złamanie belki ogonowej (w połowie jej długości) wraz z wałem napędzającym przekładnię końcową, zniszczenie śmigła ogonowego oraz wirnika głównego. Silnik wyłamał się z łoża oddzielając się od śmigłowca. Ponadto wyłamane zostały drzwi kabiny po prawej stronie, drzwi bagażnika z lewej strony oraz luku technicznego z prawej strony. Oszklenie kokpitu po lewej stronie zostało uszkodzone.

2.6.2. Miejsca zderzenia

Śmigłowiec skapotał po wylądowaniu w terenie przygodnym w miejscowości Stopin. Współrzędne miejsca: 52° 55' 32.34"N, 19° 43' 49.439"E.

¹⁰ Powyżej średniego poziomu morza (ang. Above Mean Sea Level)

¹¹ Warunki meteorologiczne dla lotów z widocznością (ang. Visual meteorological conditions);

¹² Węzły (ang. Knots)

¹³ Kilometr

¹⁴ Stopień Celcjusza

¹⁵ QNH- Nastawianie skali wysokościomierza na ciśnienie, przy którym wskaże on po wylądowaniu wysokość bezwzględną miejsca lądowania;

¹⁶ Hektopaskal

2.7. Analiza zdarzenia

Analizy zdarzenia dokonano na podstawie oświadczeń uczestników i świadków wypadku, oględzin i dokumentacji statku powietrznego, dokumentacji fotograficznej, badań silnika oraz zapisów FADEC¹⁷ zabezpieczonych przez PKBWL.

2.7.1. Oględziny wraku

W dniu 19 maja 2025 r. podczas oględzin wraku śmigłowca sprawdzono:

- Ciągłość kinematyczną sterowania wirnikiem głównym za pomocą dźwigni skoku i mocy oraz sterownicy – była zachowana;
- Ciągłość kinematyczna układu sterowania kątem nastawienia łopat śmigła ogonowego - była zachowana;
- Bezpieczniki w instalacji elektrycznej – bez uwag;

W zakresie wykonanych oględzin nie stwierdzono żadnej usterki lub awarii statku powietrznego, która mogłaby się przyczynić do wypadku.

W trakcie oględzin zabezpieczono silnik, FADEC oraz tablicę przyrządów do ewentualnych dalszych badań.

2.7.2. Dane FADEC

Odczytu FADEC dokonał producent UL pod nadzorem PKBWL oraz akredytowanego przedstawiciela ANSV¹⁸. Pobrane pliki zostały przekazane do PKBWL. Na ich podstawie przeprowadzono analizę lotów śmigłowca w dniu 10 maja 2025 r., która wskazała następujące istotne wydarzenia:

- 1) Po wylądowaniu na EPPN o godzinie 12:03:14 pilot przełączył dźwignię trybu pracy silnika z FLY¹⁹ na STOP niezgodnie z procedurą 4.11 POH²⁰ (zgodnie z tą procedurą dźwignię powinno się przestawić z FLY na IDLE²¹, a następnie po ustabilizowaniu EGT²² przez 1 minutę na STOP). FADEC zmniejszył przepływ paliwa do 0,04 L/min, a w konsekwencji obroty turbiny obniżyły się do 1696 obr/min. Po zauważeniu błędu pilot przełączył dźwignię trybu pracy silnika ze STOP na IDLE (12:03:17). FADEC otworzył zawór paliwa i dysze powodując nagłe ponowne uruchomienie silnika. Odnotowany zostaje błąd wskazujący na otwarcie obejścia filtra paliwa „FLOW CLOGGED-BYPASS FLOW OPEN”. Chwilę później (12:03:25) nastąpiło wyłączenie manualne (MAN SHUT OFF) i silnik się wyłączył;

¹⁷ Całkowicie autonomiczny system cyfrowego sterowania silnikiem (ang. *Full Authority Digital Engine Control*). Dalej zwany również jako ECU - Jednostka sterująca silnika (ang. *Engine Control Unit*)

¹⁸ The Agenzia nazionale per la sicurezza del volo - Włoski organ badający wypadki lotnicze.

