

**ANALIZA DZIAŁANIA ZAŁOGI ORAZ FUNKCJONOWANIA
INSTALACJI SAMOLOTU NA PODSTAWIE ZAPISÓW
POKŁADOWYCH REJESTRATORÓW LOTU.**

SPIS TREŚCI

1. System rejestracji parametrów lotu MSRP-64M-6	2
2. Rejestrator eksploatacyjny ATM-QAR/R128ENC.....	9
3. Porównanie zapisów z rejestratorów MŁP-14-5, KBN-1-1, oraz ATM-QAR.	10
4. Rejestrator eksploatacyjny K3-63.	12
5. Rejestrator rozmów w kabinie MARS-BM.....	12
6. Określenie zależności Czasu MSRP i Czasu MARS-BM.....	21
7. Analiza pracy poszczególnych instalacji oraz systemów w locie, w którym wystąpił wypadek.....	23
7.1. ABSU i system sterowania samolotem	23
7.2. Analiza pracy instalacji elektrycznej.....	40
7.3. Instalacja przeciwoblodzeniowa samolotu Tu-154M.....	47
7.4. Sprawność przyrządów pokładowych na podstawie analizy zapisu wybranych parametrów lotu	52
7.5. Instalacja hydrauliczna	57
8. Chronologiczny zapis zdarzeń z rejestratora parametrów lotu.....	62
9. Użytkowanie statku powietrznego przez pilota w locie, podczas którego zaistniało zdarzenie lotnicze.	67
10. Użytkowania samolotu w locie poprzedzającym lot, podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze.	83
11. Bibliografia.....	92
12. Wnioski z ekspertyzy rejestratorów pokładowych samolotu TU-154M o numerze bocznym 101.	93

1. System rejestracji parametrów lotu MSRP-64M-6

System MSRP-64M-6 (zwany dalej MSRP) przeznaczony jest do zapisu i przechowywania na taśmie magnetycznej danych z ostatnich 25 godzin lotu samolotu. Rejestrowane są parametry pracy zespołów napędowych, systemów pokładowych i wyposażenia oraz zabezpieczenia zapisanych informacji w celu ich późniejszej analizy.

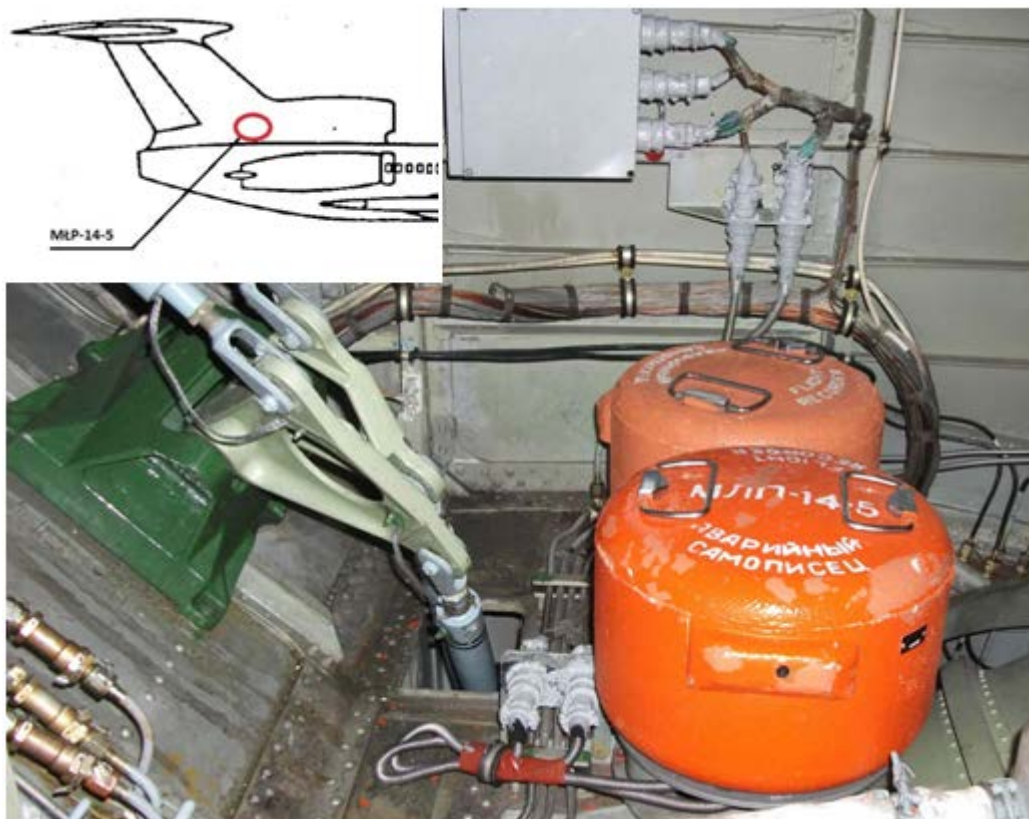
Zapisana informacja może być wykorzystana do oceny techniki pilotażu, a także do analizy funkcjonowania statku powietrznego.

W skład systemu MSRP wchodzi:

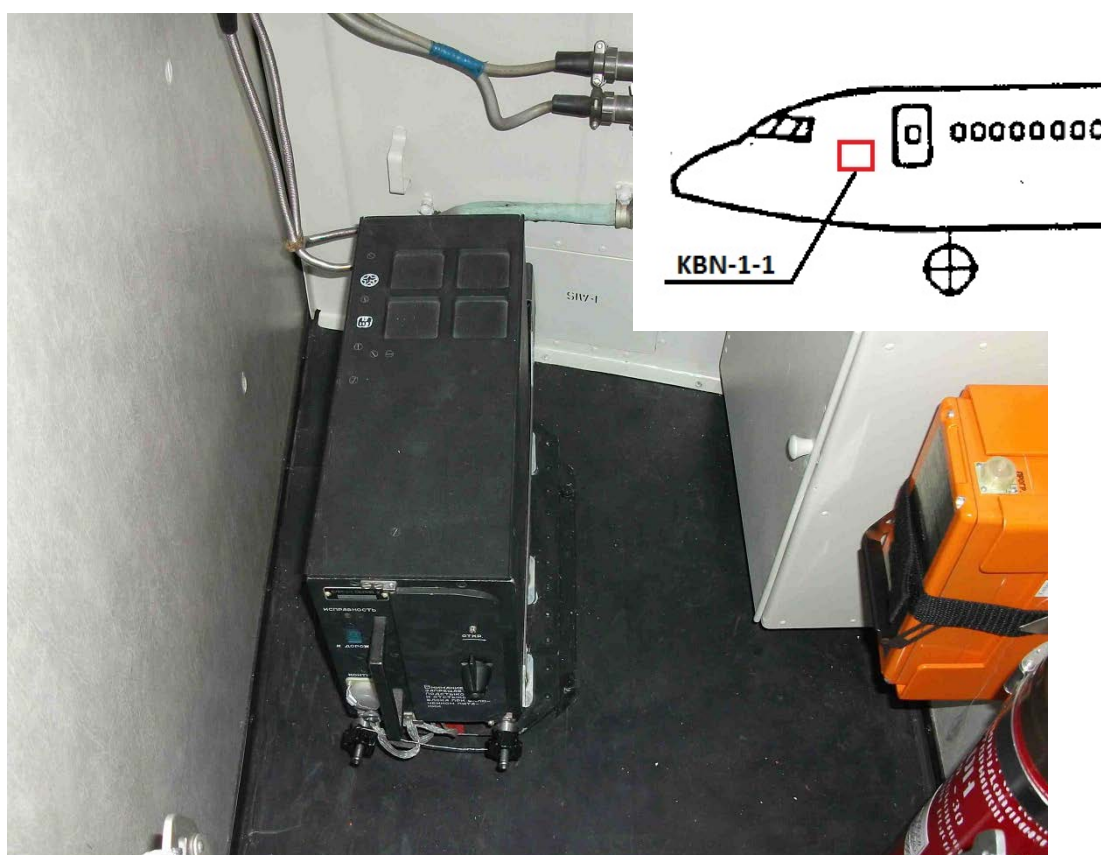
- rejestrator katastroficzny MLP-14-5 w ochronnej obudowie;
- rejestrator eksploatacyjny KBN-1-1;
- urządzenie przetwarzające UP-2-2;
- blok urządzeń uzgadniających BSU-1;
- generator impulsów uzgadniających (czasowych) USS-16;
- pulpit sterowania PU-26-1;
- wskaźnik czasu bieżącego ITW-4;
- skrzynka rozdzielcza RSz-4;
- nadajniki wraz z przetwornikami sygnałów.

Parametry ciągle mierzone przez odpowiednie nadajniki podawane są do bloku przetwarzającego UP-2-2 przez skrzynkę rozdzielczą RSz-4. Do wejść bloku RSz-4 doprowadzane są sygnały potencjometryczne bezpośrednio od nadajników lub przez odpowiednie przetworniki.

Blok RSz-4 zapewnia zasilanie nadajników i przetworników parametrów ciągłych napięciem stałym 6,3V z bloku zasilania umieszczonego w UP-2-2. Ze skrzynki rozdzielczej sygnały proporcjonalne do mierzonych parametrów podawane są do urządzenia przetwarzającego UP-2-2, w którym przetwarzane są w kod 8-bitowy oraz formowany jest sygnał doprowadzany do głowic zapisu urządzeń rejestrujących MLP-14-5 (katastroficznego) i KBN-1-1 (eksploatacyjnego). Oba rejestratory zapisują taką samą informację.



Rys. 1 Miejsce zamontowania rejestratora katastroficznego MLP-14-5.



Rys. 2 Miejsce zamontowania rejestratora eksploatacyjnego KBN-1-1.

Ochronna obudowa rejestratora katastroficznego MŁP-14-5 zapewnia zachowanie danych w stanie nienaruszonym po awarii samolotu przy oddziaływaniu:

- nafty, benzyny, środków gaśniczych, olejów i smarów w czasie 5 minut;
- temperatury do 1000 °C w czasie 15 minut przy oddziaływaniu na 50 % powierzchni pojemnika;
- przeciążeń impulsowych o wartości do 200 g;
- uderzeniom ciężaru o wadze do 250 kG, spadającego z wysokości 1 m na powierzchnię nie większą niż 1,6 cm²;
- wody morskiej w czasie do 36 godz.

System rejestracji MSRP rejestruje następujące dane:

Tabela 1 Parametry analogowe.

Lp.	Parametr	Zakres pomiarowy		Jedn. miary	Typ nadajnika	Mnemonik
		od	do			
1	Temperatura zatrzymanych strug powietrza (otoczenia)	- 60	+80	°C	P-5	TEMPOTCZ
2	Wysokość barometryczna	- 250	13000	m	DWBP-13	WYSBAR
3	Wysokość rzeczywista	0	750	m	RW-5MD1	WYSRADIO
4	Prędkość przyrządowa	80	800	km/h	DAS	VPRZ
5	Bieżący kąt natarcia	- 9	+ 45	°	DUA-9R	BIKATNAT
6	Przeciążenie poprzeczne	-1,5	1,5	g	MP-95	PRZECPOPRZ
7	Przeciążenie pionowe	-2	+5	g	MP-95	PRZECPION
8	Kąt wychylenia lewego steru wysokości	- 25	+20	°	MU-615A	STERWYSL
9	Kąt przechylenia z lewego PKP	- 82,5	+82,5	°	PKP-1	PRZECHYL
10	Kurs żyromagnetyczny	0	360	°	TKS-P2	KURSMAGN
11	Kąt pochylenia z MGW nr 3	- 83	83	°	MGW-1SK	POCHYLENIE
12	Kąt wychylenia prawego steru wysokości	- 25	+25	°	MU-615A	STERWYSP
13	Położenie DSS silnika nr1	-33	70	°	MU-615A	S1DSS
14	Wibracja tylnej podpory silnika nr 1	0	100	%	IW-50P-A-3	WIBRS1
15	Obroty SNC silnika nr1	0	110	%	DTE-6T	OBRSNCS1
16	Temperatura gazów silnika nr1	0	1200	°C	2IA-7A	TEMPGS1
17	Położenie DSS silnika nr2	0	70	°	MU-615A	S2DSS
18	Wibracja tylnej podpory silnika nr 2	0	100	%	IW-50P-A-3	WIBRS2
19	Obroty SNC silnika nr 2	0	110	%	DTE-6T	OBRSNCS2
20	Temperatura gazów silnika nr 2	0	1200	°C	UT-7A	TEMPGS2
21	Kąt przechylenia prawego PKP	- 82,5	+ 82,5	°	PKP-1	PKPPRZECH

