

ANALIZA PRACY ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Obiekt badań:

Zespół napędowy samolotu Tu-154M „101”, składający się z trzech silników:

1) silnik nr 1 (lewy):

- typ, nr fabryczny: D-30KU-154 seria 2, 59319012423;
- producent, data produkcji: ZSRR, 31.03.1990 r.;
- resurs techniczny nadany w czasie produkcji: 18000 godz.;
- resurs międzyremontowy: 5000 godz., 2450 cykli, 6 lat;
- całkowity czas pracy silnika od początku eksploatacji: 4262 godz. 46 min;
- liczba uruchomień silnika od początku eksploatacji: 3289;
- liczba cykli od początku eksploatacji silnika: 2492,6;
- liczba przeprowadzonych remontów: IV; ostatni wykonany w OAO „NPO Saturn”, zakończony w dniu 28.08.2009 r.;
- ustalony resurs po ostatnim remoncie: resurs techniczny: 24000 godz., 11100 cykli, resurs międzyremontowy: 5000 godz., 2310 cykli, 6 lat;
- czas pracy silnika po ostatnim remoncie: 147 godz. 04 min;
- liczba uruchomień silnika po ostatnim remoncie: 99;
- liczba cykli po ostatnim remoncie silnika: 70,6.

2) silnik nr 2 (środkowy):

- typ, nr fabryczny: D-30KU-154 seria 2, 59249012426;
- producent, data produkcji: ZSRR, 24.11.1990 r.;
- resurs techniczny nadany w czasie produkcji: 18000 godz.;
- resurs międzyremontowy: 5000 godz., 6 lat;
- całkowity czas pracy silnika od początku eksploatacji: 7067 godz. 25 min;
- liczba uruchomień silnika od początku eksploatacji: 4924;
- liczba cykli od początku eksploatacji silnika: 3761,6 ;
- liczba przeprowadzonych remontów: III – ostatni wykonany w OAO „NPO Saturn”, zakończony w dniu 26.08.2009 r.;
- ustalony resurs po ostatnim remoncie: resurs techniczny – 24000 godz., 11100 cykli, resurs międzyremontowy – 5000 godz., 2310 cykli, 6 lat;
- czas pracy silnika po ostatnim remoncie: 147 godz. 04 min;
- liczba uruchomień silnika po ostatnim remoncie: 100;
- liczba cykli po ostatnim remoncie silnika: 70,6.

3) silnik nr 3 (prawy):

- typ, nr fabryczny: D-30KU-154 seria 2, 59219012414;
- producent, data produkcji: ZSRR, 21.03.1990 r.;
- resurs techniczny nadany w czasie produkcji: 18000 godz.;
- resurs międzyremontowy: 5000 godz., 2450 cykli, 6 lat;
- całkowity czas pracy silnika od początku eksploatacji: 3991 godz. 16 min;
- liczba uruchomień silnika od początku eksploatacji: 3231;
- liczba cykli od początku eksploatacji silnika: 2470,6;
- liczba przeprowadzonych remontów: IV – ostatni wykonany w OAO „NPO Saturn” (Zakład 030), zakończony w dniu 25.08.2009 r.;
- ustalony resurs po ostatnim remoncie: resurs techniczny - 24000 godz., 11100 cykli, resurs międzyremontowy - 5000 godz., 2310 cykli w czasie 6 lat;
- czas pracy silnika po ostatnim remoncie: 147 godz. 04 min;
- liczba uruchomień silnika po ostatnim remoncie: 98;
- liczba cykli po ostatnim remoncie silnika: 70,6.

Wnioski z analizy zapisów rejestratorów eksploatacyjnych

Oceny parametrów pracy zespołu napędowego samolotu Tu-154M „101”, który uległ katastrofie w dniu 10.04.2010 r. dokonano na podstawie zapisów odczytanego w Polsce rejestratora eksploatacyjnego ATM-QAR oraz danych pozyskanych z rejestratora eksploatacyjnego KBN. Zabudowany na samolocie Tu-154M „101” rejestrator eksploatacyjny ATM-QAR zapisał identyczne parametry jak rejestrator eksploatacyjny KBN tzn. 44 parametry ciągle oraz 55 parametrów dyskretnych, oraz dodatkowo rejestrował 1 parametr dyskretny i 6 parametrów ciągłych związanych z pracą silników. Oceny pracy zespołu napędowego w trakcie przelotu samolotu z Warszawy do Smoleńska wraz z analizą ostatniej fazy tego lotu (od ok. 7 km do progu pasa startowego) dokonano na podstawie analizy parametrów pracy silników odczytanych z obu rejestratorów, wymienionych w tabelach 1 i 2 oraz przedstawionych w postaci wykresów (wg czasu rejestratora parametrów lotu) znajdujących się w załączeniu do niniejszej ekspertyzy.

Tabela 1. Parametry ciągłe

| Lp. | Parametr (rejestrator KBN/ ATM-QAR) | Zakres pomiarowy | Nadajnik/ układ |
|-----|--|-------------------------------------|--------------------|
| 1 | Temperatura zatrzymanych strug powietrza | -60 - +150°C | P-5 |
| 2 | Wysokość barometryczna | -250 - 13000 m | DWBP-13 |
| 3 | Wysokość rzeczywista | 0 - 750 m | RW-5MD1 |
| 4 | Prędkość przyrządowa | 60 - 800 km/godz. | DAS |
| 5 | Przeciążenie boczne | -1,5 (w prawo) - 1,5 (w lewo) g | MP-95 |
| 6 | Przeciążenie pionowe | -2(±0,5)g (w dół) - 5(±1)g (w górę) | MP-95 |
| 7 | Położenie DSS silnika nr 1 | -33° (rewers) - 70° | MU-615A |
| 8 | Wibracja tylnej podpory silnika nr 1 | 0 - 100% | IW-50P-A-3 |
| 9 | Obroty SNC silnika nr 1 | 10 - 110% | DTE-6T |
| 10 | Temperatura gazów silnika nr 1 | 200 - 1200 °C | 2IA-7A |
| 11 | Położenie DSS silnika nr 2 | 0° - 70° | MU-615A |
| 12 | Wibracja tylnej podpory silnika nr 2 | 0 - 100% | IW-50P-A-3 |
| 13 | Obroty SNC silnika nr 2 | 10 - 110% | DTE-6T |
| 14 | Temperatura gazów silnika nr 2 | 200 - 1200 °C | 2IA-7A |
| 15 | Położenie DSS silnika nr 3 | -33° (rewers) - 70° | MU-615A |
| 16 | Wibracja tylnej podpory silnika nr 3 | 0 - 100% | IW-50P-A-3 |
| 17 | Obroty SNC silnika nr 3 | 10 - 110% | DTE-6T |
| 18 | Temperatura gazów silnika nr 3 | 200 - 1200 °C | 2IA-7A |
| 19 | Sumaryczna ilość paliwa | 0 - 40 t | SUIT4-1T |
| 20 | Wibracja N1 silnika nr 1 (tylko ATM-QAR) | 0 - 100% | CA-151 |
| 22 | Wibracja N2 silnika nr 1 (tylko ATM-QAR) | 0 - 100% | CA-151 |
| 23 | Wibracja N1 silnika nr 2 (tylko ATM-QAR) | 0 - 100% | CA-151 |
| 24 | Wibracja N2 silnika nr 2 (tylko ATM-QAR) | 0 - 100% | CA-151 |
| 25 | Wibracja N1 silnika nr 3 (tylko ATM-QAR) | 0 - 100% | CA-151 |
| 26 | Wibracja N2 silnika nr 3 (tylko ATM-QAR) | 0 - 100% | CA-151 |