¹⁹ Leć.

²⁰ Instrukcja użytkownika w locie (ang. *Pilot's Operating Handbook*) dok. Nr K1-232-R5 rev 5 MAR 2023.

²¹ Bieg jałowy.

²² Temperatura gazów wylotowych (ang. *Exhaust Gas Temperature*).

Parametry zarejestrowane przez FADEC nie wskazały przekroczeń EGT, obrotów turbiny oraz obrotów wirnika głównego podczas wyłączenia silnika po lądowaniu na EPPN.

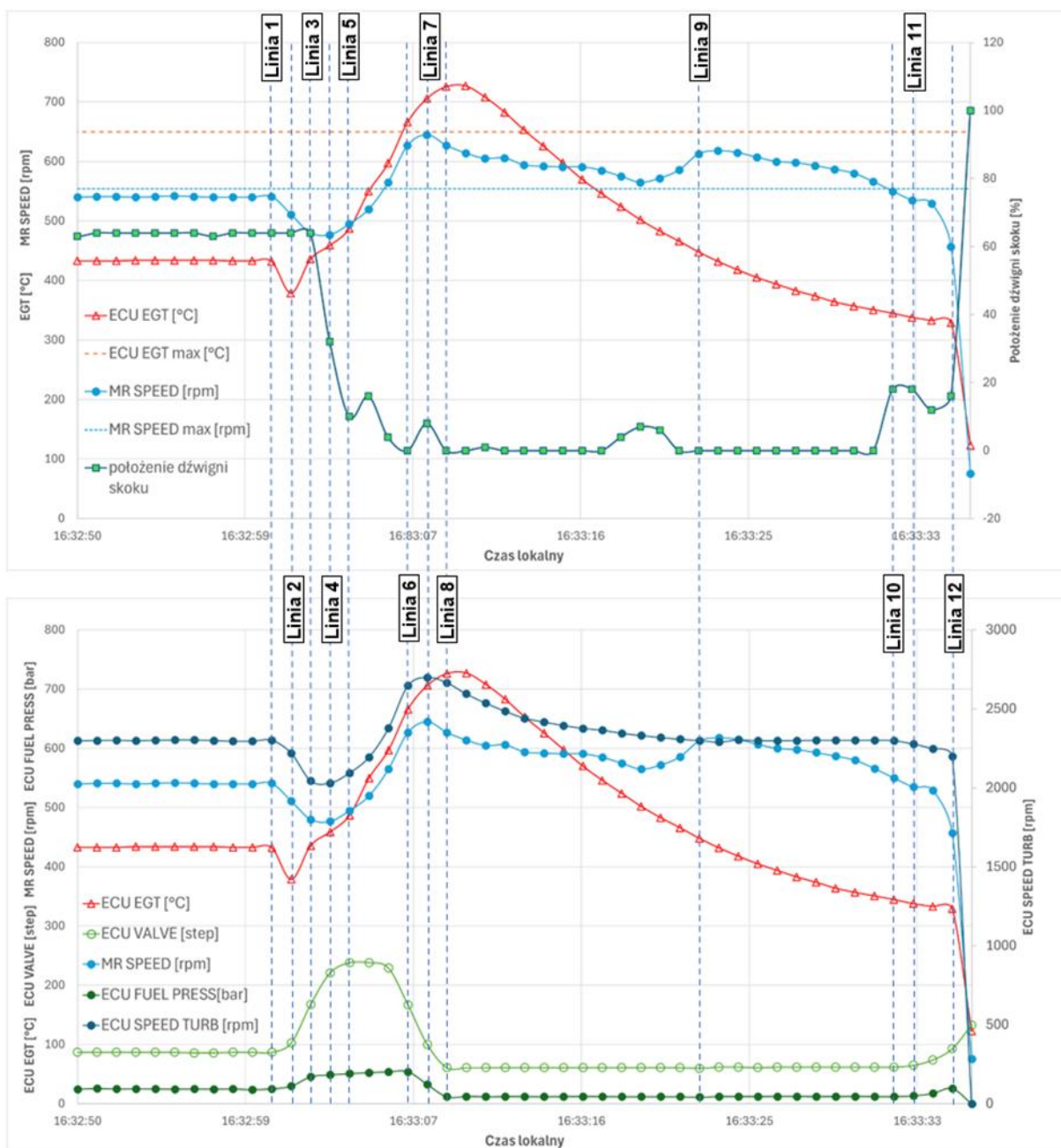
2) Przed lądowaniem w Stopinie.

