

1. Układ sterowania śmigłowcem



Rys. 1. Przerwanie popychacza sterowania śmigłem ogonowym w okolicach przekładni śmigła ogonowego. Widoczny dalsza część układu sterowania za przerwanym popychaczem.

Podczas oględzin śmigłowca dzień po zdarzeniu członek PKBWL w obecności przedstawiciela operatora dokonał sprawdzenia kinematyki układu sterowania śmigłowcem. Ciągłość kinematyczna sterowania wirnikiem nośnym została zachowana pomimo zdeformowania niektórych elementów. Sterowanie śmigłem ogonowym zostało zachowane aż do miejsca mocowania z dźwignią kątową przekładni śmigła ogonowego. Popychacz został przerwany w wyniku zderzenia z ziemią. Dalsza część układu sterowania śmigłem za przerwanym popychaczem została zachowana.

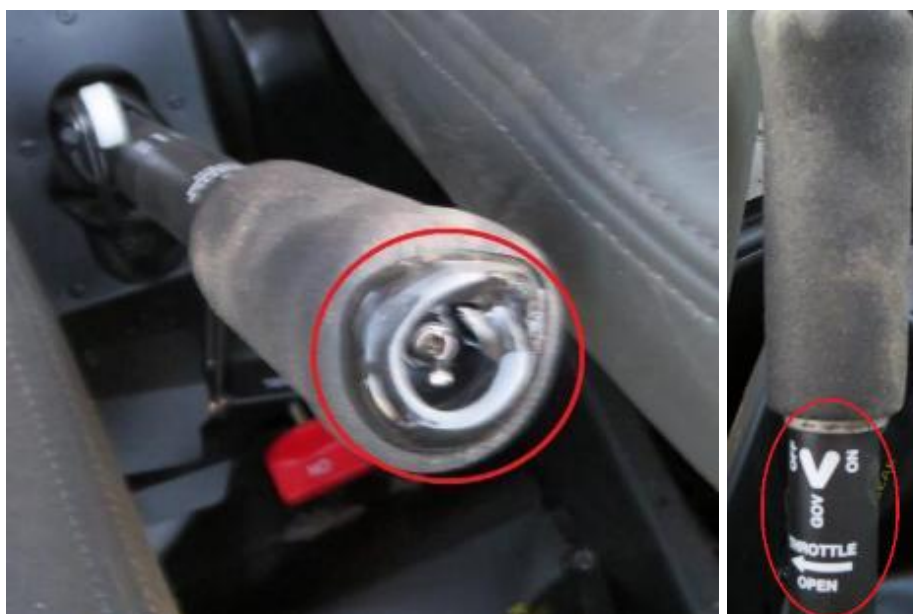
2. Układ sterowania silnikiem

Ciągłość układu sterowania silnikiem została zachowana. Konfiguracja elementów sterujących silnikiem odzwierciedlała ich położenie wymagane dla normalnego lotu.



Rys. 2, 3. Dźwignia sterowania składem mieszanki w pozycji „pełni bogata” oraz odblokowany podgrzew gaźnika.

Rękojeść przepustnicy znajdowała się w pozycji „Otwartej”.



Rys. 4, 5. Włącznik governora w pozycji „ON”.

Sterowanie podgrzewem gaźnika jest skorelowane z dźwignią skoku. Podczas zwiększania skoku ogólnej korelacja mechaniczna zamyka podgrzew gaźnika. W związku z tym nie jest możliwe ustalenie, jakie było ustawienie podgrzewu gaźnika podczas lotu.

3. Układ przeniesienia napędu



Rys. 6, 7. Wał sprzęgła oraz sprzęgło ze śladami świadczącymi, iż obracało się podczas niszczenia śmigłowca.

Układ przeniesienia napędu zachował (oprócz przekładni śmigła ogonowego) swoją integralność. Ślady na wale sprzęgła (Rys. 6), sprzęgle (Rys. 7), pośredniej płytce podatnej (Rys. 8) oraz wentylatorze (Rys. 9) świadczą o pracy zespołu napędowego oraz układu przeniesienia napędu do momentu zderzenia z ziemią.