Tabela 2. Parametry dyskretne

| Lp | Parametr (rejestrator KBN / ATM-QAR) | Nadajnik/układ |
|----|---|---|
| 1 | Włączenie IPO silników | Zasłonki ogrzewania |
| 2 | Pożar w przedziale silnika rozruchowego wysoka temperatura w tylnym przedziale technicznym | System sygnalizacji pożaru SSP-2A Sygnalizator temperatury 5747T |
| 3 | Uruchomienie silnika rozruchowego przepelnienie zbiornika przedniej toalety | Przycisk „ROZRUCH” wyłącznik krańcowy D-713 |
| 4 | Wysoka wibracja silników | IW-50P-A-3 |
| 5 | Spadek ciśnienia oleju w silnikach | MSTW-2,2 |
| 6 | Opiłki w oleju silników | Filtr-sygnalizator opiłków |
| 7 | Wysoka temperatura gazów wylotowych | 2IA-7A |
| 8 | Niesprawność silnika nr 1 | Przy p. 4, 5, 6, 7 lub 11 dla silnika nr 1 |
| 9 | Niesprawność silnika nr 2 | Przy p. 4, 5, 6, 7 lub 11 dla silnika nr 2 |
| 10 | Niesprawność silnika nr 3 | Przy p. 4, 5, 6, 7 lub 11 dla silnika nr 3 |
| 11 | Pożar w przedziale silników | System sygnalizacji pożaru SSP-2A |
| 12 | Sygnalizacja oblodzenia | Sygnalizator SO-121WM |
| 13 | Włączenie automatu ciągu | ABSU |
| 14 | N2 (tylko ATM-QAR) | CA-151 / EVM-219 |
| 15 | Przelot nad markerem | Odbiornik markerów RPM-70 |

Na podstawie analizy wybranych parametrów odczytanych z rejestratora ATM-QAR po katastrofie samolotu Tu-154 „101” stwierdzono, iż parametry pracy silników były zgodne z obowiązującymi warunkami technicznymi (WT) od momentu uruchomienia, przez cały lot samolotu z Warszawy do momentu katastrofy pod Smoleńskiem. Obroty poszczególnych silników zmieniały się wraz ze zmianą położenia odpowiadających im dźwigni sterowania silnikami (DSS). Temperatury gazów za turbiną i obroty sprężarek niskiego ciśnienia (SNC) wszystkich silników pracujących na tych samych zakresach ustawienia DSS znajdowały się na tym samym poziomie i przyjmowały wartości znamionowe, zgodnie z obowiązującymi WT. Analiza parametrów pracy silników wykazała, iż wraz ze zmianą warunków lotu - zmiana wysokości i temperatury - silniki pracowały stabilnie na zakresach zgodnych z WT (*„Двигатель Д-30КУ 2 серии. Руководство по технической эксплуатации”*, *„Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации”*), co świadczy o poprawnej pracy automatyki sterowania silników.

Drgania silników mierzone były na samolocie Tu-154M „101” przez dwa niezależne układy dla każdego z silników. Podstawowy (rosyjski) układ mierzył drgania przedniej i drgania tylnej podpory silnika (rejestrowane były tylko drgania tylnej podpory), a dodatkowy układ (AVM-219 firmy Vibrolot ltd.) mierzył drgania „N1” wirnika niskiego ciśnienia oraz drgania „N2” wirnika wysokiego ciśnienia (rejestrowane były oba parametry). Analiza zapisu drgań wykazała, że do momentu zderzenia z pierwszymi przeszkodami ich wartości znajdowały się na poziomie zgodnym z WT i były znacząco niższe od granicznych zakresów: 55% - określających maksymalną/niebezpieczną wibrację silników (wg IW-50) oraz 65% - określającej maksymalną/wysoką wibrację silników (wg AVM-219). Maksymalne wartości drgań i ich zmianę dla wszystkich (trzech) silników zarejestrowano podczas startu samolotu (np. maksymalna, chwilowa wartość drgań na tylnej podporze silnika nr 3 osiągnęła ok. 20,38%).

Widoczne na wykresach obrazujących drgania wirników wysokiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 (zmierzone układem AVM-219) gwałtowne zmiany wartości tych drgań w postaci chwilowych „pików” związane są z pomiarem drugiej harmonicznej wibracji wirników wysokiego ciśnienia „N2” wykonywanym cyklicznie w czasie lotu przez załogę (przełącznik "2XN2"). Przy tym pomiarze rejestrowana jest komenda jednorazowa 2n2 oraz dla wszystkich trzech silników rejestrowany sygnał „N2” zamieniony jest przez sygnał 2n2.

Analiza zapisu parametrów dyskretnych związanych pracą zespołu napędowego od momentu uruchomienia silników do godziny 06:41:06,5 UTC (08:41:06,5¹ wg czasu CVR), tj. 0,5 s przed końcem wiarygodnego zapisu rejestratora ATM-QAR, wykazała brak sygnałów stanów awaryjnych:

¹ W CVR stosowany jest warszawski czas lokalny (CET). Czas uniwersalny UTC = CET - 2 godziny.

- pożar w przedziale silników,
- opiłki w oleju silników,
- spadek ciśnienia oleju w silnikach,
- wysoka temperatura gazów wylotowych,
- wysoka wibracja silników,
- niesprawność silnika nr 1,
- niesprawność silnika nr 2,
- niesprawność silnika nr 3,

co świadczy o poprawnej pracy silników w trakcie lotu. Nie zarejestrowano także sygnału „pożar w przedziale silnika rozruchowego”. Widoczne na zapisie parametrów dyskretnych informacje o niesprawności silników nr 1, 2, 3 przed ich uruchomieniem oraz sygnał „spadek ciśnienia oleju w silnikach” są poprawne i zgodnie z zasadą pracy silników i urządzenia rejestrującego.

Wg zapisu rejestratorów od momentu uruchomienia silników do wejścia samolotu na pułap przelotowy oraz podczas zniżania i podejścia do lądowania włączona była instalacja przeciwooblodzeniowa silników. Było to uzasadnione temperaturą otoczenia poniżej +5°C i możliwością napotkania widocznej wilgotności. Jednakże w trakcie całego lotu na zapisie z rejestratorów nie pojawił się sygnał (sygnalizator SO-121WM) świadczący o wystąpieniu oblodzenia.

Ostatnia faza lotu samolotu - od obniżenia i wyrównania lotu, na zapisanej przez rejestrator pokładowy wysokości 688 m (wysokość barometryczna - od godz. 06:34:23,5 UTC), odbywała się z włączonym automatem ciągu (automat ciągu AT-6 systemu ABSU), pomocnym przy utrzymywaniu ustalonej przez pilota prędkości przyrządowej samolotu. Gdy prędkość ta spada poniżej wartości ustawionej na automacie ciągu, system zwiększa moc silników.

Między godziną 06:40:46,5 a 06:40:47 UTC, podczas kontynuowania zniżania, samolot przeciął wysokość 200 m wg wysokościomierza barometrycznego. Obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 wynosiły wtedy odpowiednio: 31,9%, 31,4%, 32,9% tj. dla wszystkich silników odpowiadały zakresowi „małego gazu”. Na podstawie „*Тy-154М. Руководство по летной эксплуатации*” w tym przedziale czasu obroty pędni wysokiego ciśnienia silników z pewnością spadły poniżej 75%. W Instrukcji użytkownika w locie („*Тy-154М. Руководство по летной эксплуатации*”, pkt 4.6.2.2.(2)) jest ostrzeżenie, dotyczące lądowania w warunkach uskoku wiatru, informujące, że jeśli na wysokości 200 m silniki pracują na zakresie powyżej nominalnego lub poniżej 75% (według obrotów sprężarki wysokiego ciśnienia) to należy odejść na drugi krąg.

O godzinie 06:40:58,5 UTC gdy obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 wynosiły odpowiednio 41,9%, 38,6%, 45,2% (co odpowiada w przybliżeniu zakresowi nieznacznie powyżej „małego gazu”) nastąpiło ręczne, w czasie 1 sekundy, przestawienie wszystkich DSS w położenie 69° tj. na zakres „startowy” - co wiązało się z jednoczesnym odłączeniem automatu ciągu. Temperatury gazów za turbiną i obroty pędni niskiego ciśnienia wszystkich silników wzrastały płynnie, bez zarzutów i zawisania. Gdy o godzinie 06:41:02,4 UTC samolot zderzył się końcówką lewego skrzydła z dużą brzozą, obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 zdążyły wzrosnąć do wartości odpowiednio 68,1%, 61,9%, 68,6%.