22	Położenie DSS silnika nr 3	- 33	70	°	MU-615A	S3DSS
23	Wibracja tylnej podpory silnika nr 3	0	100	%	IW-50P-A-3	WIBRS3
24	Obroty SNC silnika nr 3	0	110	%	DTE-6T	OBRSNCS3
25	Temperatura gazów silnika nr 3	0	1200	°C	2IA-7A	TEMPGS3
26	Prędkość kątowna przechylenia	- 18	+ 18	°/s	DUSU1-18AS	VKATPRZECH
27	Kąt obrotu wolantu	-125	+125	°	MU-615A	OBRWOLANT
28	Odchylenie lewego pedału lewego pilota	-120	+120	mm	MU-615A	PEDALYL
29	Kąt pochylenia kolumny sterowej	-13° 50'	+ 7° 40'	°	MU-615A	KOLWOLANT
30	Kąt wychylenia prawej lotki	- 20	+20	°	MU-615A	LOTKAP
31	Kąt wychylenia steru kierunku	-25	+25	°	MU-615A	STERKIER
32	Kąt ustawienia stabilizatora	0	- 5,5	°	MU-615A	STATECZPOZ
33	Kąt wychylenia klap	0	45	°	MKW-42A	POZKLAP
34	Wysunięcie trzonu RA przechylenia	- 35	+ 35	mm	MU-615A	AUTPRZECH
35	Wysunięcie trzonu RA kierunku	- 35	+ 35	mm	MU-615A	AUTKIER
36	Wysunięcie trzonu RA pochylenia	- 35	+ 35	mm	MU-615A	AUTPOCHYL
37	Nadciśnienie w kabinie	- 0,1	+ 0,85	kg/cm ²	DDiP	NADCISN
38	Wysunięcie trzonu MET (kanału pochylenia)	-27	+18	mm	MU-615A	TRYMER
39	Wychylenie lewej lotki-interceptora	0	45	°	MU-615A	INTLOTKAL
40	Wychylenie prawej lotki-interceptora	0	45	°	MU-615A	INTLOTKAP
41	Napięcie w sieci 27V	0	35	V	tabl. AZS	TABPL27V
42	Sumaryczna pozostałość paliwa	0	35	t	SUIT4-1T	POZOSTPAL

Tabela 2 Parametry dyskretne (dwustanowe):

Lp.	Parametr	Uwagi	Mnemonik
1.	Włączenie automatycznej stabilizacji w kanale podłużnym	Sygnal z ABSU	STABILPODL
2.	Włączenie automatycznej stabilizacji w kanale poprzecznym	Sygnal z ABSU	STABILPOPR
3.	Ustawienie ciśnienia 760mmHg/1013 hPa	Sygnal z WBE-SWS na lewej tablicy przyrządów	IPIL760
4.	Pozostałość paliwa 2500 kg	Sygnal z SUIT4-1T	PALIWO2500
5.	Wypuszczenie slotów	W czasie wypuszczania/chowania slotów sygnal przerywany	WYPSLOTOW

6.	Główne i przednie podwozie w położeniu wypuszczonym	Przy pełnym wypuszczeniu wszystkich trzech goleni podwozia	WYPPODW
7.	Naciśnięcie przycisku nadawania radio dowódcy załogi lub drugiego pilota	Sygnal z SPU-7	RADIO
8.	Przelot nad markerem	Odbiornik markerów RPM-70 (podtrzymanie sygnału DRL 12-14 s, BRL 3-4 s)	MARKER
	Sygnalizacja "NIE GOTÓW DO STARTU"		
	Odchylenie od zadanego poziomu lotu > 150m	Sygnal z WBE-SWS na lewej tablicy przyrządów	
9.	Wysoka wibracja silników (podpory silnika)	Nadajnik IW-50P-A-3 – silnik nr 1, 2, 3	PODWWIBR
10.	Spadek ciśnienia oleju w silnikach	Nadajnik MSTW-2,2 – silnik nr 1, 2, 3	SPADCISNOL
11.	Opiłki w oleju silników	Filtr - sygnalizator opiłków – silnik nr 1, 2, 3	OPIŁKI
12.	Wysoka temperatura gazów wylotowych silników 1, 2, 3.	Nadajnik 2IA-7A przy osiągnięciu niebezpiecznej temperatury gazów 670 °C przez jeden z trzech silników	TEMPSILN
13.	Niesprawność silnika nr 1	Przy wystąpieniu jednego z sygnałów: <ul style="list-style-type: none"> • wysoka wibracja • spadek ciśnienia oleju • opiłki w oleju • wysoka temperatura gazów wylotowych • pożar w przedziale silnika 	S1NIESPR
14.	Niesprawność silnika nr 2		S2NIESPR
15.	Niesprawność silnika nr 3		S3NIESPR
16.	Pożar w przedziale silników	Sygnal z systemu sygnalizacji pożaru SSP-2A	POZARSILN
17.	Dym w przedziałach bagażników	Sygnalizator DS-3M2 pożaru lub dymu w przedziałach bagażnika	DYMWBAGAZN

18.	Sygnalizacja oblodzenia płatowca lub silników	Sygnalizator SO-121WM	OBLWNAPLAT
19.	Włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej slotów	Sygnał z mechanizmu programowego PMK-21	POBLSLOTY
20.	Osiągnięcie wysokości decyzji	Sygnał z RW nr 1 i nr 2	WYSDECYZJI
21.	Spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 1	Sygnalizator MST-100 – poniżej 100 kg/cm ²	PH1VZBLIZ
	Niebezpieczna prędkość zbliżania do ziemi	Sygnał z TAWS	
22.	Spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 2	Sygnalizator MST-100 – poniżej 100 kg/cm ²	PH2
23.	Spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 3	Sygnalizator MST-100 – poniżej 100 kg/cm ²	PH3
24.	Komenda: steruj pochyleniem, steruj przechyleniem, steruj ciągiem lub sygnalizacja granicznego odejścia od kursu	Sygnał z ABSU	STEROWANIE
25.	Włączenie automatu ciągu	Sygnał z ABSU	AUTCIAGU
26.	Sprawność RW nr 1	Sygnał z RW nr 1	SPRRW5NR1
27.	Sprawność RW nr 2	Sygnał z RW nr 2	SPRRW5NR2
28.	Sygnalizacja granicznego odejścia od ścieżki	Sygnał z ABSU	ODSCIEZKI
	Ręczne sterowanie rozchodem paliwa	Sygnał z SUIT4-1T- przełączenie przełącznika rodzaju pracy z AUTOMAT na RECZNE	
29.	Przełączenie zasilania lewej szyny NPK lewej sieci 1 na sieć nr 3		NPKL1SIEC3
30.	Napięcie 36V na szynie przetwornicy PTS-250 nr 2	Awaryjne zasilanie 36V przez przetwornicę PTS-250	SZYNAWA36V
31.	Włączenie trybu "podejście"	Sygnał z ABSU	PODEJSCIE
32.	Włączenie trybu "ścieżka zniżania"	Sygnał z ABSU	SCIEZKA
33.	Włączenie trybu "odejście"	Sygnał z ABSU	ODEJSCIE
34.	Włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej skrzydła i usterzenia		POBLPLAT
35.	Napięcie 27V na lewej tablicy AZS	Napięcie z lewej tablicy podawane przez dzielnik	TABLAZS27V

		napięcia	
36.	Brak kontroli sztucznych horyzontów	Sygnal z bloku BKK	AGBEZKONTR
37.	Graniczny kąt natarcia lub dopuszczalne przeciążenie pionowe	Sygnal z AUASP-12 WRI-2 kąt natarcia wg algorytmu, przec. pionowe > 1.8 g	SYGNAUASP
38.	Graniczna prędkość	Osiągnięcie przez samolot maksymalnej prędkości przyrządowej	SYGNDUZAV
39.	Graniczne przechylenie	> ±33° podczas lotu > ±15° podczas lądowania	DUZEPRZECH
40.	Usterka pionu żyroskopowego MGW nr 1	blok BKK	USTERMGW1
41.	Włączenie instalacji przeciwbłodzeniowej silników	AZS na tabl. inżyniera	POBLWNA
42.	Włączenie ogrzewania OCP dowódcy załogi pilota	AZS na tabl. inżyniera	POBLPPDL
43.	Pożar w przedziale silnika rozruchowego	System sygnalizacji pożaru SSP-2A	POZARWSU
	Wysoka temperatura w tylnym przedziale technicznym	Sygnalizator temperatury 5747T	
44.	Uruchomienie silnika rozruchowego	Przycisk „ROZRUCH”	STARTWSU
	Przepełnienie zbiornika przedniej toalety	Wyłącznik krańcowy D- 713	
45.	Otwarcie zamków interceptorów środkowych	Wyłączniki krańcowe w mechanizmach RP-59	INTERCSR
46.	Otwarcie zamków interceptorów wewnętrznych	Wyłączniki krańcowe w siłownikach	INTERCWEW
47.	Gotowość sztucznego horyzontu prawego	Blok BKK-18	SPRHORP
48.	Gotowość sztucznego horyzontu lewego	Blok BKK-18	SPRHORL
49.	Napięcie 36V na szynie PTS-250 nr 1	Awaryjne zasilanie 36V przez przetwornicę PTS-250	LSIEC36V
50.	Przełączenie szyn NPK z prawej sieci nr 3 na lewą sieć nr 1	Układ komutacyjny	NPKP1SIEC3
51.	Napięcie 36V na szynie prawej	Sygnalizator napięcia SNP-1	SIECPR36V
52.	Odłączenie prądnicy nr 1 od sieci	Sygnal z blok BZU- 376SB nr 1	G1NIESPR

53.	Odlączenie prądnic nr 2 od sieci	Sygnal z blok BZU- 376SB nr 2	G2NIESPR
54.	Odlączenie prądnic nr 3 od sieci	Sygnal z blok BZU- 376SB nr 3	G3NIESPR
55.	Integralna sygnalizacja świetlna (ISO)	ABSU	SYGNINTEGR

Na miejscu wypadku w dniu 10.04.2010 r. został odnaleziony przez stronę rosyjską rejestrator katastroficzny MŁP-14-5. Na obudowie rejestratora stwierdzono widoczne ślady uszkodzeń mechanicznych oraz nieznaczące ślady krótkotrwałego oddziaływania wysokiej temperatury. Rejestrator w momencie wypadku został wyrwany z postawy montażowej a wiązki elektryczne oderwane od głównego złącza.

Odczyt danych z rejestratora MŁP-14-5 został przeprowadzony w dniu 11.04.2010 r. w Moskwie w siedzibie Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego w obecności polskich specjalistów oraz polskiego prokuratora wojskowego. Po otwarciu obudowy stwierdzono dobry stan techniczny taśmy magnetycznej (nośnika danych).

Na miejscu wypadku został odnaleziony przez stronę rosyjską rejestrator eksploatacyjny KBN-1-1. Rejestrator posiadał wyraźne uszkodzenia mechaniczne obudowy, lecz nie posiadał uszkodzeń charakterystycznych przy oddziaływaniu wysokich temperatur, co było czynnikiem sprzyjającym dla zachowania nośnika danych (taśmy magnetycznej). Odczyt danych z rejestratora KBN został przeprowadzony w dniu 14.04.2010 r. w Moskwie w siedzibie Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego w obecności polskich specjalistów oraz polskiego prokuratora wojskowego.

Strona rosyjska przekazała KBWL LP kopię pierwotnych danych zapisu rejestratora katastroficznego MŁP-14-5 oraz rejestratora eksploatacyjnego KBN-1-1 w dniu 31.05.2010 r.

2. Rejestrator eksploatacyjny ATM-QAR/R128ENC.

Rejestrator ATM-QAR został zamontowany w ramach realizacji biuletynu nr 251-062-000 M T51 z 20.11.1991 r. „Установка Системы АVM-219 Измерения Вибрации Двигателей Д-30КУ на Самолете ТУ-154М” w celu zwiększenia bezpieczeństwa lotów na podstawie rekomendacji Państwowej Komisji badającej przyczyny wypadku samolotu IŁ-62M nr SP-LBG mówiącej o zautomatyzowaniu obróbki danych pomiaru poziomu wibracji silników.