Na rys. 2 i 3 umieszczone zostały wykresy opracowane na podstawie danych z FADEC obrazujące sekwencję następujących po sobie zdarzeń zakończonych wypadkiem śmigłowca. Dla ułatwienia na rysunkach wprowadzono pionowe linie pomocnicze łączące ze sobą poszczególne punkty wykresów:

- a) Linia 1 (16:33:00) - ostatnie zanotowane stabilne parametry lotu. Odnotowana w danych FADEC prędkość postępową wynosiła 97 KIAS;
- b) Linia 2 (16:33:01) - EGT osiąga najmniejszą wartość 379°C, obroty turbiny zmniejszają się do 2220 obr/min, natomiast obroty wirnika głównego do 511 obr/min przy skoku ogólnym wirnika głównego 64%. FADEC zwiększa przepływ paliwa do 1,25 L/min, a ciśnienie paliwa do 30,0 bar. Przez 3 sekundy aktywuje się alarm niskich obrotów wirnika głównego;
- c) Linia 3 (16:33:02) - wzrasta EGT do 436°C, przepływ paliwa do 1,52 L/min, ciśnienie paliwa do 45,7 bar. Obroty silnika zmniejszają się do 2044 obr/min, a obroty wirnika głównego spadają poniżej 89% do wartości 480 obr/min. Skok ogólny wirnika głównego 64% - najprawdopodobniej jest to moment, w którym pilot podejmuje decyzję o lądowaniu autorotacyjnym;
- d) Linia 4 (16:33:03) - obroty wirnika głównego osiągają najmniejszą wartość 477 obr/min, jednocześnie obroty turbiny osiągają najmniejszą wartość 2031 obr/min. Położenie dźwigni skoku ogólnego zostaje zmienione na 32%. Rośnie EGT;
- e) Linia 5 (16:33:04) – przez 2 sekundy aktywuje się ostrzeżenie o otwarciu zaworu dozującego paliwo powyżej 95% (Zawór dozujący maksymalnie otwarty). Obroty turbiny wzrastają wraz z obrotami wirnika głównego. Było to efektem reakcji FADEC polegającej na otwarciu zaworu paliwa na pełny przepływ, w celu utrzymania obrotów silnika. Położenie dźwigni skoku ogólnego zostaje zmienione na 16%;
- f) Linia 6 (16:33:07) następuje przekroczenie obrotów wirnika głównego powyżej 108% aktywując ostrzeżenie o wysokich obrotach wirnika głównego „HIGH RPM MAIN ROTOR”. Dźwignia skoku jest opuszczona do minimum. Ciśnienie paliwa osiąga najwyższą wartość, a temperatura gazów wylotowych przekracza 650°C osiągając wartość 666°C. Obroty turbiny wzrastają do wartości 2647 obr/min. Przez 2 sekundy po przekroczeniu 2500 obr/min zarejestrowany zostaje alarm „Ochrona przed nadmiernymi obrotami” (ERROR OVERSPEED PROTECTION).

- g) Linia 7 (16:33:08) Obroty turbiny osiągają najwyższą wartość 2700 obr/min, a obroty wirnika przekraczają 109% również osiągając najwyższą wartość. FADEC w celu ochrony przed nadmiernymi obrotami zmniejsza otwarcie zaworu dozującego paliwo, zapewniając jednocześnie, że turbina nie wyłączy się do momentu powrotu do prawidłowych parametrów. Położenie dźwigni skoku ogólnego zostaje zmienione na 4%. Prędkość postępową rośnie do wartości 113 KIAS;

Rys. 2. Wykres EGT (*ECU EGT*), obrotów wirnika głównego (*MR SPEED*) oraz położenia dźwigni skoku ogólnego [źródło FADEC].