O godzinie 06:41:05,9 UTC obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 osiągnęły wartości odpowiednio 83,8%, 84,0%, 83,3%, co odpowiada w przybliżeniu zakresowi „nominalnemu”. Silniki nie zdążyły więc osiągnąć zakresu „startowego”. Obroty pędni niskiego ciśnienia wzrosły od wartości w przybliżeniu „małego gazu” do wartości w przybliżeniu odpowiadającej zakresowi nominalnemu w czasie 7,4 s. Czas i sposób przyspieszania silników świadczy o ich dobrym stanie technicznym i właściwej regulacji.

O godz. 06:41:06,5 UTC na zapisie parametrów pracy silników widoczny jest gwałtowny, znaczący wzrost drgań silnika nr 1 do wartości 44,8% przy drganiach silników nr 2 i 3 odpowiednio 21,15% i 13,73%, co związane było prawdopodobnie ze zderzeniem samolotu z przeszkodami. W tabeli 3 i tabeli 4 poniżej przedstawiono parametry pracy silników w wybranych punktach czasowych ostatniej fazy lotu.

Tabela 3

| Czas [gg:mm:ss] | Położenie DSS [°] | | | Obroty SWC [%] | | | Temp. gazów wylotowych [°C] | | |
|--------------------|-------------------|-------------|-------------|----------------|-------------|-------------|-----------------------------|-------------|-------------|
| | Silnik nr 1 | Silnik nr 2 | Silnik nr 3 | Silnik nr 1 | Silnik nr 2 | Silnik nr 3 | Silnik nr 1 | Silnik nr 2 | Silnik nr 3 |
| 06:40:58 | 3 | 8 | 7 | 42,4 | 38,6 | 45,7 | 424 | 414 | 414 |
| 06:41:01 | 68 | 68 | 69 | 54,2 | 49,0 | 56,0 | 443 | 438 | 438 |
| 06:41:04 | 52 | 51 | 47 | 84,3 | 79,8 | 82,9 | 490 | 467 | 490 |
| 06:41:05 | 46 | 47 | 33 | 84,8 | 83,5 | 83,8 | 510 | 486 | 500 |

UWAGA: Czas w tabeli 3 jest to czas uniwersalny UTC (tzn. czas rejestratora ATM-QAR + 3 s – 2 godz.)

Tabela 4

| Czas [gg:mm:ss] | Drgania Silnik nr 1 [%] | | | Drgania Silnik nr 2 [%] | | | Drgania Silnik nr 3 [%] | | |
|--------------------|-------------------------|-------|------|-------------------------|------|------|-------------------------|------|------|
| | WIBRS1 | W1N1 | W1N2 | WIBRS2 | W2N1 | W2N2 | WIBRS3 | W3N1 | W3N2 |
| 06:40:58 | 5,10 | 1,57 | 2,35 | 5,49 | 2,75 | 2,35 | 4,71 | 1,96 | 3,14 |
| 06:41:01 | 5,88 | 1,57 | 3,14 | 7,06 | 2,35 | 2,75 | 6,27 | 2,35 | 3,92 |
| 06:41:04 | 11,76 | 18,83 | 4,31 | 10,59 | 6,67 | 8,24 | 10,98 | 9,81 | 7,06 |
| 06:41:05 | 13,33 | bd | bd | 12,56 | bd | bd | 12,16 | bd | bd |

UWAGA: Czas w tabeli 4 jest to czas uniwersalny UTC (tzn. czas rejestratora ATM-QAR + 3 s – 2 godz.)

Brak wartości drgań silników nr 1, 2, 3 mierzonych układem AVM-219 od godziny 06:41:05 UTC wynika z zakończenia zapisu rejestratora ATM-QAR.

Analizy powyższych danych oraz ich zobrazowania na wykresach z ostatniej fazy lotu samolotu wykazały, że wszystkie rejestrowane parametry pracy silników do chwili zderzenia

z przeszkodami przyjmowały wartości zgodne z określonymi w dokumentacji eksploatacyjnej dla danych zakresów pracy. Wykresy zmienności tych parametrów dla silników nr 1, 2 i 3 są prawie identyczne – silniki pracowały zgodnie.

Wnioski z analizy innych źródeł informacji

Dla potwierdzenia powyższych ustaleń dokonano analizy innych źródeł informacji: zeznań polskich kontrolerów lotu, zapisów z CVR (Cockpit Voice Recorder typu MARS) oraz zeznań świadków.

Wg oświadczeń polskich kontrolerów start samolotu przebiegł normalnie; do czasu opuszczenia polskiej przestrzeni powietrznej piloci nie zgłaszali jakichkolwiek problemów.

Na podstawie stenogramu z rozmów załogi sporządzonych przez Centralne Laboratorium Kryminalistyczne z zapisu CVR (wersja z dnia 17.01.2011 r.) stwierdzono, iż podczas ostatnich 30 min. lotu członkowie załogi nie wymieniali między sobą ani nie zgłaszali kontrolerom naziemnym uwag do stanu technicznego samolotu, w szczególności do pracy zespołu napędowego.

W trakcie zniżania załoga wymieniała się informacjami dotyczącymi zakresów pracy silników - wyrażonymi wartością obrotów pędni wysokiego ciśnienia (N2). Dowódca wydawał polecenia co do ustawień parametrów pracy silników a członkowie załogi potwierdzali ich wykonanie. Przedstawia to tabela 5.

Tabela 5

| Czas | Osoba | Rozmowa | Znaczenie rozmowy | Odczyt z ATM-QAR/KBN |
|------------|------------|--------------------|-----------------------------------|--------------------------|
| 06:20:40,5 | Dowódca | Siedem-sześć. | Ustawić N2 = 76% | N1 = 46,7%, 42,4%, 45,2% |
| 06:20:42,0 | Inżynier | Siedem-sześć. | Ustawiono DSS dla N2 = 76% | DSS = 1°, 4°, 4° |
| | | | | |
| 06:20:49,0 | Dowódca | A nawet | Ustawić N2 = 78% | N1 = 48,1%, 52,4%, 49,5% |
| 06:20:49,5 | | siedem-osiem. | | |
| 06:20:51,0 | Inżynier | Siedem-osiem. | Ustawiono DSS dla N2 = 78% | DSS = 18°, 15°, 15° |
| | | | | |
| 06:21:00,0 | Inżynier ? | Jest siedem-osiem. | Silniki osiągnęły N2 = 78% | N1 = 55,6%, 56,2%, 54,2% |
| | | | | |
| 06:22:42,5 | Dowódca | Mały gaz. | Ustawić N2 na zakres małego gazu. | N1 = 58,4%, 56,7%, 57,9% |
| 06:22:43,5 | Inżynier | Mały gaz. | Ustawiono DSS dla N2 małego gazu. | DSS = 11°, 11°, 9° |
| | | | | |
| 06:24:01,0 | Dowódca | Siedem-osiem. | Ustawić N2 = 78% | N1 = 45,2%, 41,0%, 43,3% |
| 06:24:02,0 | Inżynier | Siedem-osiem. | Ustawiono DSS dla N2 = 78% | DSS = 0°, 2°, 3° |
| | | | | |
| 06:24:14,0 | Inżynier | Jest siedem- | Silniki osiągnęły N2 = 78% | N1 = 53,3%, 56,7%, 55,1% |
| 06:24:14,5 | | -osiem. | | |
| 06:24:15,0 | Dowódca | Osiem- | Ustawić N2 = 80% | N1 = 54,7%, 56,7%, 55,1% |
| 06:24:15,5 | | -zero. | | |
| 06:24:16,0 | Inżynier | Osiem-zero. | Ustawiono DSS dla N2 = 80% | DSS = 16°, 12°, 12° |
| | | | | |
| 06:24:24,0 | Inżynier | Jest osiem zero. | Silniki osiągnęły N2 = 80% | N1 = 60,2%, 58,6%, 59,8% |
| | | | | |