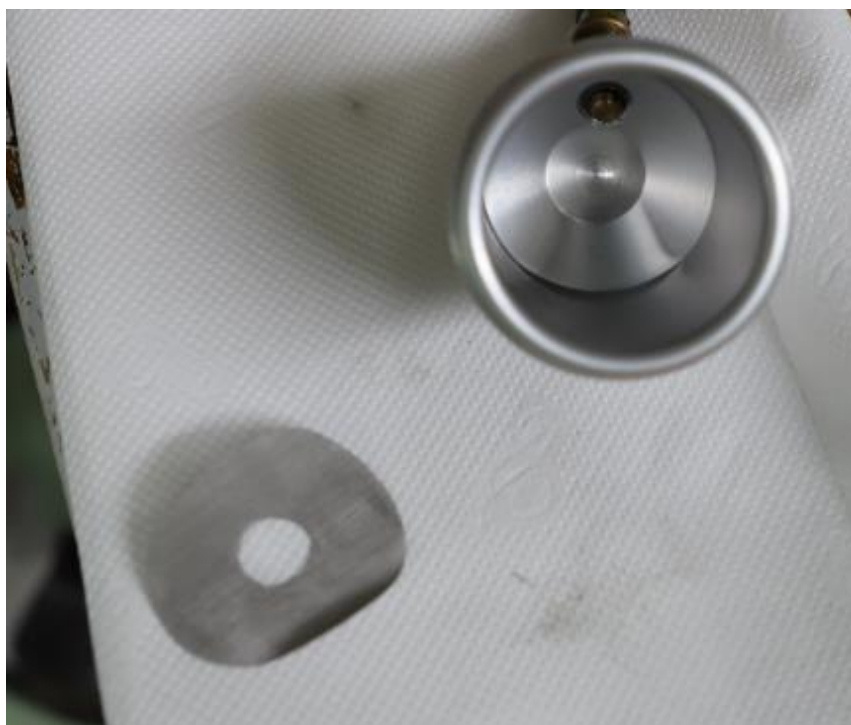


Rys. 8, 9. Pośrednia płytka podatna oraz wentylator – uszkodzenia świadczą o pracy podczas zderzenia z ziemią.

4. Układ paliwowy

Oględziny układu paliwowego wykazały obecność paliwa w zbiornikach po zdarzeniu. Po demontażu przewodu zasilającego gaźnik - stwierdzono drożność instalacji paliwowej. Odstojnik paliwa (Rys. 10) oraz filtr na wlocie

paliwa do gaźnika nie wykazały zanieczyszczeń oraz śladów zatkania. Kran paliwa znajdował się w pozycji otwartej.



Rys. 10. Filtr siatkowy po demontażu.

Również w komorze pływakowej gaźnika znajdowało się paliwo co świadczy o dopływie paliwa do silnika do jego wyłączenia w wyniku zderzenia z ziemią.

Pobrana próbka paliwa nie budziła zastrzeżeń w zakresie czystości.

5. Układ dolotowy



Rys. 11, 12. Stan filtra powietrza po demontażu.

Podczas oględzin sprawdzono układ dolotowy w następującym zakresie:

- Stan oraz czystość filtra powietrza (Rys. 11, 12) – brak zastrzeżeń;

- Szczelność kolektorów dolotowych w miejscach łączenia z cylindrami oraz stan gumowych łączników między misą olejową a kolektorami – brak zastrzeżeń;
- Stan mocowania gaźnika do misy olejowej – brak zastrzeżeń;
- Klapka alternatywnego dolotu powietrza otwierała się i zamykała prawidłowo. Obudowa filtra nie posiadała uszkodzeń, zamocowana była prawidłowo do gardzieli gaźnika.

6. Układ smarowania (olejowy)

Po zdarzeniu olej silnikowy poddano analizie spektrograficznej oraz FTIR. Badaniu poddano dwie próbki oleju silnikowego - przed wykonaniem próby na hamowni oraz po próbie na hamowni.

ZUŻYCIE			ZUŻYCIE		
Żelazo	mg/kg	22	Żelazo	mg/kg	68
Chrom	mg/kg	1,6	Chrom	mg/kg	11
Cyna	mg/kg	<1,0	Cyna	mg/kg	<1,0
Glin	mg/kg	3,9	Glin	mg/kg	104
Nikiel	mg/kg	<1,0	Nikiel	mg/kg	1,2
Miedź	mg/kg	5,2	Miedź	mg/kg	6,3
Ołów	mg/kg	4896	Ołów	mg/kg	6476
Antymon	mg/kg	<1,0	Antymon	mg/kg	<1,0
Mangan	mg/kg	<2,0	Mangan	mg/kg	<2,0
Wanad	mg/kg	<1,0	Wanad	mg/kg	<1,0
Srebro	mg/kg	<1,0	Srebro	mg/kg	<1,0

Rys. 13, 14. Wyniki analizy spektrograficznej oleju

WŁAŚCIWOŚCI FIZYKOCHEMICZNE		
Lepkość kinematyczna w 40°C	cSt	171,3
Lepkość kinematyczna w 100°C	cSt	20,84
Wskaźnik lepkości	-	143
Widmo FTIR	-	Diagram_FTIR
Temperatura zapłonu. Metoda zamkniętego tygła.	°C	150,0

Rys. 15. Wyniki analizy właściwości fizykochemicznych oleju.