Rys. 3. Wykres EGT (*ECU EGT*), otwarcia zaworu dozującego paliwo (*ECU VALVE*) obrotów wirnika głównego (*MR SPEED*), ciśnienia paliwa (*ECU FUEL PRESS*) oraz obrotów turbiny (*ECU SPEED TURB*) [źródło FADEC].

- h) Linia 8 (16:33:09) EGT osiąga wartość maksymalną 727 °C, obroty wirnika głównego nadal są powyżej 109%. Dźwignia skoku jest opuszczona do minimum. Prędkość postępową przekracza 115 KIAS rosnąc do 117 KIAS przez kolejne 3 sekundy. Po 1 sekundzie aktywuje się ostrzeżenie „Ochrona przed przegrzaniem EGT”. Przez 4 sekundy ECU podejmuje działania po przekroczeniu progu 710°C EGT, zmniejszając otwarcie zaworu paliwowego zapewniając jednocześnie, że turbina nie zostanie wyłączona;
- i) Linia 9 (16:33:23) obroty turbina wracają do normalnej wartości 2300 obr/min. Nadal aktywne jest ostrzeżenie o wysokich obrotach wirnika głównego.
- j) Linia 10 (16:33:32) położenie dźwigni skoku ogólnego zostaje zmienione na 18%, obroty wirnika głównego stabilizują się;
- k) Linia 11 (16:33:33) parametry są wyrównane: obroty wirnika głównego 535 obr/min, obroty turbiny 2278 obr/min. Pozycja dźwigni skoku ogólnego nadal 18%. Prędkość postępową wynosi 28 KIAS, prędkość opadania 454 ft/min;
- l) Linia 12 (16:33:35) położenie dźwigni skoku ogólnego zostaje zmienione na 12%, ciśnienie paliwa wzrasta do 17,7 bar, obroty silnika spadają do 2254 obr/min. Jest to moment przyziemienia;

2.7.3. Instrukcja Użytkowania w Locie (POH) oraz Obsługi Technicznej Śmigłowca (OMM²³)

- 1) Zgodnie z POH (strona 3-15) wyświetlony na tablicy przyrządów na żółto komunikat „FLOW CLOGGED-BYPASS FLOW OPEN” (przepływ zatkany otwarcie obejścia) oznacza, że nastąpiło zatkanie przepływu przez filtr paliwa i otwiera się jego obejście (BYPASS). Występuje to przy ustawieniu dźwigni pracy silnika na IDLE, obrotach turbiny 1800 obr/min, oraz przepływie paliwa 24 L/h. Przy tym ostrzeżeniu wskazano, że pilot ma kontynuować lot, a po lądowaniu zlecić personelowi obsługowemu sprawdzenie problemu („*Continue flight, upon landing, have maintenance personnel check the issue*”).

Z przeprowadzonej analizy OMM wynika, że sprawdzenie problemu sygnalizowanego takim komunikatem polega na przeglądzie systemu dystrybucji paliwa („*Fuel distribution system*”) opisanym w punkcie 9.1 OMM. Jest to jedno z zadań inspekcji okresowej o interwale 100 godzin („*100HR*”), która zgodnie z notą serwisową ENG-4 nakazuje sprawdzenie zaworu dozującego, dysz paliwowych i filtra paliwa pod kątem nieszczelności, nagromadzenia brudu i korozji, oraz ręczne sprawdzenie ruchu zaworu dozującego paliwa w całym jego zakresie („*Inspect the fuel distribution*”).