| Czas | Osoba | Rozmowa | Znaczenie rozmowy | Odczyt z ATM-QAR/KBN |
|------------|------------|--------------------------|--|---|
| 06:25:39,0 | Dowódca | Mały gaz. | Ustawić N2 na zakres małego gazu. | N1= 60,7%, 58,6%, 60,2% |
| 06:25:39,5 | Inżynier | Mały | Ustawiono DSS dla N2 małego gazu. | DSS= 12°, 13°, 11° |
| 06:25:40,0 | | gaz. | | |
| 06:25:50,0 | | | | N1= 45,7%, 41,9%, 44,8% |
| 06:30:08,0 | Dowódca | Siedem- | Ustawić N2 = 78% | DSS = 0°, 0°, 0° N1 = 38,1%, 34,8%, 37,1% |
| 06:30:08,5 | | -osiem. | | |
| 06:30:09,0 | | | | |
| 06:30:09,5 | Inżynier? | Siedem-osiem. | Potwierdzenie komendy N2 = 78% | |
| 06:30:13,0 | Nawigator? | Piątka, | Przygotowanie autopilota. | |
| 06:30:13,5 | | szóstka - | Przygotowanie do włączenia automatu ciągu. | |
| 06:30:14,0 | | - automat | | |
| 06:30:14,5 | | ciągu. | | |
| 06:30:23,5 | Inżynier | Jest siedem- | Silniki osiągnęły N2 = 78% | DSS = 11°, 15°, 11° N1 = 53,3%, 52,9%, 51,9% |
| 06:30:24,0 | | -osiem. | | |
| 06:33:59,5 | ? | (gazu ?) | Pytanie o obroty silników. | |
| 06:34:00,0 | | (trochę ?). | | |
| 06:34:01,5 | II Pilot? | Ile mamy ...? | | |
| | | | | |
| 06:34:09,0 | Dowódca | Siedem- | Ustawić N2 na 70% | N1 = 49,0%, 47,6%, 48,1% |
| 06:34:09,5 | | -zero! | | |
| 06:34:10,0 | | | | |
| 06:34:10,5 | Inżynier | Siedem-zero. | Potwierdzenie komendy N2 = 70% | |
| | | | | |
| 06:34:19,0 | Dowódca | (Odblokuj lub: Blokuj ?) | Zdjąć blokady z DSS inżyniera. | |
| 06:34:19,5 | | gazy! | | |
| 06:34:20,5 | Inżynier | Siedem- | Ustawiono DSS dla N2 = 70% | DSS = 5°, 7°, 9° N1 = 39,0%, 39,0%, 39,0% |
| 06:34:21,0 | | -zero | | |
| 06:34:21,5 | | ustawione, | | |
| 06:34:22,0 | | | | |
| 06:34:22,5 | | gazy odblokowane. | Potwierdzenie komendy odblokowania DSS | |
| 06:34:23,0 | Dowódca | Automat. | Włączyć automat ciągu. | |
| 06:34:24,0 | Inżynier | I | Potwierdzenie włączenia automatu ciągu. | DSS = 4°, 7°, 5° N1 = 39,0%, 39,0%, 40,0% |
| 06:34:24,5 | | automat włączony. | | |

Po godzinie 06:34:24,5 UTC (08:34:24,5 wg czasu CVR), po potwierdzeniu przez Inżyniera włączenia automatu ciągu, załoga nie rozmawia już więcej na temat pracy silników.

Godziny podane w kolumnie „Czas” tabeli 5 pochodzą z rejestratora rozmów typu MARS i zostały przeliczone na czas uniwersalny UTC. Czas rejestratora MARS różni się od czasu uniwersalnego UTC o wartość +2 godziny. Parametry związane z pracą silników przytoczone w ostatniej kolumnie pochodzą z rejestratora ATM-QAR. Porównanie informacji zawartych w tych stenogramach z zapisami parametrów pracy zespołu napędowego w rejestratorze ATM-QAR wykazuje, że:

- silniki pracowały zgodnie z oczekiwaniem Dowódcy statku powietrznego i były zgodne z ich WT;
- od chwili włączenia automatu ciągu do końca lotu załoga nie rozmawiała już na temat silników.

Na podstawie analizy zeznań świadków ustalono, że na podejściu do lądowania silniki samolotu pracowały „normalnie”, wydając charakterystyczny odgłos („gwizdzące brzmienie”

typowe dla zmniejszonych obrotów) przy zniżaniu samolotu na ustalonym zakresie pracy. Po chwili nastąpił gwałtowny wzrost ich obrotów do wysokich zakresów, a następnie po ok. 2 s nastąpił „łoskot”. Zeznania świadków są zgodne między sobą i potwierdzają wnioski wynikające z analizy zapisów rejestratora ATM-QAR.

Wnioski z oględzin silników w miejscu katastrofy i analizy zebranego materiału fotograficznego

W dniach 11-13 kwietnia 2010 r., dobę po katastrofie, umożliwiono polskim ekspertom dokonanie oględzin miejsca zdarzenia oraz wykonanie zdjęć. Zgromadzony materiał fotograficzny nie był udokumentowaniem stanu wraku samolotu bezpośrednio po zaistniałej katastrofie (co uczyniła zapewne komisja rosyjska), gdyż wiele elementów samolotu zostało przemieszczonych w trakcie prowadzonej akcji ratowniczej lub zmieniło swoje położenie w wyniku prowadzonych przez komisję rosyjską badań. Miało to miejsce w przypadku silników, którym zdemontowano część osłon w celu ich zbadania i pobrania próbek cieczy roboczych do badań laboratoryjnych. Z oględzin silników przeprowadzonych w miejscu katastrofy oraz na płaszczyźnie składowania wraku sporządzono dwie notatki (stanowiące załączniki do niniejszej ekspertyzy). Na podstawie przeprowadzonych oględzin silników oraz analizy zebranego materiału fotograficznego można stwierdzić:

- na wszystkich trzech silnikach brak jest uszkodzeń korpusów charakterystycznych dla rozpadu elementów wirujących silnika (tarcze, łopatki);
- kinematyka sterowania poszczególnymi silnikami została zachowana w całości (na silnikach)
 - w części mocowanej do kadłuba została powyginana (silnik nr 2) lub pozrywana (silniki nr 1 i 3). Wskazania noniuszy na wszystkich trzech pompach NR-30KU-4 uznano za niewiarygodne. Oceniono, że ich wskazania są następstwem przemieszczenia cięgieł układu sterowania silnikiem w trakcie niszczenia konstrukcji samolotu;
- układ cięgieł (na silnikach) sterowania rewersami silników nr 1 i 3 i samych rewersów świadczy, że znajdowały się one w położeniu zamkniętym;
- brak jest na silnikach i ich osłonach śladów świadczących o ich pożarze – co potwierdzają także zapisy z rejestratorów parametrów lotu;
- kontrola korków magnetycznych silników nr 1 i 2 zabudowanych na pompach odsysających MNO-30K, wykonana przez przedstawicieli komisji rosyjskiej w obecności polskich specjalistów, nie wykazały opiłków, których obecność mogłaby świadczyć o nadmiernym zużyciu się lub uszkodzeniu wymagających smarowania współpracujących ze sobą elementów silnika;
- łopatki pierwszego stopnia SNC silnika nr 2 są powyginane w kierunku przeciwnym do kierunku obrotów wirnika zarówno na krawędziach natarcia jak i na wierzchołkach.