Podwyższona wartość glinu (pierścienie tłoków oraz korki sworzni tłoka), chromu (zewnątrzna warstwa galwaniczna pierścieni cylindrów) oraz żelaza (gładzie cylindrów) w porównaniu do pierwszej próbki jest spowodowana upływem czasu pomiędzy zdarzeniem a próbą na hamowni. Silnik po zdarzeniu nie był zakonserwowany (aby uniknąć ingerencji w jego stan po zdarzeniu). Gładzie cylindrów przez okres 4,5 miesiąca skorodowały. Pierwiastki te są efektem nadmiernego ścierania się cylindrów pokrytych korozją podczas próby (żelazo – tuleja cylindra, chrom oraz glin – pierwiastek używany w pierścieniach tłoków).

Wybudowano z silnika siatkowy filtr oleju. Filtr poddano inspekcji wizualnej zgodnie z dokumentacją producenta na obecność zanieczyszczeń oraz cząstek metalu – nie stwierdzono nieprawidłowości.



Rys. 16. Filtr oleju podczas sprawdzenia.

7. Układ zapłonowy

a) Iskrowniki

Przeprowadzono próby iskrowników na stanowisku pomiarowym zgodnie z CMM producenta przy prędkościach obrotowych 150, 1000 oraz 3000 RPM. Każdy z iskrowników przepracował po 1,5 godziny na stanowisku.

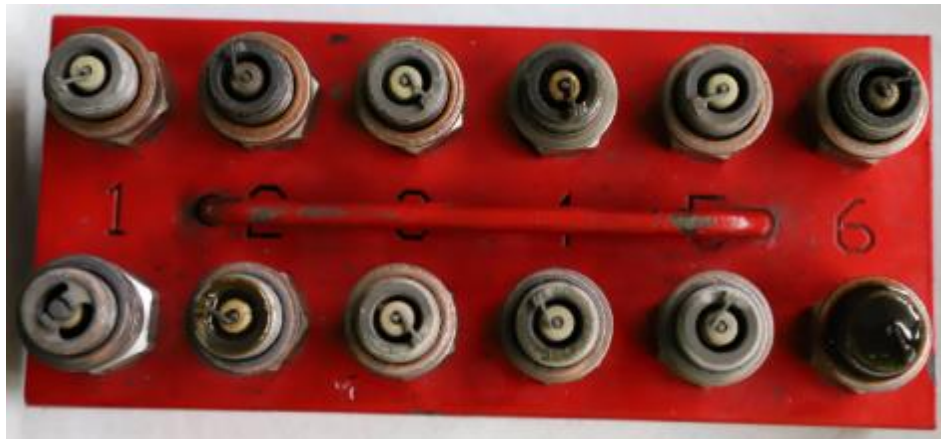
Po wykonanych próbach funkcjonalnych, przeprowadzono:

- pomiary kąta wyprzedzenia zapłonu wewnętrznego (otwarcia przerywacza);
- pomiary szczeliny otwarcia przerywaczy roboczych;
- sprawdzenie poprawności funkcjonowania kondensatora;
- pomiary luzów osiowych wałka;
- sprawdzono stan wizualny rozdzielacza, styków przerywacza oraz kół zębatach.
- Wszystkie pomiary i sprawdzenia dokonano zgodnie z normami producenta iskrownika zawartymi w CMM.

b) Świece zapłonowe

Dla świec UREM 38S przeprowadzono kontrolę wizualną oraz test funkcjonalny, natomiast świeca dolna cylindra nr 6 (Rys. 35) została poddana inspekcji wizualnej, przeprowadzono kontrolę przerwy świecy

oraz test funkcjonalności. Wszystkie czynności zostały przeprowadzone zgodnie z danymi producenta.



Rys. 17. Świece zdemontowane ze śmigłowca po zdarzeniu.



Rys. 18. Świece zapłonowe zdemontowane po próbie funkcjonalnej silnika.