²³ Owner's Maintenance Manual Doc. K1-233-R5 Rev 5 -April 2023.

system. Check the metering valve, fuel nozzles and fuel filter for leaks, dirt buildup, and corrosion. Manually move the fuel control valve to ensure it is free to move along its entire excursion.”);

- 2) W POH nie ma procedury dotyczącej „zimnego” rozruchu silnika np. w przypadku nieprawidłowego wyłączenia silnika, któremu towarzyszy pojawienie się na tablicy przyrządów żółtego komunikat „FLOW CLOGGED-BYPASS FLOW OPEN”;
- 3) W punkcie 3.3 POH opisano czym sygnalizowana jest utrata mocy i może to być m.in. ostrzeżenia o niskich obrotach wirnika głównego, nagła zmiana poziomu hałasu oraz nagłe odchylenie przodu w prawo;
- 4) W punkcie 3.4. POH opisane są działania jakie należy podjąć po stwierdzeniu utraty mocy, czyli:
 - a) Dźwignia skoku ogólnego – NATYCHMIAST OPUŚĆ do min. 95% obrotów wirnika głównego;
 - b) Śmigło ogonowe – REGULACJA ODCHYLENIA;
 - c) Cykliczna regulacja – STABILNE POŁOŻENIE LOTU;
 - d) Prędkość - 65 KIAS;
 - e) Dźwignia skoku ogólnego – REGULACJA, min. 95% obrotów wirnika głównego;
 - f) Miejsce lądowania – WYBRAĆ;
 - g) Kierunek lądowania – POD WIATR;
 - h) Próba ponownego zapłonu silnika - przy stabilnej autorotacji;
 - i) Ponowny zapłon niemożliwy - Przełącznik turbiny STOP;
 - j) Zawór odcinający paliwo – WYŁĄCZONY
 - k) Cykliczna regulacja - ZMNIEJSZ PRĘDKOŚĆ na wysokości 50 stóp;
 - l) Pozycja w locie – LOT POZIOMY na wysokości 10 stóp;
 - m) Przyziemienie - z regulacją skoku ogólnego;

2.7.4. Ekspertyza silnika

Wstępna ocena silnika Konner TK-250 została przeprowadzona przez producenta śmigłowca pod nadzorem przedstawiciela PKBWL. Następnie przeprowadzono ekspertyzę, która wykazała następujące uszkodzenia:

- 1) Stator turbiny (Rys. 4) - liczne pęknięcia, odkształcenia i wygięcia krawędzi kierownic, ślady przegrzania i miejscowego przepalenia materiału. Uszkodzenia mają charakter termiczny i są zgodne z działaniem wysokich temperatur;



Rys. 4. Stator turbiny śmigłowca SP-HTMS [źródło: PKBWL].

- 2) Osłona turbiny (Rys. 5) - wytarcia powierzchni wewnętrznych, wykruszenia materiału. Uszkodzenia są typowe dla kontaktu łopatek turbiny z obudową, spowodowanego ich wydłużeniem na skutek nadmiernej temperatury;



Rys. 5. Osłona turbiny śmigłowca SP-HTMS [źródło: PKBWL].

- 3) Wirnik turbiny (Rys. 6) – łopatki zostały częściowo stopione i zdeformowane. Uszkodzenia te jednoznacznie wskazują na przegrzanie turbiny i znaczne przekroczenie dopuszczalnych parametrów (EGT, prędkość obrotowa);



Rys. 6. Wirnik turbiny śmigłowca SP-HTMS [źródło: PKBWL].

Uszkodzenia stwierdzone podczas oględzin - stopione łopatki turbiny, wykruszenia osłony, deformacje statora - są zgodne z danymi FADEC wskazującymi na długotrwałe przekroczenie prędkości obrotowej turbiny i EGT.

2.7.5. Omówienie

Komisja nie znalazła dowodów na przeprowadzenie sprawdzenia układu paliwowego śmigłowca po włączeniu komunikatu „FLOW CLOGGED BYPASS FLOW OPEN” po lądowaniu na EPPN.