Razem z systemem pomiaru wibracji AVM-219 został zamontowany rejestrator ATM-QAR w celu zwiększenia ilości danych zapisanych przez system MSRP, a także w celu rozszerzenia możliwości tego systemu. W skład systemu wchodzi elektroniczny rejestrator parametrów lotu ATM-QAR/R128ENC oraz przekaźnik danych ATM-QAR/RETR. Przekaźnik danych włączony jest pomiędzy urządzenie przetwarzające UP-2-2 i rejestrator eksploatacyjny KBN-1-1 jako blok przejściowy. Przez przekaźnik danych do rejestratora przekazywane są wszystkie sygnały z systemu MSRP. Dodatkowe dane (sygnały poziomu wibracji) są przekazywane do rejestratora bezpośrednio z systemu AVM-219, na wejścia kanałów analogowych (wewnętrzne urządzenie kodujące):

1. N1 silnika nr 1 – poziom wibracji turbiny sprężarki niskiego ciśnienia (SNC) silnika nr 1;
2. N2 silnika nr 1 – poziom wibracji turbiny sprężarki wysokiego ciśnienia (SWC) silnika nr 1;
3. N1 silnika nr 2 – poziom wibracji turbiny SNC silnika nr 2;
4. N2 silnika nr 2 – poziom wibracji turbiny SWC silnika nr 2;
5. N1 silnika nr 3 – poziom wibracji turbiny SNC silnika nr 3;
6. N2 silnika nr 3 – poziom wibracji turbiny SWC silnika nr 3;

Z systemu AVM-219 do rejestratora ATM-QAR przekazywane są także dwa sygnały w postaci komend na wejścia jednorazowych kanałów:

7. Sygnał 2n2 – pomiar drugiej harmonicznej sygnału wibracji na wszystkich trzech silnikach;
8. Sygnał KONTROLA – przeznaczony do kontroli układu pomiarowego i sygnalizacji

Naciśnięcie przycisku 2n2 (stan aktywny sygnału 2n2) informuje o zamianie rejestracji sygnału analogowego poziomu wibracji turbiny SWC na sygnał analogowy pomiaru poziomu drugiej harmonicznej sygnału wibracji turbiny SWC.

Sygnał KONTROLA informuje, że wzrost zapisanej wibracji jest wywołany naciśnięciem przełącznika KONTROLA.

Wszystkie dane rejestratora ATM-QAR zapisywane są w kasecie z pamięcią elektroniczną, która zezwala na zapisanie parametrów z ostatnich ok. 30 godz. lotu samolotu.

Na miejscu wypadku została odnaleziona kasecja pamięci ATM-MEM15 rejestratora ATM-QAR. W dniu 20.04.2010 r. w ITWL w Warszawie wspólnie z przedstawicielem MAK, przedstawicielami KBWL LP, polskiej prokuratury oraz producenta rejestratora ATM-QAR, przeprowadzony został odczyt danych z pamięci kasety. Dane zostały odczytane w całości.

Pliki do analizy zostały utworzone na podstawie grafików skalowania dostarczonych z 36 splt. Skalowania zostały potwierdzone za pomocą danych dostarczonych z zakładu remontowego przeprowadzającego ostatni remont samolotu.

Analiza danych została przeprowadzona za pomocą oprogramowanie FDS (Flight Data Service), wersji 6 oraz wersji 8 firmy ATM (Advanced Technology Manufacturing).

3. Porównanie zapisów z rejestratorów MŁP-14-5, KBN-1-1, oraz ATM-QAR.

Uwaga: Dla uzyskania czasu rejestratora MARS-BM, należy do czasu ATM-QAR dodać 3[sek].

W celu porównania zawartości plików z danymi zarejestrowanymi podczas lotu w dniu 10.04.2010 r. przez rejestratory MŁP-14-5, KBN-1-1, oraz ATM-QAR dokonano porównania wartości kodowych wybranych parametrów.

Metodę porównania oparto o strukturę zapisu. Ponieważ jednostką nadrzędną zawierającą czas jest Subkadr¹, wyodrębniono z zapisów kompletne Subkadry zawierające

¹ Jednostka struktury danych w systemie MSRP-64. Trwa 5 sekund i zawiera 10 Kadrów. Pierwszy bajt każdego kadru, służy do zapisu tzw. Danych Służbowych (godzina, minuta, dzień, miesiąc, ostatnia cyfra roku, nr rejsu,

Numer Kodowy Samolotu², zgodny z numerem samolotu Tu-154M nr 101. Subkadry niekompletne zostały pominięte.

Z każdego Subkadru, wyodrębniono pierwsze próbki trzech parametrów:

- wysokości barometrycznej;
- pochylenia;
- przechylenia.

Parametry te wybrano jako reprezentatywne, gdyż nie jest możliwe wykonanie dwóch identycznych lotów, gdzie którykolwiek z wybranych parametrów, miałyby tę samą wartość w trakcie całego lotu w obu zapisach, a zwłaszcza w fazach startu i lądowania.

W systemie MSRP-64 w danych nie ma rejestracji sekund. Sekundy wylicza się odliczając je (co drugi Kadr³) od zmiany minuty. Ponieważ przy założonych utratach danych w zapisach z rejestratorów taśmowych (KBN-1-1 i MŁP-14-5), jednoznaczna identyfikacja czasu co do sekundy jest możliwa jedynie przy zmianie minuty, do porównania użyto danych z każdego pierwszego kadru po zmianie minuty. W skutek czego otrzymano 229 punktów porównania (co 5 sekund).

W procesie badania stwierdzono, że ilość błędów zapisu z rejestratora KBN-1-1 jest pomijalna. Ilość błędów w zapisie z rejestratora MŁP-14-5 jest wyraźna, ale nie wpływa na ogólny obraz zarejestrowanego lotu.

Wynik porównania jednoznacznie wskazuje, że trzy pliki:

- | | |
|-------------------------|----------------------------------|
| – Msrp64.dta | - zapis z rejestratora ATM-QAR; |
| – KBN.DAT | - zapis z rejestratora KBN-1-1; |
| – 85837.FDR.ALLData.dat | - zapis z rejestratora MŁP-14-5, |

zawierają zapis tego samego lotu.

Uzyskanie zapisu do analizy.

Ze względu na kompletność danych i brak zakłóceń zapisu, do dalszych prac wybrano zapis z rejestratora ATM-QAR, czyli plik Mspr64.dta. W zapisie tym, ostatnie poprawne dane kończą się o godzinie 8:41:02,5. Algorytm kompresji wbudowany w rejestratory serii ATM-QAR, powoduje opóźnienie zapisu o 1,5 sekundy, dlatego podjęto próbę uzyskania ich z innego rejestratora.

Zapis z rejestratora KBN-1-1 kończy się kilka sekund przed początkiem 41 minuty, więc jest do tego celu nie przydatny.

Rejestrator MŁP-14-5 jest mechanizmem przewijania taśmy wprost zapisującym dane na taśmę. W zapisie z niego – plik 85837.FDR.ALLData.dat – wyodrębniono 4 Kadry zawierające sekundy 41:02 i 41:03. W zapisie z rejestratora ATM-QAR/R128ENC usunięto ostatni Kadr (ostatnie pół sekundy) i dodano do niego 4 kadry uzyskane z zapisu rejestratora MŁP-14-5.

W wyniku przeprowadzonych operacji, otrzymano kompletny zapis lotu samolotu Tu-154M nr boczny 101 z 10 kwietnia 2010 r. kończący się o godzinie 8:41:04.

Należy przyjąć, że w czasie mniejszym niż 0,5 sekundy po 8:41:04 nastąpiło zniszczenie instalacji elektrycznej systemu rejestracji MSRP.

nr kodowy samolotu). Kolejne Kadry w Subkadrze zawierają kolejne z 10 bajtów Danych Służbowych.

² Trzybajtowy kod odpowiadający numerowi seryjnemu samolotu, w tym przypadku 085837

³ Jednostka struktury danych w systemie MSRP-64. Trwa 0,5 sekundy i zawiera 64 bajty. Położenie bajtu w Kadrze jest użyte do identyfikacji jakie dane zawiera

Za pomocą oprogramowania FDS, poddano powyższy zapis Deszyfracji⁴ z wykorzystaniem plików LFL⁵ i uzyskano zapis w formacie programu FDS. W tej postaci zapis parametrów jest odtworzeniem przebiegu lotu w zakresie wartości zarejestrowanych parametrów i został użyty do dalszych analiz.

4. Rejestrator eksploatacyjny K3-63.

Rejestrator K3-63 przeznaczony jest do rejestracji w locie czasu, wysokości barometrycznej, prędkości przyrządowej i przeciążenia pionowego. Zapis prowadzony jest bezpośrednio na taśmie papierowej pokrytej specjalną emulsją. Rejestrator składa się z wbudowanych w nim nadajników wysokości, prędkości i przeciążenia pionowego oraz mechanizmu naciągu i przesuwu taśmy. Włączenie i wyłączenie rejestratora następuje automatycznie podczas startu i lądowania przy osiągnięciu przez samolot prędkości 70 km/h i realizowane jest za pomocą sygnalizatora prędkości. Rejestrator wykorzystywany jest w celu wykonania szybkiej analizy parametrów lotu w sytuacji braku dostępu do urządzeń umożliwiających analizę parametrów z systemu MSRP.

W celu sprawdzenia na ziemi sprawności urządzenia zamontowano przełącznik „SPRAWDZENIE K3-63” znajdujący się w strefie montażu rejestratora.

Rejestrator K3-63 nie został odnaleziony na miejscu wypadku. Informacje zapisane przez ten rejestrator znajdują się w całości w zapisach rejestratorów MSRP oraz ATM-QAR.

5. Rejestrator rozmów w kabinie MARS-BM.

Przeznaczenie

Magnetofon pokładowy MARS-BM przeznaczony jest do zapisu rozmów pomiędzy członkami załogi statku powietrznego, pomiędzy członkami załóg innych statków powietrznych, pomiędzy członkami załogi statku powietrznego i organami kontroli ruchu lotniczego, a także do zapisu całokształtu warunków akustycznych w kabinie statku powietrznego. Magnetofon pokładowy MARS-BM rejestruje również informacje impulsowe zakodowanego czasu dla synchronizacji zapisanych rozmów i dźwięków z danymi parametrów lotu systemu MSRP.

Aparatura MARS-BM przeznaczona jest do zamontowania na średnich i ciężkich statkach powietrznych i przystosowana do pracy z samolotowymi telefonami pokładowymi SPU-7.

Aparatura MARS-BM przeznaczona jest do pracy:

- przy zasilaniu z pokładowego źródła prądu stałego o napięciu $27 \pm 2,7$ V, moc pobierana nie więcej niż 20 W.

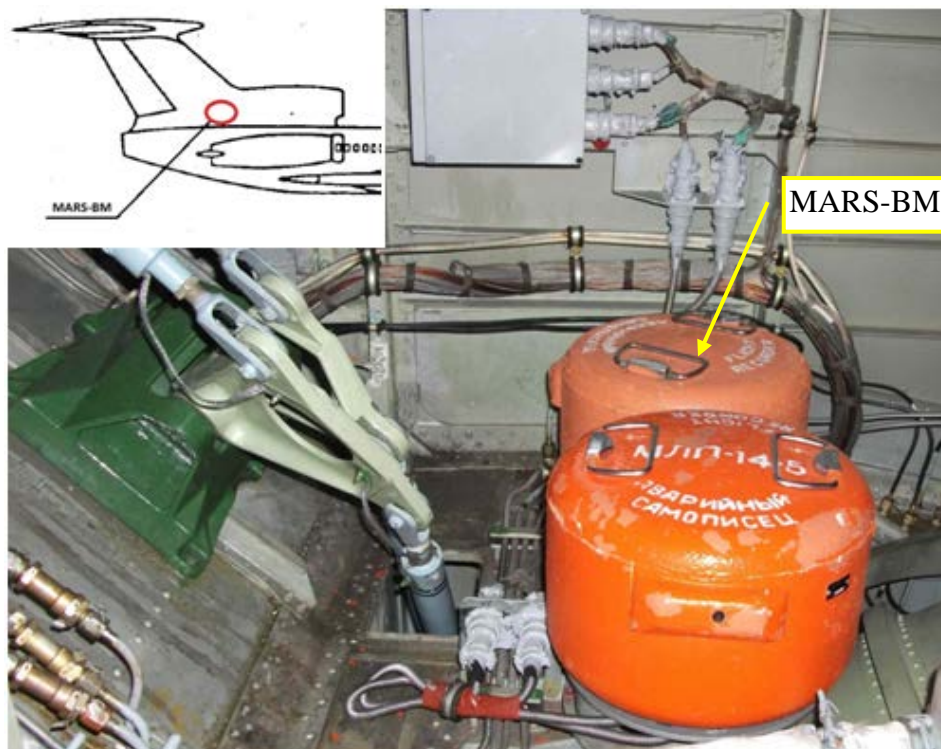
⁴ Proces polegający na wyodrębnieniu z Pliku Zapisu, Wartości Kodowej kolejnych próbek każdego parametru w oparciu o LFL, a następnie przetworzeniu ich na Wartość Fizyczną z użyciem Skalowania