Bezpośrednio przed pierwszym stopniem łopatek aparatu kierującego, w zagniecionym wlocie płatowcowym do silnika zalegają fragmenty drzew (największe o średnicy ok. 15 cm) oraz zdeformowane fragmenty konstrukcji płatowca. Charakter uszkodzeń łopatek pierwszego stopnia SNC, błoto na całej powierzchni kanału dolotowego i łopatek oraz w dyszy wylotowej świadczy o tym, iż silnik pracował w momencie katastrofy;

- trzy pióra łopatek pierwszego stopnia wentylatora silnika nr 3 zostały wyłamane a pozostałe powyginane w kierunku przeciwnym do kierunku obrotów wirnika w następstwie deformacji korpusu SNC po zderzenia silnika z ziemią. Biorąc powyższe pod uwagę oraz stwierdzony w trakcie oględzin fakt zalegania błota na całej powierzchni dyszy wylotowej należy stwierdzić, iż silnik pracował w momencie katastrofy;
- charakter uszkodzeń łopatek roboczych jak i aparatu kierującego SNC silnika nr 1, będącego w najgorszy stanie technicznym w porównaniu z pozostałymi dwoma silnikami, ze względu na wybudowanie i rozcłonkowanie poszczególnych elementów SNC, fakt zalegania błota na łopatkach SWC i na całej powierzchni dyszy wylotowej świadczy o tym, iż silnik pracował w momencie katastrofy;
- na powierzchni łopatek ostatniego stopnia turbiny wszystkich trzech silników nie stwierdzono uszkodzeń oraz innych śladów (metaliczne napylenia, przebarwienia powierzchni) mogących świadczyć o awarii silnika spowodowanej inną przyczyną niż zderzenie z ziemią.

Wnioski i propozycje wynikające z przeprowadzonej ekspertyzy

Nie znaleziono związku przyczynowo-skutkowego pomiędzy stanem technicznym i pracą zespołu napędowego, a zaistniałą katastrofą samolotu Tu-154M „101” w dniu 10 kwietnia 2010 r. Analiza zapisanych przez rejestratory – eksploatacyjny KBN i eksploatacyjny ATM-QAR - parametrów związanych z oceną pracy silników oraz analiza materiałów zebranych w miejscu oględzin silników dostarczyły wystarczających informacji do oceny i wnioskowania o stanie zespołu napędowego i jego ewentualnym związku z zaistnieniem katastrofy.

W związku z powyższym nie ma potrzeby wykonywania dodatkowych, szczegółowych badań silników.

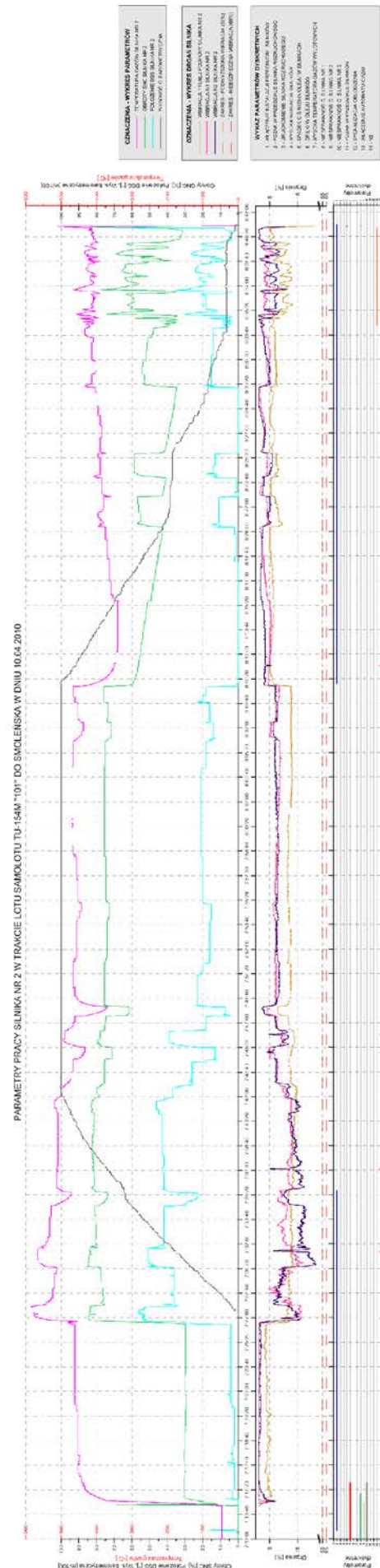
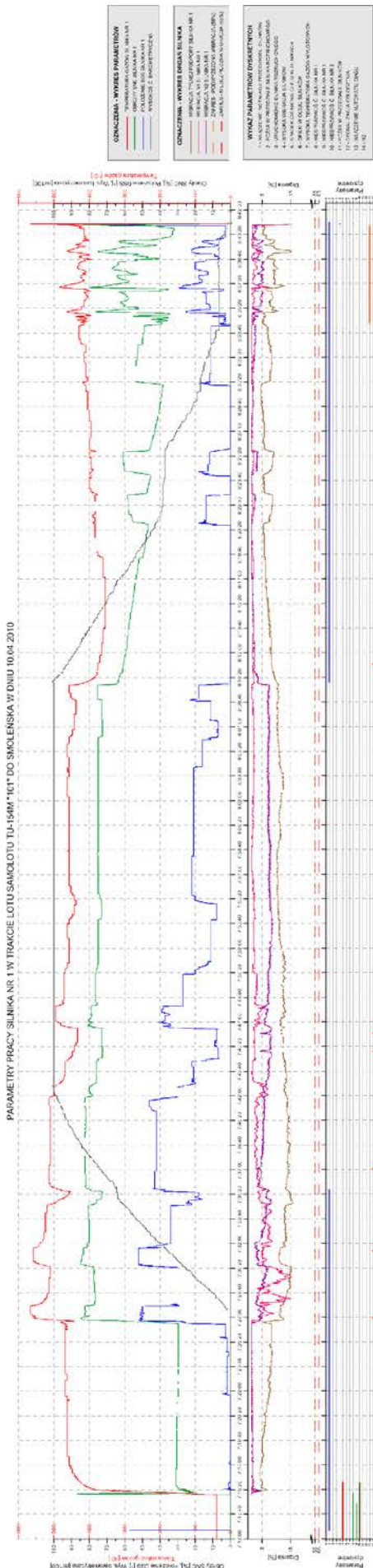
Wykaz załączników:

Załącznik nr 4.10.2.1 na 4 str. Wykresy

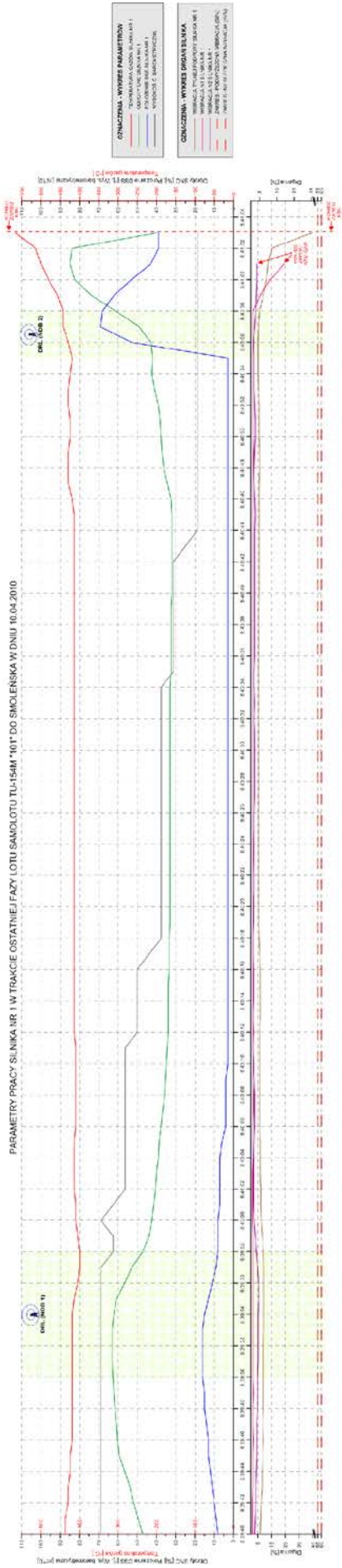
Załącznik nr 4.10.2.2 na 12 str. Notatka z wykonanych w dniach 11-13.04.2010 na miejscu katastrofy oględzin zespołu napędowego samolotu Tu-154M „101”