Działania podjęte przez pilota w trakcie lotu z Sochocina po stwierdzeniu utraty mocy były prawidłowe. Pilot zinterpretował, że nastąpiło wyłączenie silnika, w związku z czym przeszedł do lądowania autorotacyjnego. Jednakże dane odczytane z FADEC wskazują, że silnik pracował nieprzerwanie od pojawienia się na tablicy przyrządów czerwonego komunikatu o niskich obrotach wirnika głównego (Linia 1 na Rys. 2 i 3), następnie podczas autorotacji, aż do chwili przyziemienia. Komisja nie określiła co było przyczyną spadku mocy silnika widocznej w zapisach FADEC o godzinie 16:33:01 (spadek EGT, spadek obrotów turbiny oraz obrotów wirnika głównego). Nie stwierdzono zanieczyszczeń na filtrze paliwa, natomiast wtryskiwacze były czyste i działały prawidłowo. Ponadto w pobranych próbkach paliwa nie wytrąciła się woda.

Po utracie mocy pilot podjął decyzję o wykonaniu autorotacji. Dźwignia skoku została całkowicie opuszczona, przez co nadal pracując silnik nie był obciążony. To skutkowało wzrostem prędkości obrotowej turbiny oraz wzrostem prędkości obrotowej wirnika głównego. Prędkość postępową w trakcie autorotacji przekroczyła zalecany zakres 60–70 KIAS dochodząc do 117 KIAS.

Wskutek tego nastąpił:

- wzrost obrotów wirnika głównego powyżej 109%
- znaczący wzrost obrotów turbiny
- przekroczenie EGT do 727°C, a w konsekwencji termiczne zniszczenie łopatek turbiny i uszkodzenie statora.

Na 2 sekundy przed przyziemieniem prędkość postępową wynosiła 28 KIAS i następnie malała, natomiast prędkość opadania wynosiła 454 ft/min, co świadczy o poprawnym manewrze wyrównania przed lądowaniem.

3. Wnioski

3.1. Ustalenia

- 1) W chwili zdarzenia uprawnienia pilota były poza terminem ważności;
- 2) Badania lotniczo-lekarskie pilota były w terminie ważności;
- 3) Badania pilota na obecność alkoholu w wydychanym powietrzu dały wynik negatywny;
- 4) Komisja nie określiła co było przyczyną spadku mocy silnika;
- 5) Statek powietrzny posiadał ważne pozwolenie na wykonywanie lotów;
- 6) Nie stwierdzono żadnej usterki lub awarii statku powietrznego, która mogłaby się przyczynić do wypadku;
- 7) Silnik śmigłowca pracował nieprzerwanie od momentu pojawienia się na tablicy przyrządów komunikatu o niskich obrotach wirnika głównego aż do chwili przyziemienia;
- 8) Warunki meteorologiczne nie miały wpływu na przebieg zdarzenia.

3.2. Przyczyny i czynniki sprzyjające

- 1) Nieprawidłowa ocena pracy zespołu napędowego podczas lotu;
- 2) Nieuzasadniona decyzja o wykonaniu lądowania awaryjnego (autorotacji), zamiast lądowania zapobiegawczego (z pracującym silnikiem).

4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

Badanie zaistniałego zdarzenia z udziałem śmigłowca Konner K1-S19 oraz analiza POH wykazały, że w przypadku nieprawidłowego wyłączenia silnika nie została przewidziana procedura „zimnego” rozruchu silnika pozwalająca na pozbycie się z komory spalania nadmiaru nagromadzonego paliwa. W związku z tym następny rozruch silnika może być znacznie utrudniony lub niemożliwy, jak również może prowadzić do uszkodzenia silnika i jego podzespołów. Taka

sytuacja potencjalnie zagraża bezpieczeństwu lotu i tym samym wymaga podjęcia natychmiastowych działań w sposób opisany poniżej.

4.1. [Zalecenie 2025-0023-1](#)

Komisja zaleca, żeby producent śmigłowca Konner s.r.l. przeanalizował zasadność opracowania i wdrożenia w POH procedury „zimnego” rozruchu silnika.

Nadzorujący badanie

Podpis na oryginale

.....