⁵ Opis logiczny ramki (Logical Frame Layout) zawierający układ parametrów w konkretnym strumieniu danych danego formatu zapisu. W tym przypadku przyporządkowanie parametrów do konkretnych słów i bitów w Kadrze i Subkadrze

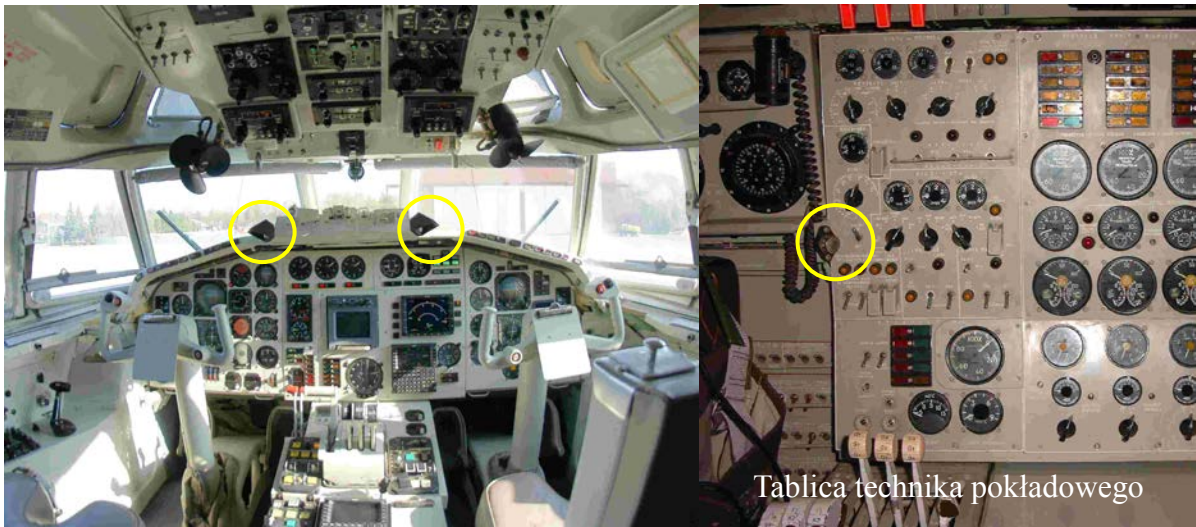
- aparatura MARS-BM zachowuje swoje parametry przy zmianach napięcia zasilania w granicach od 18 V do 31 V i pulsacjach w zakresie częstotliwości 500-6800 Hz o poziomie do 0,78 V, zachowuje chronologiczność zapisu przy zaniku napięcia zasilania na czas nie dłuższy niż 7 s i nie uszkodza się przy obniżeniu napięcia do 10 V.
- w warunkach oddziaływania obciążeń wibracyjnych w zakresie częstotliwości 5-300Hz z przyspieszeniem do 49 m/s^2 (5g);
- podczas oddziaływania obciążeń liniowych (odśrodkowych z przyspieszeniem do $39,2 \text{ m/s}^2$ (4g);
- podczas oddziaływania obciążeń uderowych z przyspieszeniem do $107,6 \text{ m/s}^2$ (12g) o czasie trwania impulsu 20-50 ms;
- podczas oddziaływania podwyższonej wilgotności 98% przy temperaturze 40°C
- przy temperaturze otoczenia od minus 50°C do plus 60°C ;
- w warunkach oddziaływania szronu i rosy;
- w warunkach obniżonego ciśnienia atmosferycznego do 1999,83 Pa (15mmHg) przy temperaturze minus 50°C i plus 60°C ;
- przy oddziaływaniu cyklicznej zmiany temperatur od minus 60°C do plus 70°C .

Budowa strukturalna bloków aparatury MARS-BM.

Aparatura MARS-BM składa się z bloków 70A-10M, 70A-20M, wzmacniacza mikrofonowego UsM oraz trzech mikrofonów MDM-5.



Rys. 3 Miejsce zamontowania rejestratora rozmów w kabinie MARS-BM w ochronnej obudowie.



Rys. 4 Rozmieszczenie mikrofonów MDM-5 w kabinie samolotu Tu-154M.

W skład bloku 70A-10M wchodzi następujące funkcjonalnie zakończone bloki elektryczne

- a) generator kasowania i podmagnesowywania;
- b) wzmacniacz odtwarzania;
- c) urządzenie automatycznej regulacji obrotów silnika elektrycznego;
- d) blok mechanizmu przesuwu taśmy.

Konstrukcja bloku 70A-10M zapewnia zachowanie informacji w stanie nienaruszonym po awarii przy oddziaływaniu:

- 36 godz. wody morskiej;
- 15 min. impulsu termicznego do 1000°C przy działaniu na 50% powierzchni pojemnika;
- 5 min. nafty, benzyny, cieczy gaszących i cieczy wykorzystywanych w instalacjach hydraulicznych;
- przeciążeń impulsowych do 1960 m/s² (200g);
- obciążenia statycznego do 1000 kg działającego w kierunku dwóch osi.

W skład bloku 70A-20M wchodzi następujące funkcjonalnie zakończone bloki elektryczne:

- a) dwukanałowy wzmacniacz zapisu I i II kanału;
- b) dwukanałowy wzmacniacz zapisu III i IV kanału;
- c) stabilizator napięcia;
- d) urządzenie automatycznej kontroli i wskazań.

Dane taktyczno-techniczne.

Aparatura MARS-BM zapewnia ciągły zapis informacji na czterech niezależnych kanałach:

- a) na pierwszych trzech kanałach informacji głosowej w zakresie 300-3400 Hz;
- b) na czwartym kanale informacji impulsowej.

Na samolocie Tu-154M rejestrator rozmów w kabinie MARS-BM rejestruje następującą informację akustyczną:

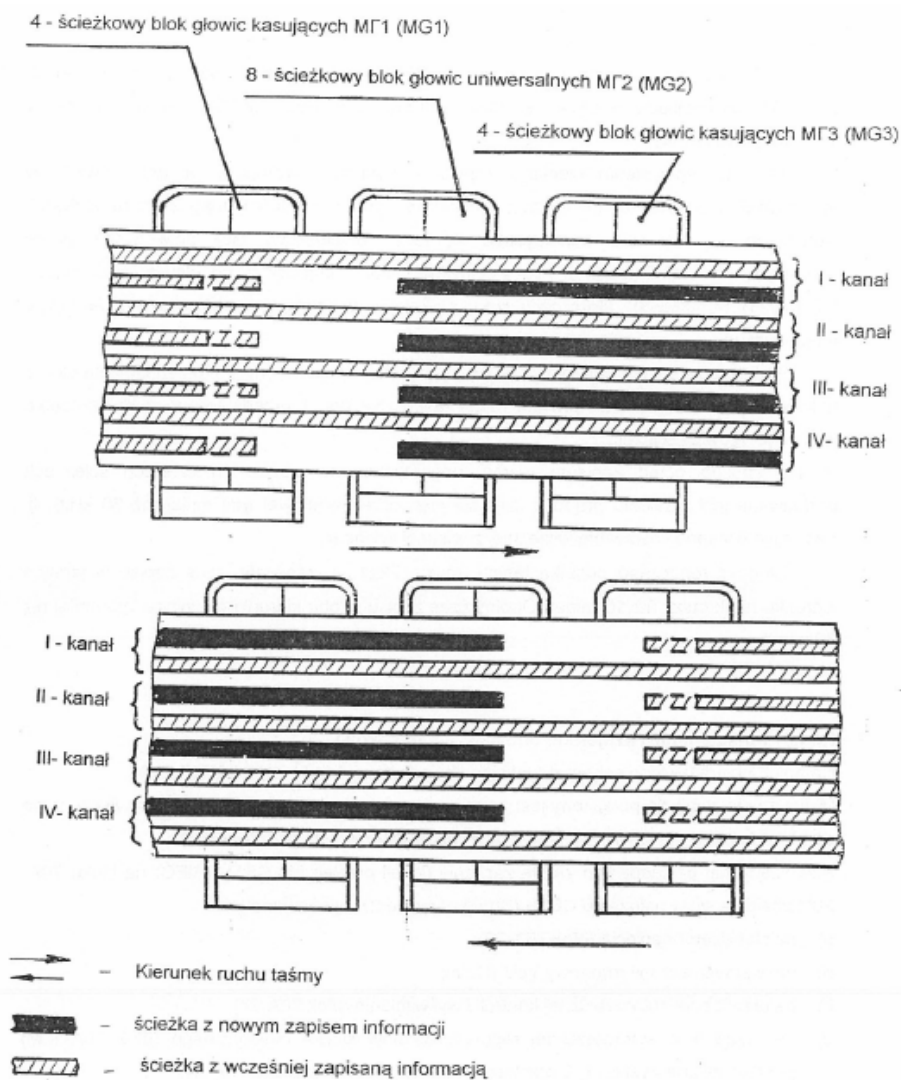
- kanał I – dowódca załogi – informacja dźwiękowa przychodząca na słuchawki dowódcy załogi (łącznie z samopodsłuchem);
- kanał II – drugi pilot – informacja dźwiękowa przychodząca na słuchawki drugiego pilota (łącznie z samopodsłuchem);
- kanał III – całościowy kształt warunków akustycznych w kokpicie statku powietrznego jako suma sygnałów z trzech mikrofonów umieszczonych w kabinie samolotu Rys. 4.
- kanał IV – zakodowany sygnał czasu (godzina i minuta podawana co 0,5 s).

Aparatura MARS-BM zapewnia zapis ciągły mowy i informacji impulsowej z zachowaniem jej ostatniego czasu pracy, który wynosi nie mniej niż 30 min.

Przy zmianie kierunku ruchu taśmy magnetycznej podczas zapisu strata informacji w czasie nie przekracza 0,15 s.

Informacje ogólne i zasada działania.

W aparaturze MARS-BM wykorzystano zasadę zapisu magnetycznego informacji mówionej na taśmie ferromagnetycznej z wysokoczęstotliwościowym podmagnesowaniem. Zapis informacji impulsowej (IV kanał) na taśmie ferromagnetycznej prowadzony jest bez wysokoczęstotliwościowego podmagnesowania.



Rys. 5 Rozmieszczenie względne głowic oraz ścieżek na taśmie magnetycznej.

W celu zabezpieczenia informacji w stanie nienaruszonym w warunkach awaryjnych blok 70A-10M umieszczony jest w pojemniku osłaniającym MŁP-6. W celu zapewnienia ciągłego zapisu w aparaturze wybrano wariant czółenkowy mechanizmu przesuwu taśmy, tj. zapis prowadzi się przy ruchu taśmy magnetycznej w dwóch kierunkach. W tym celu wykorzystuje się jeden 8-ścieżkowy blok uniwersalny głowic magnetycznych i dwa 4-ścieżkowe bloki magnetycznych głowic kasujących, które podłączane są kolejno, w zależności od kierunku ruchu taśmy magnetycznej.

Podłączany jest również blok głowic kasujących, który umieszczony jest przed blokiem głowic uniwersalnych zgodnie z kierunkiem ruchu taśmy. Na Rys. 5 przedstawiono rozmieszczenie względne głowic i ścieżek.

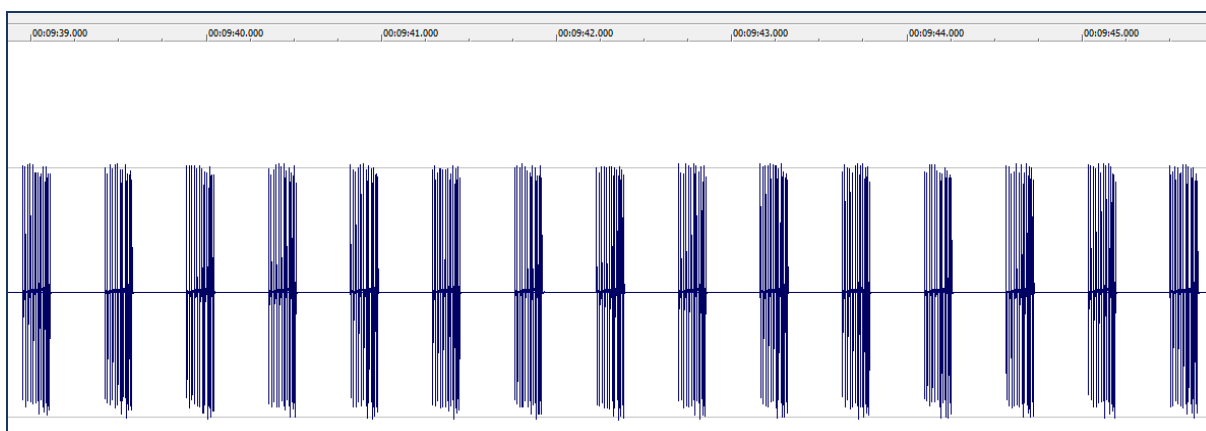
W ten sposób przed zapisem taśma magnetyczna na wszystkich czterech ścieżkach poddawana jest działaniu prądu o częstotliwości ultradźwiękowej (nie mniej niż 30 kHz), tj. następuje wstępne kasowanie wcześniej zapisanej informacji.