Test świec został przeprowadzony w stanie w jakim zostały one zdemontowane z silnika po zdarzeniu. Jedynie dolna świeca cylindra nr 6 została oczyszczona z nadmiaru oleju.

c) przewody zapłonowe

Przewody zapłonowe zostały sprawdzone wizualnie na obecność uszkodzeń, testerem przewodów na poprawność działania oraz megaomierzem na obecność przebić izolacji. Nie stwierdzono oznak niesprawności.

8. Cylindry

Po próbie silnika na hamowni przeprowadzono pomiar szczelności cylindrów zgodnie z danymi producenta (Tabela 1).

Po demontażu świec przeprowadzono również boroskopię cylindrów – nie stwierdzono śladów świadczących o niesprawności lub nadmiernym zużyciu.

Tabela 1. Wyniki sprawdzenia szczelności cylindrów

Nr cylindra	Ciśnienie [psi]
1	70
2	70
3	76
4	74
5	74
6	78

Boroskopia cylindrów wykazała ślady korozji na ściankach cylindrów, najprawdopodobniej powstała ona w czasie pomiędzy zdarzeniem a próbą funkcjonalną silnika. Nie stwierdzono innych nieprawidłowości.

9. System wskazań parametrów silnika

a) Układ wskazywania ciśnienia ładowania

Na wraku śmigłowca przeprowadzono próby szczelności instalacji wskazań ciśnienia ładowania za pomocą testera PITOT/Static. Poprzez zadanie ciśnienia o odpowiedniej wartości sprawdzano wartość wskazywaną na przyrządzie. Następnie pozostawiano układ na 60 sekund celem sprawdzenia szczelności. Pomiary wykonano w zakresie od 5 – 25 inHg z dokładności do 1 inHg. Sprawdzone prawidłowość wskazań instalacji oraz jej szczelność. Próba nie wykazała niesprawności. Zgodnie z danymi obsługowymi producenta, gdy śmigłowiec stoi na ziemi z wyłączonym silnikiem, wskaźnik musi wskazywać ciśnienie otoczenia z dokładnością +/- 0,3 inHg. Wskazania były prawidłowe.



Rys. 19, 20. Przykład sprawdzenia wskazań wskaźnika ciśnienia ładowania.

Ponadto czas powrotu (błąd tarcia) z wartości 10 inHg do wartości ciśnienia otoczenia – nie stwierdzono niesprawności.

b) Układ wskazywania prędkości obrotowej silnika

Sprawdzeniu również został poddany podwójny obrotomierz. Sprawdzony został dwiema różnymi metodami:

- na stanowisku testowym iskrowników poprzez porównanie go z prędkością obrotową silnika napędzającego iskrownik;
- za pomocą generatora funkcyjnego.

Obrotomierz został sprawdzony w zakresie od 50 – 110%. Nie stwierdzono nieprawidłowości wskazań.

10. Próba funkcjonalna silnika

Silnik zabudowano na stanowisko do hamowania oraz poddano 5 próbom.



Rys. 21. Silnik zabudowany na stanowisku do hamowania podczas próby.

W związku z zabudową śmigła o stałym kącie nastawienia łopat w celu obciążenia silnika wykonano każdą próbę na innym obciążeniu, aby osiągnąć warunki nominalne pracy silnika.

Silnik w pierwszej próbie został uruchomiony bez jakichkolwiek problemów. Pracował płynnie i bez anomalii.

W ostatniej próbie osiągnięto wartości nominalne (przelotowe): ciśnienie ładowania 24 inHg oraz prędkość obrotową 2718 RPM. Silnik na stanowisku pracował sumarycznie około 40 minut i w tym czasie nie zaobserwowano żadnych oznak świadczących o

niesprawności. Po próbie brak było jakichkolwiek wycieków paliwa lub oleju. Silnik osiągnął swoje parametry nominalne.

Do pomiaru ciśnienia ładowania użyto oryginalnego wskaźnika ładowania wybudowanego z śmigłowca biorącego udział w zdarzeniu. Nie odnotowano żadnych fluktuacji wskazań.

11. Dokumenty ciągłej zdatności do lotu

Przeanalizowano dokumentację ciągłej zdatności do lotu śmigłowca zarządzanego w postaci:

- Statusów ciągłej zdatności do lotu;
- Pakietów obsługowych;
- Modyfikacji wprowadzonych na śmigłowcu;
- Dokumentacji fabrycznej śmigłowca.

Wszystkie zapisy w statusie posiadają odzwierciedlenie w pakietach obsługowych lub dokumentacji producenta.

Podpis na oryginale