Załącznik nr 4.10.2.3 na 2 str. Notatka z oględzin silnika nr 59249012426 (silnik nr 2, środkowy) z samolotu Tu-154M „101” - na płaszczyźnie składowania wraku

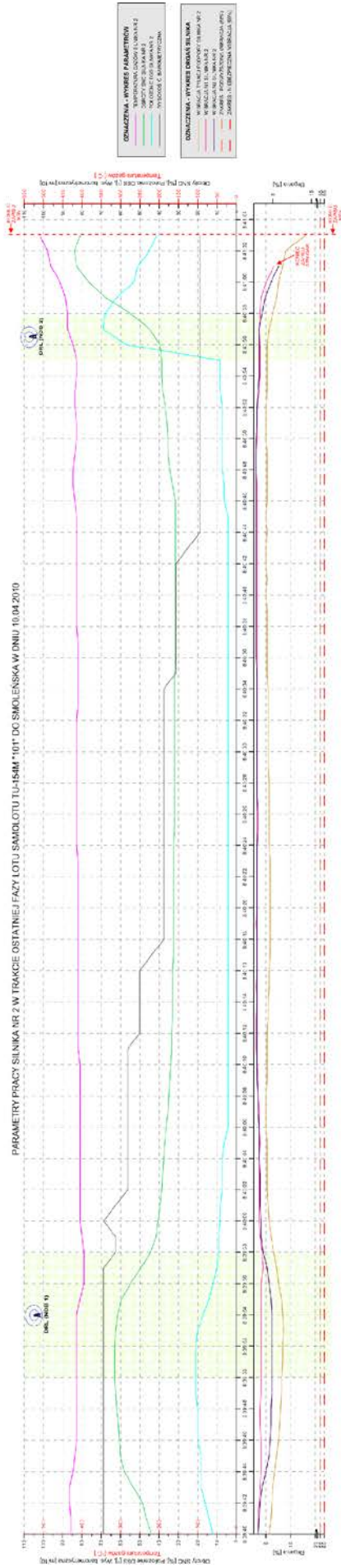
Wykresy



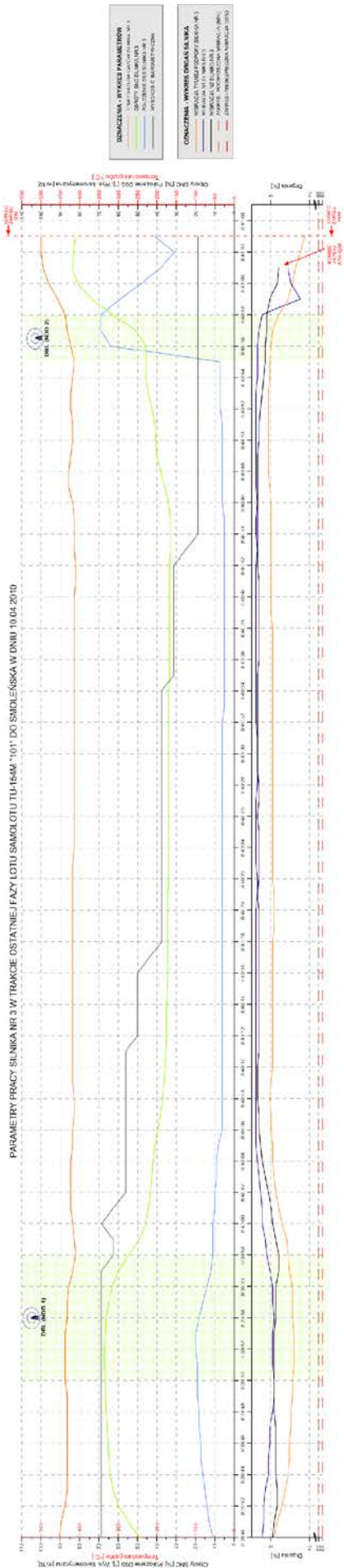
PARAMETRY PRACY SILNIKA NR 1 W TRAKCIE OSTATNIEJ FAZY LOTU SAMOLOTU TU-154M *101* DO SMOLENSKA W DNIU 10.04.2010



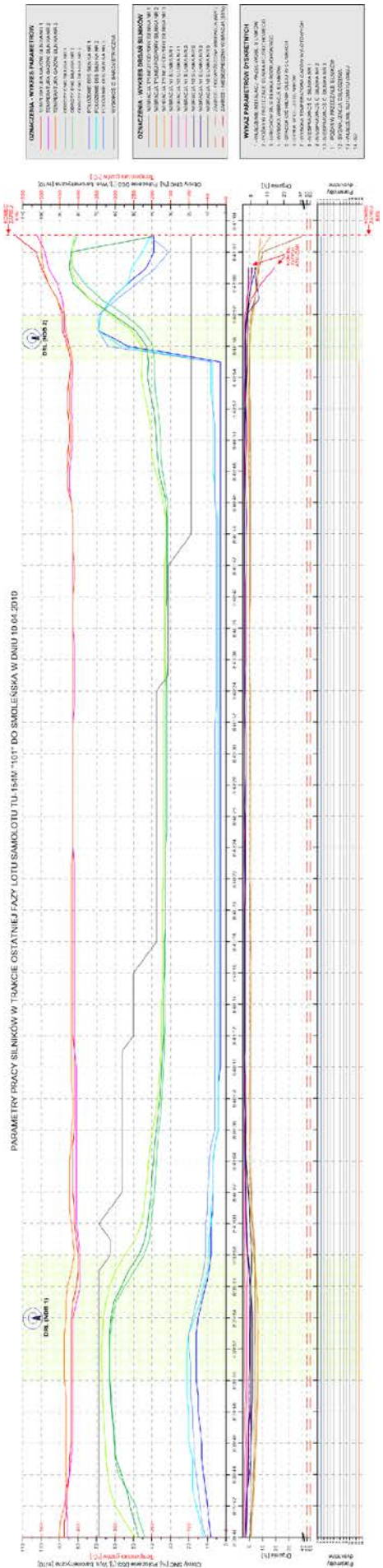
PARAMETRY PRACY SILNIKA NR 2 W TRAKCIE OSTATNIEJ FAZY LOTU SAMOLOTU TU-154M *101* DO SMOLENSKA W DNIU 10.04.2010



PARAMETRY PRACY SILNIKA NR 3 W TRAKCIE OSTATNIEJ FAZY LOTU SAMOLOTU TU-154M "101" DO ŚMILEŃSKA W DNIO 10.04.2010



PARAMETRY PRACY SILNIKÓW W TRAKCIE OSTATNIEJ FAZY LOTU SAMOLOTU TU-154M "101" DO ŚMILEŃSKA W DNIO 10.04.2010



Notatka

z wykonanych w dniach 11-13.04.2010 na miejscu katastrofy ogłędzin zespołu napędowego samolotu Tu-154M „101”

-Silnik nr 59319012423 (silnik nr 1, lewy)

Silnik nr 1 został wyrwany z węzłów mocowania do kadłuba i znajdował się podobnie jak fragment końcowej części kadłuba w położeniu odwróconym „na plecy”, skierowany wlotem w kierunku przeciwnym do kierunku lotu samolotu. Silnik pozbawiony części osłon znajdował się w bezpośrednim sąsiedztwie zachowanej tylnej części kadłuba samolotu (patrz zdj. 1÷4). Zespół sprężarki niskiego ciśnienia (SNC) oddzielił się od kadłuba silnika (zdj. 5÷6). Tarcze I, II i III stopnia SNC wraz z łopatkami znajdowały się w pobliżu silnika (zdj. 3, 8÷10, 23, 27). Uszkodzenia łopatek wirnikowych wszystkich stopni SNC świadczą o tym, że silnik pracował w momencie zderzenia z ziemią. Widoczny (zdj. 7) pierścień rozdzielający ze wspornikami korpusu rozdzielczego - popękany na całym obwodzie. Łopatki aparatu kierującego (AK) sprężarki wysokiego ciśnienia (SWC) uszkodzone w wyniku zassania ciał obcych (ziemi) do silnika. Zewnętrzny korpus SWC zdeformowany w wyniku zderzenia z ziemią (zdj. 11÷12). Kinematyka sterowania silnikiem zachowana w całości do miejsca mocowania w gondoli silnikowej – dalej zerwana (zdj. 11÷13). Wskazówka noniusza na pompie NR-30KU-4 ustawiona na -32° (zdj. 19÷20). Oceniono, iż takie jej położenie może być następstwem przemieszczenia cięgieł układu sterowania silnikiem w trakcie niszczenia konstrukcji samolotu. Układ cięgieł sterowania rewersem znajduje się w położeniu zamkniętego rewersu (zdj. 14÷17).