Długość roboczego odcinka taśmy, równa 72 ± 1 m, zapewnia czas zapisu w jednym kierunku nie krótszy niż 15 minut. Ogólny czas zapisu w obu kierunkach wynosi nie mniej niż 30 minut.

Na miejscu wypadku w dniu 10.04.2010 r. został odnaleziony przez stronę rosyjską blok 70A-10M rejestratora MARS-BM. Odczyt danych z powyższego rejestratora został przeprowadzony w dniu 11.04.2010 r. w Moskwie w siedzibie MAK w obecności polskich specjalistów i przedstawicieli prokuratury. Dane zostały skopiowane oraz zabezpieczone przez przedstawicieli polskiej prokuratury w siedzibie MAK. Na podstawie dostarczonego z MAK w dniu 31.05.2010 r. zapisu dźwiękowego czterech kanałów rejestratora MARS-BM wykonano stenogram, który jest podstawą analizy przebiegu lotu.

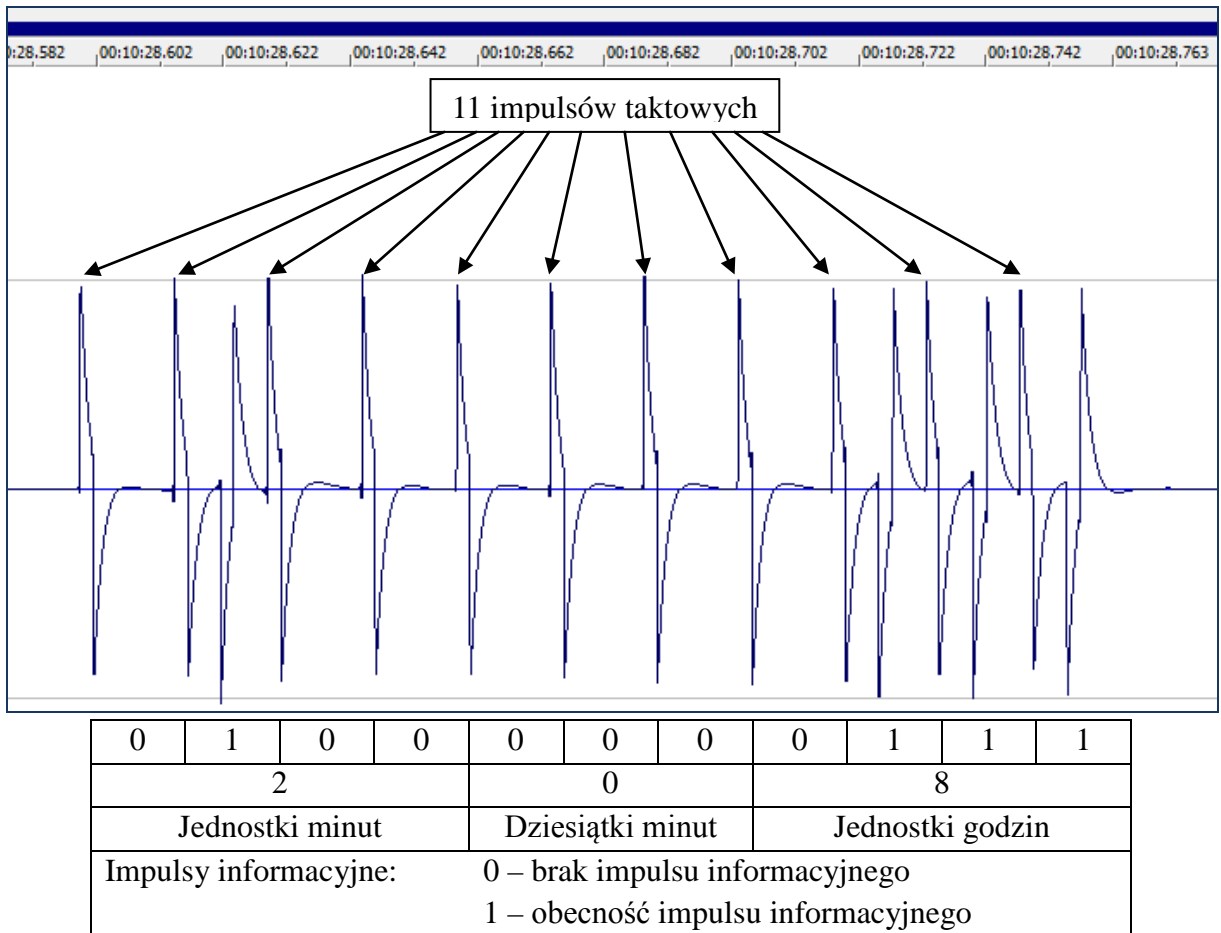
Metoda zapisu oraz deszyfracji czasu zapisanego jako sygnał cyfrowy na IV kanale aparatury MARS-BM.

W zapisie dźwiękowym w kanale IV zapisany jest czas zakodowany w jedenastopozycyjnym ciągu impulsów powtarzalnych w odstępach czasu co 0,5 s.



Rys. 6 Widok ogólny fragmentu sygnałów znaczników czasu.

Pojedynczy znacznik czasu składa się z 11 jednakowo oddalonych od siebie impulsów taktowych w trzech sekcjach składających się odpowiednio z 4,3,4 impulsów. Po impulsie taktowym występuje impuls informacyjny. Taka organizacja ciągu impulsów pozwala binarnie zakodować informację o jednostkach i dziesiątkach minut oraz jednostkach godzin (Rys. 7).



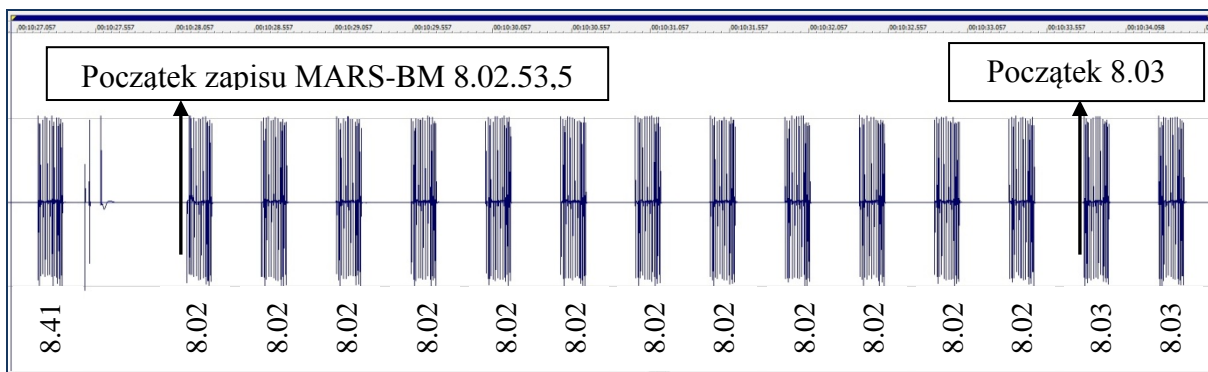
Przykład pokazuje zakodowanie przy pomocy kodu dwójkowego czas **8 godz. 02 min**

Rys. 7 Sposób kodowania czasu na IV kanale – początek nagrania.

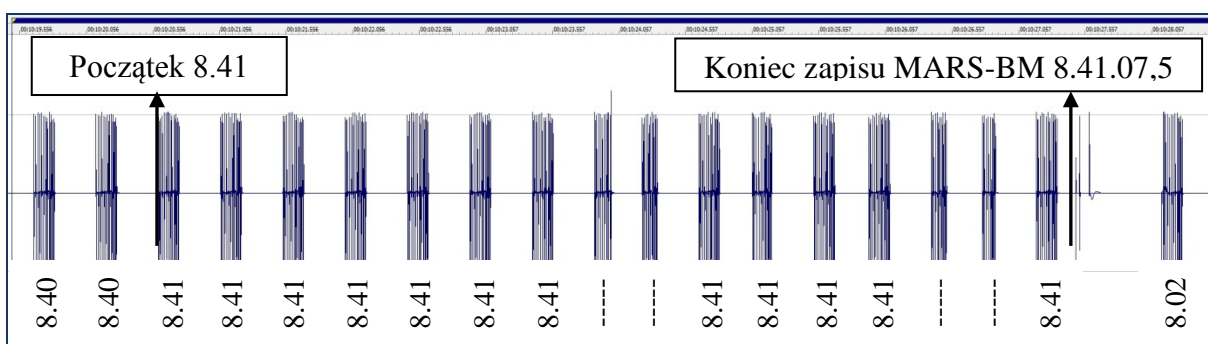
Tabela 3 Tabela służąca do rozszyfrowania czasu na IV kanale

Jednostki minut				Kod dziesiętny	Dziesiątki minut			Kod dziesiętny	Jednostki godzin				Kod dziesiętny
Kod dwójkowo-dziesiętny (1-2-4-2)					Kod dwójkowo-dziesiętny (1-2-4)				Kod dwójkowo-dziesiętny (1-2-4-2)				
Pozycja					Pozycja				Pozycja				
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11			
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
1	0	0	0	1	1	0	0	1	1	0	0	0	
0	1	0	0	2	0	1	0	2	0	1	0	0	
1	1	0	0	3	1	1	0	3	1	1	0	0	
0	0	1	0	4	0	0	1	4	0	0	1	0	
1	0	1	0	5	1	0	1	5	1	0	1	0	
0	1	1	0	6	-	-	-	-	0	1	1	0	
1	1	1	0	7	-	-	-	-	1	1	1	0	
0	1	1	1	8	-	-	-	-	0	1	1	1	
1	1	1	1	9	-	-	-	-	1	1	1	1	

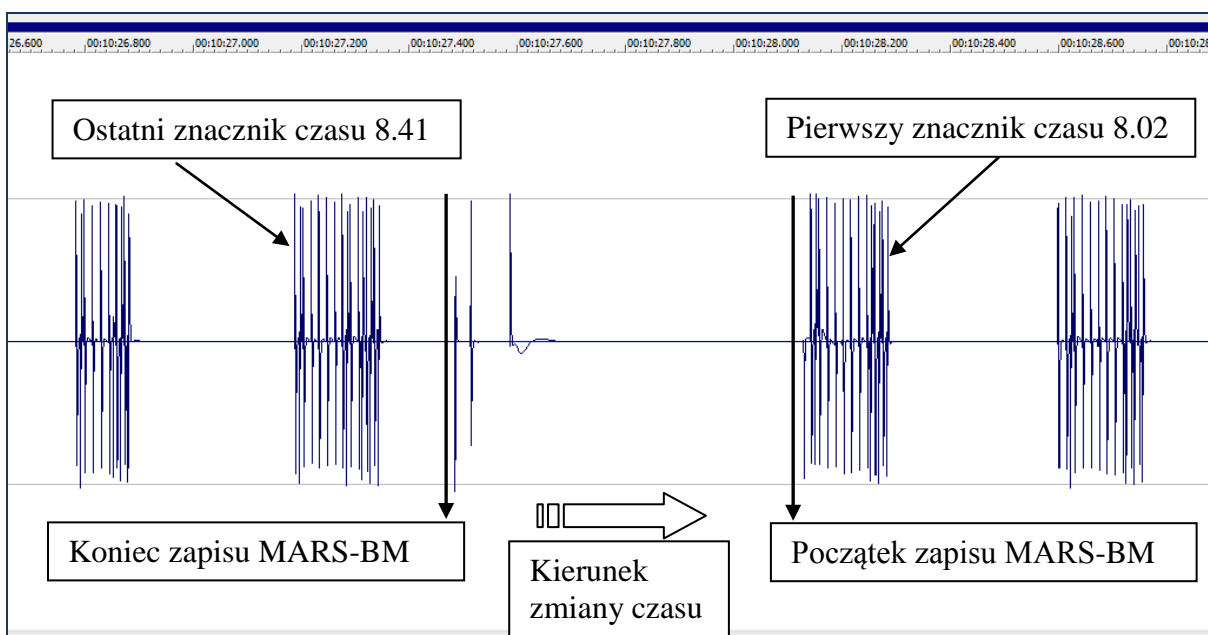
Czasu początku oraz końca rejestracji magnetofonu pokładowego MARS-BM.