W trakcie wykonywanych oględzin silnika obserwowano kontrolę czystości korka magnetycznego zabudowanego na pompie odsysający MNO-30K (zdj. 17, 18) oraz proces pobierania przez przedstawicieli komisji rosyjskiej paliwa i oleju z instalacji silnika do badań oraz kontrolę czystości filtrów paliwa (zdj. 21, 22) i oleju. Kontrola stanu łopatek ostatniego stopnia turbiny niskiego ciśnienia (TNC), mieszalnika gazów oraz dyszy silnika (zdj. 23, 24) nie wykazała widocznych uszkodzeń. Obecność błota na całej powierzchni kanału dolotowego oraz w dyszy wylotowej świadczy również o tym, iż silnik pracował w momencie katastrofy. Nie stwierdzono uszkodzeń korpusu silnika charakterystycznych dla rozpadu elementów wirujących silnika. Nie stwierdzono śladów pożaru silnika. Stan elementów silnika nr 59319012423 oraz położenie korpusu silnika względem jego

oddzielonych elementów, a także względem elementów zniszczonego płatowca przedstawiono na zdjęciach 1÷28.



Zdj. 1. Widok silnika z jego lewej strony



Zdj. 2. Widok silnika od strony dyszy z jego tarczą wirnika I st. sprężarki niskiego ciśnienia



Zdj. 3. Widok silnika z jego prawej strony oraz tarcz z łopatkami SNC



Zdj. 4. Widok silnika od strony wlotu



Zdj. 5. Widok stanu sprężarki niskiego ciśnienia



Zdj. 6. Widok stanu sprężarki niskiego ciśnienia



Zdj. 7. Korpus rozdzielczy - widok łopatek SWC



Zdj. 8. Tarcza z łopatkami roboczymi i łopatki aparatu kierującego SNC



Zdj. 9. Widok silnika z jego prawej strony oraz tarczy z łopatkami SNC



Zdj. 10. Tarcza z łopatkami SNC



Zdj. 11. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem po zdjęciu osłon



Zdj. 12. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem po zdjęciu osłon



Zdj. 13. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem po zdjęciu osłon



Zdj. 14. Widok stanu rewersu silnika



Zdj. 15. Widok stanu elementów sterowania rewerserem



Zdj. 16. Widok stanu elementów sterowania rewerserem – wskaźnik położenia



Zdj. 17. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem po zdjęciu osłon



Zdj. 18. Korek magnetyczny zabudowany na pompie odsysającej MNO-30K



Zdj. 19. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem – noniusz na pompie NR-30KU-4



Zdj. 20. Noniusz na pompie NR-30KU-4



Zdj. 21. Widok filtra na chłodnicy paliwowo-olejowej



Zdj. 22. Widok filtra paliwowego



Zdj. 23. Widok dyszy wylotowej silnika oraz tarczy z łopatkami wirnika I st. SNC



Zdj. 24. Widok ostatniego stopnia wirnika turbiny niskiego ciśnienia i mieszalnika



Zdj. 25. Widok rewersu silnika (z jego prawej strony)



Zdj. 26. Widok prawej strony silnika i węzłów mocowanie do pylonu



Zdj. 27. Widok tarcz z łopatkami SNC oraz łopatki AK silnika



Zdj. 28. Noniusz ustawienia łopatek wlotowych AK SWC

-Silnik nr 59249012426 (silnik nr 2, środkowy)

Silnik środkowy znajdował się w oderwanej części ogonowej samolotu, w położeniu „na plecach” (zdj. 29, 30), co uniemożliwiło na miejscu zdarzenia ocenę stanu SNC. Dysza silnika została zdeformowana od statecznika pionowego (zdj. 30) co świadczyć może, iż w momencie niszczenia konstrukcji samolot znajdował się w położeniu odwróconym. Kontrola stanu łopatek ostatniego stopnia TNC oraz mieszalnika gazów nie wykazała widocznych uszkodzeń. W stożku gazów wylotowych stwierdzono obecność oleju (zdj. 31, 32). Kinematyka sterowania silnikiem zachowana w całości - w części mocowanej do kadłuba powyginana. (zdj. 33÷38). Wskazówka noniusza na pompie NR-30KU-4 ustawiona na -10° (zdj. 33÷34). Oceniono, iż położenie to jest niewiarygodne i jest następstwem przemieszczenia ciężkiej konstrukcji silnika w trakcie niszczenia konstrukcji samolotu. W trakcie wykonywanych oględzin silnika obserwowano kontrolę czystości korka magnetycznego zabudowanego na pompie odsysającej MNO-30K (zdj. 39, 40) wykonywanej przez specjalistów komisji rosyjskiej. Nie stwierdzono widocznych uszkodzeń zewnętrznych korpusu silnika. Nie stwierdzono także

uszkodzeń korpusu silnika charakterystycznych dla rozpadu jego elementów wirujących oraz wystąpienia pożaru. Po obróceniu części ogonowej, w której zabudowano silnik stwierdzono, iż deformacja (zagniecenie) płatowcowego wlotu do silnika uniemożliwia kontrolę SNC (zdj. 41, 42).



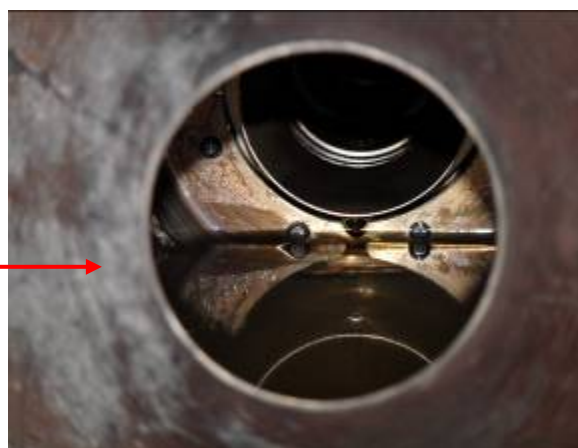
Zdj. 29. Widok kadłuba z zabudowanym silnikiem nr 2 (środkowy)



Zdj. 30. Widok dyszy wylotowej silnika nr 2



Zdj. 31. Widok ostatniego stopnia turbiny niskiego ciśnienia i mieszalnika



Zdj. 32. Wyciek z instalacji olejenia łożyska



Zdj. 33. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem – noniusz na pompie NR-30KU-4



Zdj. 34. Noniusz na pompie NR-30KU-4



Zdj. 35. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem



Zdj. 36. Widok elementów sterowania silnikiem



Zdj. 37. Widok elementów sterowania silnikiem



Zdj. 38. Widok elementów sterowania silnikiem



Zdj. 39. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem



Zdj. 40. Korek magnetyczny zabudowany na pompie odsysającej MNO-30K



Zdj. 41. Widok kadłuba samolotu po obróceniu



Zdj. 42. Widok kadłuba – miejsce zabudowy statecznika i wlotu do silnika nr 2

–Silnik nr 59219012414 (silnik nr 3, prawy)

Silnik nr 3 został wyrwany z węzłów mocowania do kadłuba i znajdował się w położeniu odwróconym „na plecy” w odległości ok. 30 m od zachowanego fragmentu końcowej części kadłuba (zdj. 43, 44). Wlot silnika - podobnie jak cały silnik z zamontowanymi na nim agregatami - mocno zanieczyszczony ziemią (błotem), brak kołpaka sprężarki, 3 łopatki I st SNC wyłamane u podstawy, pozostałe silnie zdeformowane w wyniku zderzenia silnika z ziemią i deformacji jego kadłuba. Uszkodzenia łopatek wirnikowych I stopnia SNC świadczą o tym, że silnik pracował w momencie zderzenia z ziemią.

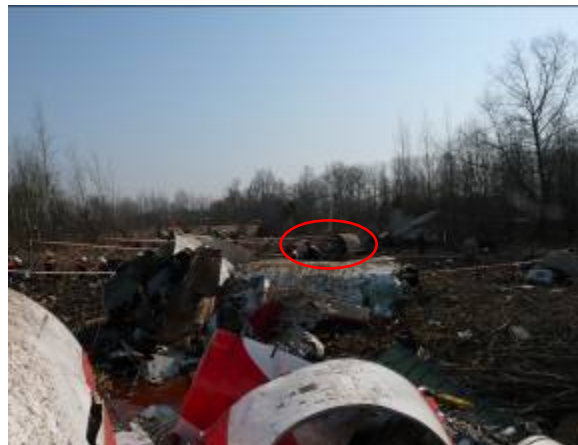
Zewnętrzny korpus SWC zdeformowany w wyniku zderzenia z ziemią (zdj. 46, 50, 51, 54). Kinematyka sterowania silnikiem powyginana, zachowana w całości do miejsca mocowania w gondoli silnikowej – dalej zerwana (zdj. 49, 54÷56). Wskazówka noniusza na pompie NR-30KU-4 ustawiona na 16° (zdj. 55). Oceniono, iż podobnie jak na pozostałych dwóch silnikach wskazanie to jest niewiarygodne i jest następstwem deformacji oraz przemieszczenia cięgieł układu sterowania silnikiem w trakcie niszczenia konstrukcji samolotu. Układ cięgieł sterowania rewersem znajduje się w położeniu zamkniętego rewersu (zdj. 56).

W trakcie wykonywanych oględzin silnika obserwowano wykonywaną przez przedstawicieli komisji rosyjskiej kontrolę czystości filtra oleju MFS-30 (zdj. 52, 53) oraz korka magnetycznego zabudowanego na pompie odsysającej MNO-30K. Ze względu na uszkodzenie/ułamanie korka kontrola ta nie była możliwa w tym czasie i miejscu. Kontrola stanu łopatek ostatniego stopnia turbiny niskiego ciśnienia (TNC), mieszalnika gazów oraz dyszy silnika (zdj. 45, 48) nie wykazała widocznych uszkodzeń.

Obecność błota w dyszy wylotowej (zdj. 48) świadczy również o tym, iż silnik pracował w momencie katastrofy. Nie stwierdzono uszkodzeń korpusu silnika charakterystycznych dla rozpadu jego elementów wirujących. Stan elementów silnika oraz położenie korpusu silnika względem elementów zniszczonego płatowca przedstawiono na zdjęciach 43÷56.



Zdj. 43. Widok kadłuba w miejscu mocowania silnika nr 3 do pylonu



Zdj. 44. Widok położenia silnika nr 3 z miejsca gdzie znajdował się fragment kadłuba do którego był on zabudowany



Zdj. 45. Widok lewej strony silnika



Zdj. 46. Widok łopatek wlotowego AK SNC



Zdj. 47. Widok prawej strony silnika



Zdj. 48. Widok ostatniego stopnia TNC i mieszalnika



Zdj. 49. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem (strona lewa silnika)



Zdj. 50. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem po zdjęciu osłon (strona lewa silnika)



Zdj. 51. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem (strona prawa silnika)



Zdj. 52. Demontaż i sprawdzenie filtra oleju MFS-30 z głównej pompy oleju OMN-30



Zdj. 53. Widok filtra oleju MFS-30



Zdj. 54. Widok elementów sterowania silnikiem



Zdj. 55. Widok agregatów silnikowych oraz elementów sterowania silnikiem – noniusz na pompie NR-30KU-4



Zdj. 56. Widok stanu elementów sterowania rewerserem – wskaźnik położenia

Notatka

z oględzin silnika nr 59249012426 (silnik nr 2, środkowy) z samolotu Tu-154M „101” - na płaszczyźnie składowania wraku

W związku z brakiem możliwości wykonania w miejscu katastrofy oględzin stanu łopatek pierwszego stopnia sprężarki niskiego ciśnienia (SNC) oraz kanału dolotowego do silnika z powodu jego zakopania w podłożu (pozycja odwrócona zachowanego kadłuba samolotu, w którym zabudowano silnik środkowy) w dniu 16.04.2010 wykonano ww. oględziny w miejscu składowania wraku samolotu. Oględziny wnętrza traktu gazowego silnika w rejonie łopatek pierwszego stopnia SNC wykonano poprzez szczelinę powstałą w wyniku deformacji materiału kołnierza w miejscu połączenia korpusu wlotowego silnika z płatowcem (zdj. 1, 2). W polu widzenia stwierdzono:

- zaleganie w kanale dolotowym fragmentów drzew (największe o średnicy ok.15 cm) oraz zdeformowanych fragmentów konstrukcji płatowca samolotu –patrz zdj. 3, 4;
- zaleganie znacznych ilości błota oraz drobnych fragmentów organicznych (trawa, gałęzie) na elementach korpusu wlotowego silnika i łopatkach aparatu kierującego (AK) pierwszego stopnia SNC – patrz zdj. 5, 6;
- uszkodzenia na krawędziach natarcia łopatek wirnika pierwszego stopnia SNC spowodowane zassaniem ciał obcych oraz fragmentów konstrukcji samolotu do silnika – patrz zdj. 7, 8;

Postać uszkodzeń łopatek wirnika sprężarki, obecność błota i drobnych fragmentów organicznych (trawa, gałęzie) a także ich rozłożenie na elementach sprężarki świadczą o tym, że silnik pracował w momencie zderzenia z ziemią.



Zdj. 1. Widok silnika nr 2 (środkowy) z lewej strony



Zdj. 2. Deformacja kołnierza na połączeniu korpusu wlotowego silnika z elementami płatowca



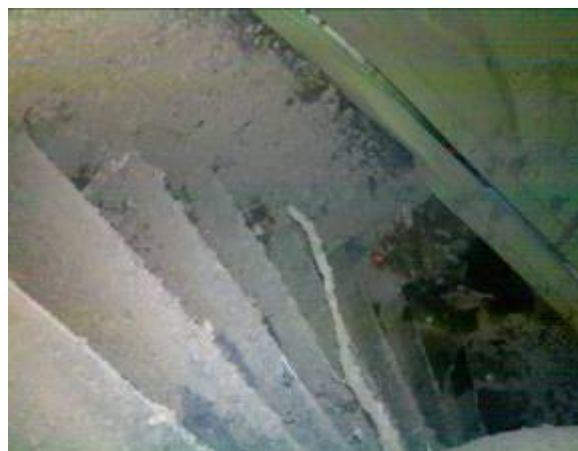
Zdj. 3. Widok fragmentu drzewa zalegającego we wlocie bezpośrednio przed AK I st. SNC



Zdj. 4. Widok zdeformowanego kanału wlotowego do silnika nr 2



Zdj. 5. Widok zanieczyszczonego wnętrza korpusu wlotowego silnika i łopatek AK I st. SNC



Zdj. 6. Widok zanieczyszczonego wnętrza korpusu wlotowego silnika i łopatek AK I st. SNC



Zdj. 7. Widok uszkodzeń na krawędziach natarcia łopatek I st. SNC



Zdj. 8. Widok uszkodzeń na krawędziach natarcia łopatek I st. SNC