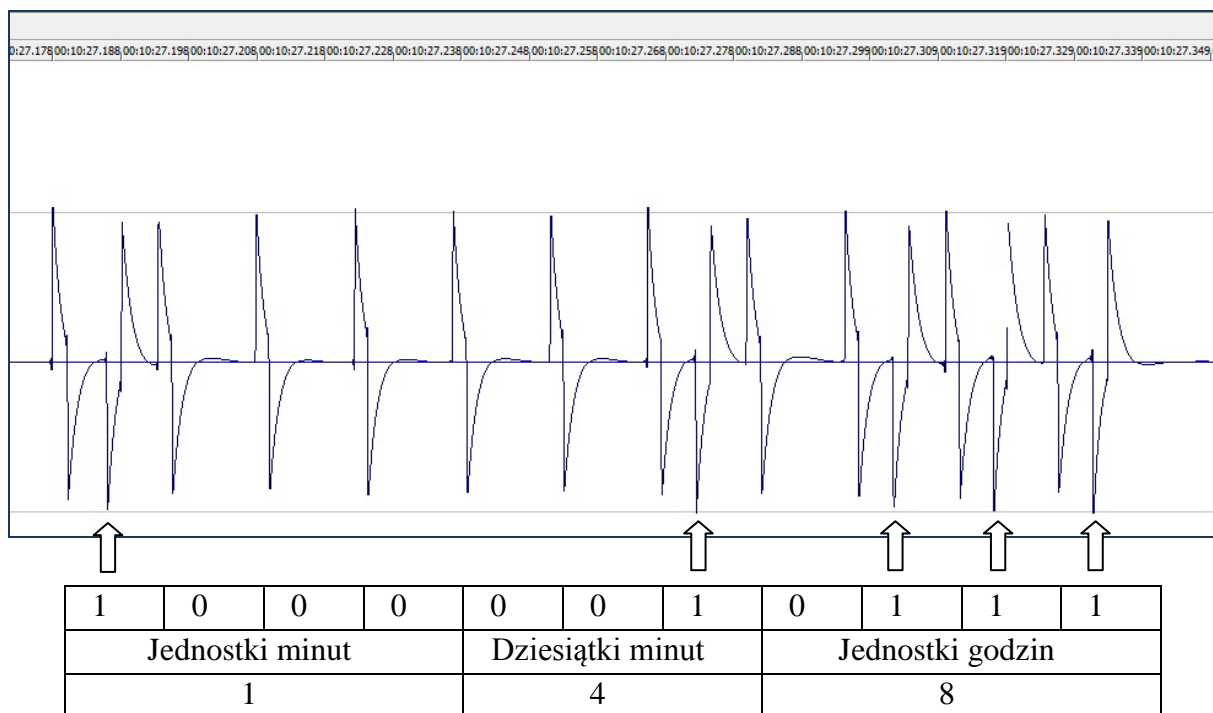
Rys. 8 Widok pierwszych 12 zarejestrowanych znaczników czasu godz. 8,02



Rys. 9 Widok ostatnich 16 zarejestrowanych znaczników czasu godz. 8.41



Rys. 10 Widok fragmentu sygnału ilustrujący usytuowanie na taśmie magnetycznej końca oraz początku całego nagrania.



Rys. 11 Odkodowanie czasu ostatniego zapisanego sygnału na taśmie magnetycznej aparatury MARS-BM - podczas wypadku.

Z analizy ilościowej (Rys. 9) zapisu na 4 kanały wynika, że przed zmianą godziny na początku nagrania zarejestrowano 12 jednakowych znaczników czasu z zakodowaną godz. 8.02. Wynika z tego, że zapis rozpoczął się nie więcej niż 0,5 s po godz. **8.02.53,5**.

Analogicznie wyznaczono koniec nagrania, z analizy ilościowej wynika że jest to 16 (Rys. 9) sygnał czasu o takiej samej strukturze zarejestrowany na końcu nagrania (cztery błędne ciągi impulsów w końcowej fazie nagrania spowodowane mogły być wystąpieniem wstrząsów w wyniku zderzeń samolotu z drzewami), na tej podstawie określono koniec rejestracji zapisu głosu przez rejestrator MARS-BM nie więcej jak 0,5 s po godz. **8.41.07,5**. Łączny czas zapisu rejestratora MARS-BM samolotu TU-154M o numerze bocznym 101 wynosi 38 minut i 14 sekund.

Analizy jakościowe, ilościowe oraz transkrypcje materiału dźwiękowego z rejestratora MARS-BM zostały zawarte w opracowaniach wykonanych przez Centralne Laboratorium Kryminalistyczne Policji w Warszawie oraz agencję Bezpieczeństwa Wewnętrznego.

6. Określenie zależności Czasu MSRP i Czasu MARS-BM.

System rejestracji MSRP posiada w swoim komplecie blok ITW-4, który służy do odmierzenia czasu lotu. Przed lotem obsługa przygotowująca samolot ustawia na tym urządzeniu aktualny czas. Na podstawie zarejestrowanych danych można jednoznacznie stwierdzić, że wprowadzono czas zgodny z Czasem Warszawskim (Local Time).

Czas wypracowywany przez ITW-4 jest rejestrowany przez rejestratory systemu MSRP i ATM-QAR oraz zapisywany na czwartej ścieżce rejestratora rozmów MARS-BM, czas ten nazwano Czasem MARS-BM.

Istotnym faktem jest to, że w danych zapisywane są godziny i minuty, lecz nie ma sekund. Sekundy wylicza się dodając $\frac{1}{2}$ sekundy na każdy upływający Kadr danych, który wystąpi po Kadrze, w którym zmieniła się minuta (rozpoczęła nowa).

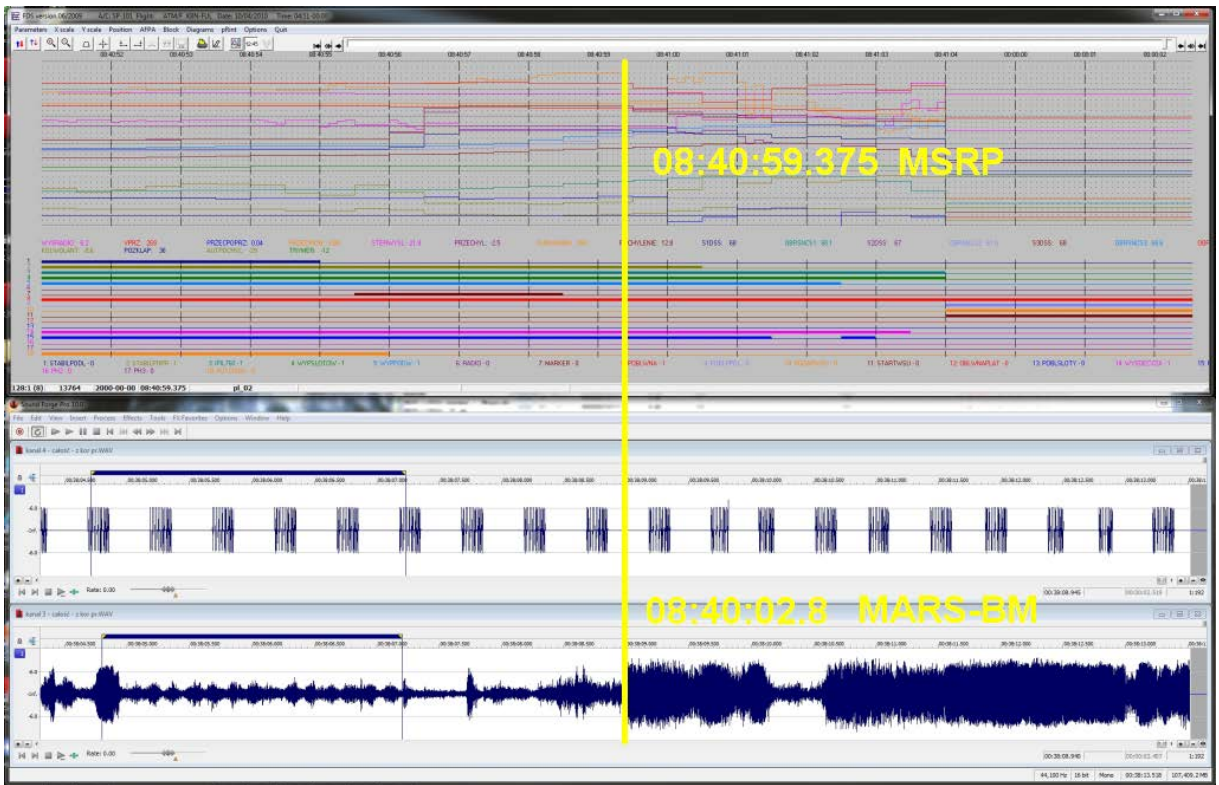
Czas w systemie MSRP zapisywany jest w Subkadrach, czyli w cyklu 5-cio sekundowym. Ponieważ początek cyklu pracy urządzenia ITW-4 zależy od momentu naciśnięcia przycisku przy wprowadzaniu czasu, to odstęp, jaki upłynie pomiędzy naciśnięciem przycisku wprowadzania na ITW-4 a rozpoczęciem kolejnego 5-cio sekundowego cyklu w bloku szyfratora systemu MSRP, jest stałym opóźnieniem czasu rejestrowanego w rejestratorach parametrów, czyli Czasu MSRP, w stosunku do czasu wskazywanego przez blok ITW-4, a co za tym idzie Czasem MARS-BMz dokładnością 0,5 s.

Opóźnienie to określono porównując moment wystąpienia zjawisk charakterystycznych dla zderzenia z przeszkodą – w tym przypadku z dużą brzozą.

Zgodnie z zapisem MSRP uderzenie w brzozę rejestrowane jest o godz. 08:40:59.375 czasu MSRP (występuje skokowa zmiana wartości przeciążenia pionowego).

Na podstawie analizy zapisu dźwięku w kabinie samolotu odgłos uderzenia wystąpił o godz. 08:41:02.8 czasu MARS-BM.

Z powyższych danych wynika, że czas MSRP jest opóźniony o **3.425** sekundy w stosunku do czasu MARS-BM. Do dalszych analiz przyjęto opóźnienie **3** sekundy.



Rys. 12 Zależność czasu MSRP i MARS-BM dla uderzenia w brzozę.

7. Analiza pracy poszczególnych instalacji oraz systemów w locie, w którym wystąpił wypadek

Poniżej zostaną przedstawione wyniki analizy pracy poszczególnych instalacji samolotu rejestrowanych przez rejestratory MSRP i ATM-QAR.

7.1. ABSU i system sterowania samolotem

Samolot Tu-154M wyposażony był w układ automatycznego sterowania ABSU-154-2, w skład którego wchodzi m.in. SAU-154-2, STU-154 s.2, AT-6-2. Samolot mógł być sterowany ręcznie (za pomocą wolantu i pedałów) lub automatycznie (z wykorzystaniem układu ABSU). Automatyczne sterowanie samolotem dopuszczalne jest w pełnym zakresie eksploatacyjnych wyważień oraz wysokości i prędkości lotu, z wyjątkiem startu (do wysokości 400 m) i lądowania (poniżej wysokości 30 m).

Przeznaczenie systemu automatycznego sterowania samolotem:

- poprawa charakterystyk sterowania samolotem;
- stabilizacja w trzech osiach (kąta pochylenia, przechylenia i odchylenia);
- stabilizacja wysokości barometrycznej, prędkości przyrządowej lub liczby M;
- automatyczne wykonywanie dowrotów do zadanego kursu;
- sterowanie pochyleniem i przechyleniem za pomocą pokręteł na pulpicie sterowania;
- automatyczne sterowanie samolotem w kanale bocznym względem sygnałów VOR lub wypracowanych przez FMS (urządzenie UNS-1D);
- automatyczne sterowanie samolotem oraz generowanie sygnałów do sterowania dyrektywnego w czasie podejścia do lądowania do wysokości 30 m;
- automatyczne sterowanie samolotem w czasie odejścia na drugi krąg;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie prędkością samolotu z wykorzystaniem sterowania ciągiem silników;
- zapewnienie sygnalizacji wizualnej, świetlnej i dźwiękowej dotyczącej sterowania samolotem;
- zapewnienie na wskaźniku PNP-1 wskazań odchylenia od stref równosygnałowych sygnałów ILS.
- automatyczną kontrolę przedlotową i polotową obwodów automatycznego sterowania ze wskazaniem uszkodzonych podsystemów i przełączeniem na układy rezerwowe;
- sygnalizacji nadmiernego odchylenia w kanale podłużnym i poprzecznym w czasie zejścia do lądowania.

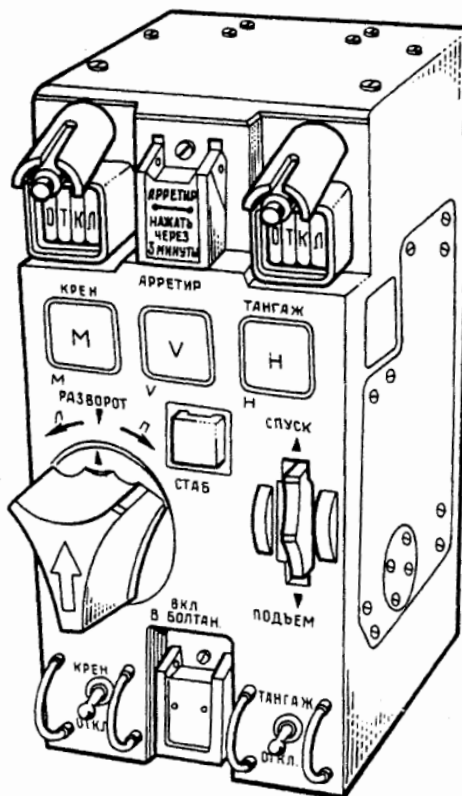
W zależności od wybranego zakresu pracy możliwa jest automatyczna stabilizacja kątów pochylenia i przechylenia, kursu, wysokości barometrycznej, prędkości przyrządowej lub liczby M. Możliwe jest również wykonanie lotu po trasie wg punktów nawigacyjnych zaprogramowanych w systemie FMS lub sygnałów od radiolatarni VOR.

Wykorzystanie układu ABSU podczas lądowania warunkowane jest wyposażeniem lotniska w niezbędne środki radionawigacyjne – urządzenie ILS.

Funkcjonowanie układu ABSU na wybranych zakresach pracy.

1. Stabilizacja i sterowanie w kanale podłużnym i bocznym.

Zakres służy do automatycznego sterowania samolotem z zachowaniem kątów pochylenia i przechylenia takich jak w chwili włączenia zakresu. Kąty te mogą być zmieniane bez odłączania zakresu za pomocą pokręteł „РАЗВОРОТ” i „СПСК-ПОДЪЕМ” na pulpicie PN-46. Możliwa jest stabilizacja kątów przechylenia do wartości 23-30° i kątów pochylenia do 17° ±2,5°. Istnieje możliwość wykorzystania sygnałów z systemu FMS do sterowania samolotem w kanale bocznym. Kanał podłużny nie współpracuje z systemem FMS.



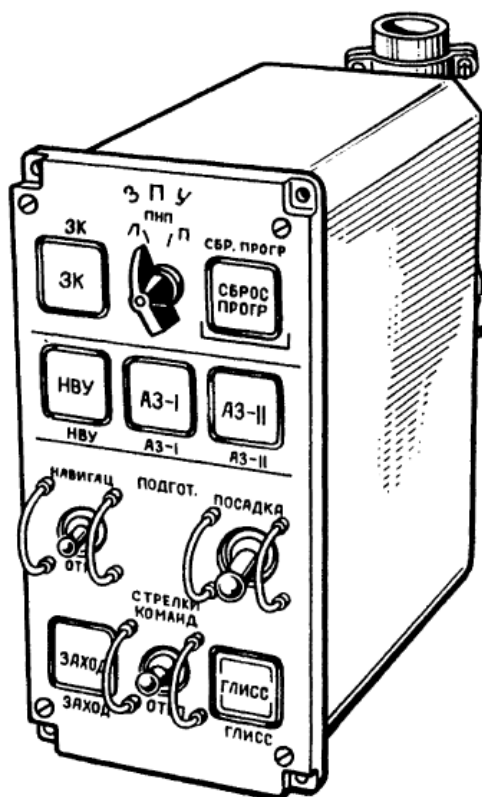
Rys. 13 Pulpit PN-46.

2. Podejście (ścieżka).

Zakres służy do dyrektywnego lub automatycznego sterowania samolotem w kanale podłużnym ze zniżaniem do wysokości 30 m na lotniskach II kategorii wg ICAO i do 60 m na lotniskach I kategorii. Na zakresie tym system automatycznego sterowania samolotem współpracuje z urządzeniem naziemnym – odbiera sygnały systemu ILS.

Zakres może być włączony automatycznie, jeśli wcześniej był włączony zakres „zajście do lądowania” („ЗАХОД”) lub ręcznie przyciskiem „ГЛИСС” na pulpicie PN-5. Automatyczne włączenie następuje w chwili przechwycenia ścieżki zniżania – w chwili, w której samolot znajdzie się w miejscu zrównania się sygnałów radiowych ścieżki z systemu

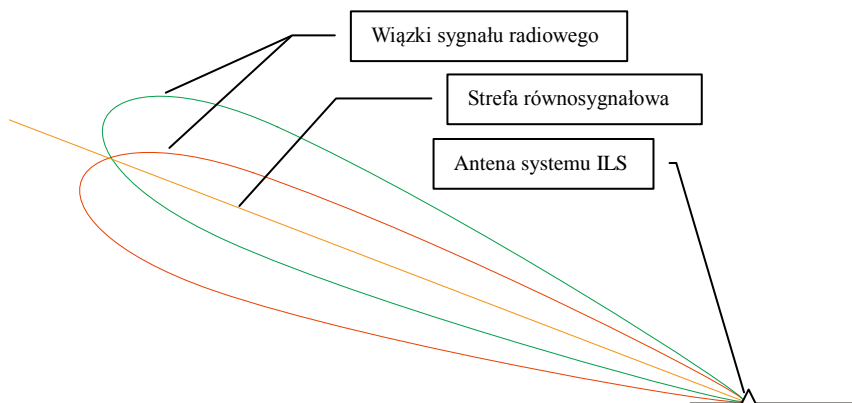
ILS, pod warunkiem, że samolot był w konfiguracji do lądowania (klapy wychylone na kąt większy niż 36 °). Dla klap wychylonych na kąt 28° zakres „ścieżka” należy włączyć ręcznie przyciskiem „ГЛИСС” na pulpicie PN-5.



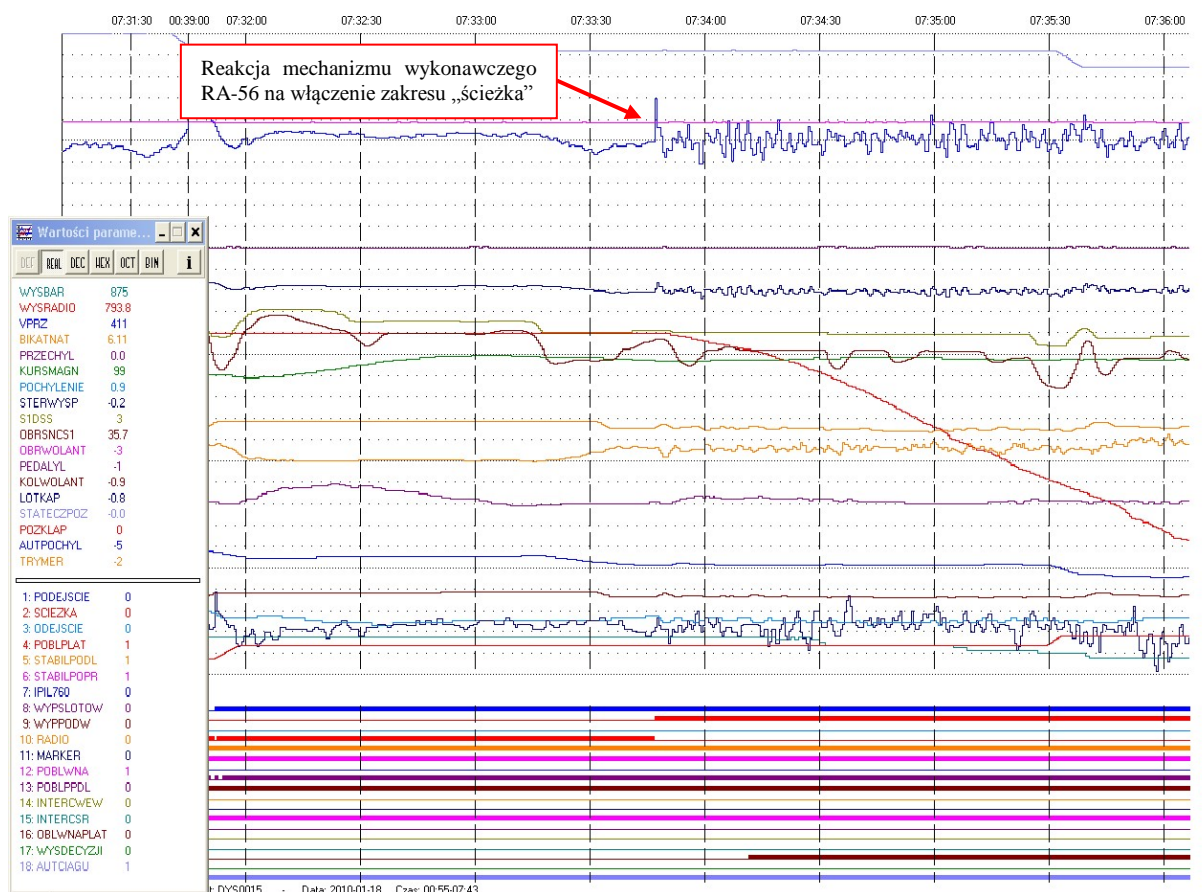
Rys. 14. Pulpit sterowania PN-5.

Na wysokościach progowych 250 m, 100 m i 30 m zmieniają się współczynniki wzmocnienia i opóźnień poszczególnych elementów układu automatycznego sterowania a także następuje zmiana dopuszczalnych wartości kąta przechylenia w celu zapewnienia stabilnego i bezpiecznego sterowania samolotem w ostatniej fazie lotu.

Warunkiem włączenia zakresów „zajście do lądowania” i „ścieżka” jest występowanie sygnału gotowości kanału kursu oraz ścieżki wypracowywanego przez urządzenie KURS-MP70 (odbiór sygnałów radiowych systemu ILS). W przypadku wciśnięcia przycisków „ЗАХОД” lub „ГЛИСС” bez występowania sygnałów systemu ILS nie nastąpi pełne włączenie zakresu – lampki sygnalizacyjne nie będą świecić, a sterowanie automatyczne w kanałach podłużnym odłączy się. Odłączenie automatycznego sterowania sygnalizowane jest sygnałem dźwiękowym oraz świeceniem lampek „steruj przechyleniem” i „steruj pochyleniem” na daszku tablicy przyrządów.



Rys. 15 Schemat tworzenia strefy równosygnałowej dla ścieżki przez system ILS.



Rys. 16. Typowy przebieg parametrów lotu w chwili włączenia zakresu „ścieżka”.

Na Rys. 16 przedstawiono typowy przebieg parametrów pracy układu automatycznego sterowania w chwili włączenia zakresu „ścieżka”. Charakterystycznym jest zdecydowanie szybsza reakcja mechanizmu RA-56 i odpowiadające mu wychylenia steru wysokości po włączeniu zakresu „ścieżka”. W momencie włączenia tego zakresu występuje jednorazowe

wychylenie trzonu mechanizmu RA-56 a tym samym przestawienie steru wysokości, powodujące przejście samolotu z lotu poziomego na zniżanie po ścieżce.

3. Odejście na drugi krąg.

Zakres służy do automatycznego sterowania samolotem w czasie odejścia na drugi krąg. Włączenie zakresu możliwe jest, jeśli wcześniej system automatycznego sterowania pracował na zakresie „ścieżka”. Zakres można włączyć przyciskami na wolantach lub przestawieniem co najmniej dwóch DSS na zakres startowy.

Po włączeniu zakresu „odejście na drugi krąg” („уход на второй круг”) elektromechanizm IMAT-2-12-4W przestawia dźwignie DSS na zakres startowy a system automatycznego sterowania utrzymuje prędkość pilotażową zgodnie z programem zależnym od położenia klap zaskrzydłowych. Są to odpowiednio prędkości:

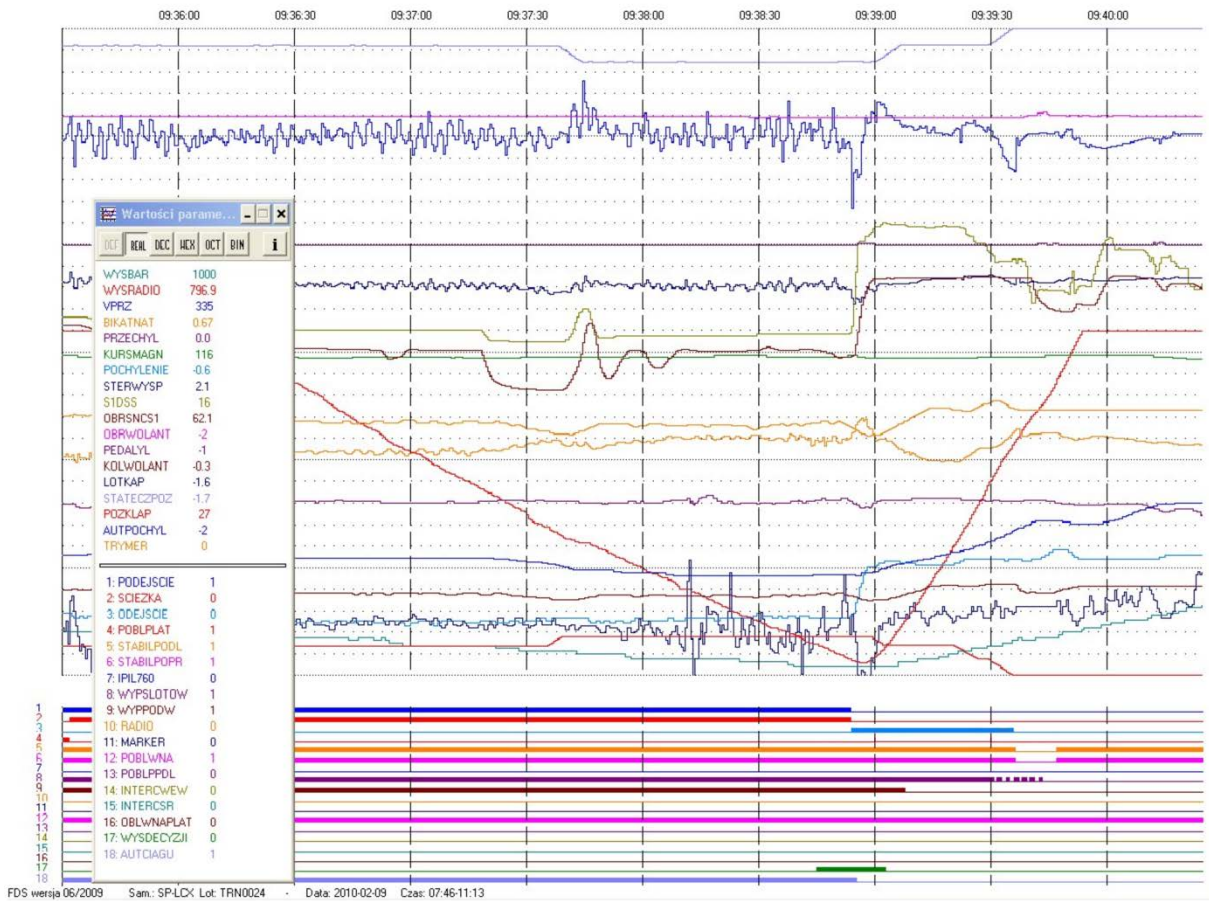
- 290 km/h dla klap 45°,
- 345 km/h dla klap 28°,
- 400 km/h dla klap schowanych.

W trakcie nabierania prędkości przez samolot, załoga zobowiązana jest do zmiany położenia klap (umożliwi to dalsze, automatyczne zwiększanie prędkości) oraz schowania podwozia. Po osiągnięciu zadanej prędkości następuje jej stabilizacja. Jednocześnie w kanale podłużnym podawany jest sygnał odpowiadający stałemu kątowi pochylenia:

- 10° dla klap 45°,
- 2° dla klap 28°,
- 2,5° dla klap schowanych.

Z chwilą osiągnięcia przez samolot prędkości wynikającej z programu (wartości powyżej) dla poszczególnych położenia klap zaskrzydłowych ABSU stabilizuje podane kąty pochylenia. Jeśli prędkość przyrządowa jest mniejsza od wartości z programu zmniejszany jest kąt pochylenia samolotu.

Kanał boczny ABSU pracuje w trybie stabilizacji kursu.



Rys. 17. Typowy przebieg parametrów lotu w chwili włączenia zakresu „odejście na drugi krąg”.



Rys. 18. Rozmieszczenie przycisków sterowania SAU na wolantach.

UWAGA:

Wciśnięcie przycisku „ГЛИСС” przy włączonym przełączniku „ПОСАДКА” na pulpicie PN-5 jest warunkiem koniecznym do późniejszego włączenia zakresu „odejście na drugi krąg”. Zainicjowanie działania zakresu automatycznego odejścia na drugi krąg jest możliwe zarówno przyciskami na wolantach jak i przestawieniem DSS, nawet bez występowania sygnałów ścieżki systemu ILS, jednak w tym przypadku z chwilą naciśnięcia przycisku „ГЛИСС” na pulpicie PN-5, nastąpi odłączenie automatycznego sterowania w kanale podłużnym. Automatyczne sterowanie w kanale poprzecznym nie odłącza się.

Po wciśnięciu przycisku „ОДЕЈСЦІЕ” następuje samoczynne załączenie układu automatycznego sterowania w kanale podłużnym. Przystawienie DSS na zakres startowy, przebiega automatycznie, jeśli wcześniej włączony był automat ciągu silników.

Włączenie zakresu „odejście na drugi krąg” zainicjowane przestawieniem dźwigni DSS wymaga przemieszczenia przynajmniej dwóch DSS na panelu środkowym w skrajne przednie położenie. Nie jest możliwe włączenie tego zakresu przestawiając dźwignie DSS na pulpicie technika pokładowego.

Wysokość, jaką samolot Tu-154M traci od chwili włączenia zakresu „odejście na drugi krąg” zależy od pionowej prędkości zniżania. Orientacyjne wartości podane są na Rys. 19.

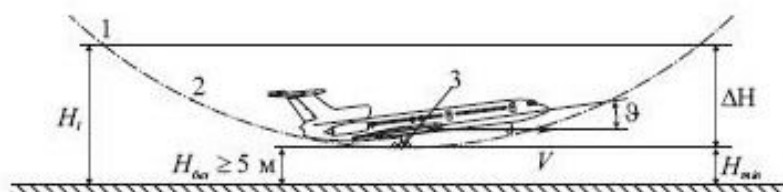


Рис. 6.9. Траектория движения самолета Ту-154М при уходе на второй круг:

- 1 – точка принятия решения об уходе на второй круг и дачи взлетного режима;
- 2 – точка выхода двигателей на максимальный режим и начало искривления траектории;
- 3 – самая низкая точка траектории

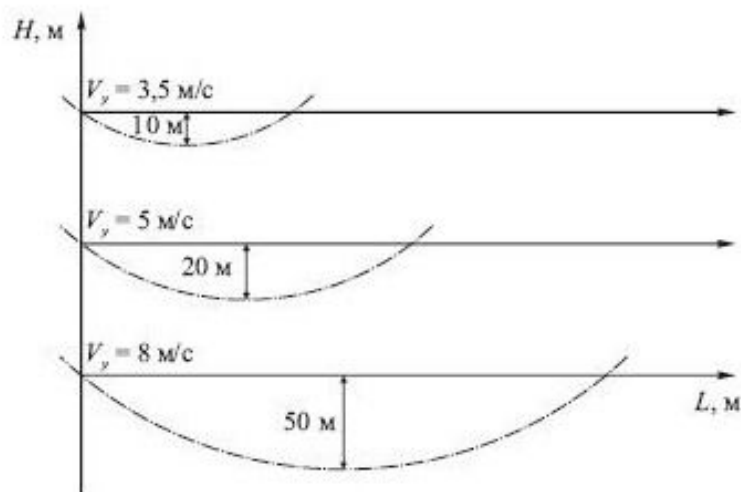


Рис. 6.10. Просадка самолета Ту-154М при уходе на второй круг

126

Rys. 19 Orientacyjne wysokości niezbędne do przejścia na wznoszenie po włączeniu zakresu “odejście na drugi krąg”.

4. Analiza funkcjonowania układu sterowania samolotu.

Na podstawie zapisu rejestratora parametrów lotu ATM-QAR przeanalizowano funkcjonowanie układu sterowania samolotem ABSU-154-2 w czasie lotu samolotu Tu-154M nr 101 w dniu 10.04.2010 r.

Załoga włączyła automatyczną stabilizację w kanale podłużnym i poprzecznym 55[s] po starcie z lotniska WARSZAWA-OKECIE (07:27:14). Samolot osiągnął wysokość 512[m] i kontynuował wznoszenie do wysokości przelotowej. Przelot w rejon lotniska SMOLEŃSK PÓLNOCNY, zajście do lądowania i zniżanie na ścieżce do lądowania wykonywane było z włączoną automatyczną stabilizacją w kanale podłużnym i poprzecznym. Odłączenie automatycznej stabilizacji w kanale podłużnym nastąpiło w wyniku przestawienia kolumny wolantu o wartość przekraczającą 50[mm] o 08:40:55 na wysokości radiowej 21,9[m]. Odłączenie automatycznej stabilizacji w kanale poprzecznym nastąpiło w wyniku obrotu wolantu o kąt większy niż 30° o 08:41:00.5 na wysokości radiowej 6,2[m].

Lotnisko SMOLEŃSK PÓLNOCNY nie było wyposażone w układ ILS, co uniemożliwiało wykorzystanie zakresu pracy ABSU, w którym położenie samolotu na ścieżce zniżania korygowane jest automatycznie z wykorzystaniem sygnałów proporcjonalnych do kąтового odchylenia od tej ścieżki. W kanale podłużnym załoga wykorzystywała zakres, w którym automatycznie stabilizowany jest kąt pochylenia samolotu. Wartość tego kąta może być zmieniana za pomocą pokrętła „СПУСК-ПОДЪЕМ” znajdującego się na pulpicie PU-46. Należy podkreślić, że stabilizacja kąta pochylenia samolotu nie zapewnia utrzymywania stałej prędkości zniżania a tym bardziej nie zapewnia samoczynnego utrzymania samolotu na ścieżce zniżania z wymaganą dla tej fazy lotu dokładnością. Zmiany położenia trzonu mechanizmu RA-56 oraz trzonu mechanizmu efektu trymerowania MET-4U w kanale pochylenia świadczą, że w czasie zniżania załoga zmuszona była do ciągłego korygowania położenia samolotu na ścieżce – wielokrotnie zmieniane było położenie pokrętła „СПУСК-ПОДЪЕМ” na pulpicie PU-46. Ponieważ pulpit ten znajduje się po prawej stronie fotela dowódcy statku powietrznego praktycznie tylko on może posługiwać się tym pulpitem w czasie lotu.

Ponieważ ustawienia zakresów pracy ABSU nie są rejestrowane, Komisja nie była w stanie jednoznacznie określić, na jakim zakresie pracował układ automatycznego sterowania samolotem w kanale bocznym w ostatniej fazie lotu (po wykonaniu „czwartego zakrętu” do lądowania). Prawdopodobnie był to zakres, w którym samolot automatycznie utrzymywany był na kursie do punktu nawigacyjnego zaprogramowanego w systemie FMS. Na tym zakresie do ABSU przekazywane były sygnały proporcjonalne do bocznego odchylenia od nakazanej linii drogi, pochodna tego sygnału, nakazane przechylenie i sygnał gotowości. Innym zakresem pracy układu ABSU w kanale bocznym, jaki mogła wykorzystywać załoga jest stabilizacja kąta przechylenia. W takim przypadku możliwe było sterowanie samolotem za pomocą pokrętła „РАЗБОПОТ”, znajdującego się na pulpicie PU-46 obok pokrętła „СПУСК-ПОДЪЕМ”. Odchylenie pokrętła w prawo lub lewo skutkowało rozpoczęciem wykonywania przez samolot zakrętu odpowiednio w prawo lub lewo. Po powrocie pokrętła „РАЗБОПОТ” do pozycji neutralnej samolot wyprowadzany był z przechylenia, a po czasie 8 s. włączała się stabilizacja kursu.

Nie jest wykluczone, że załoga wybrała zakres, automatycznej stabilizacji kursu. Na zakresie tym automatycznie stabilizowany jest kurs samolotu a jego wartość można zmieniać za pomocą pokrętła na wskaźniku PNP-1. Konfiguracja taka jest jednak mało prawdopodobna ze względu na trudności w precyzyjnym ustawieniu żadanego kursu przy używaniu pokrętła na wskaźniku – niska ergonomia.

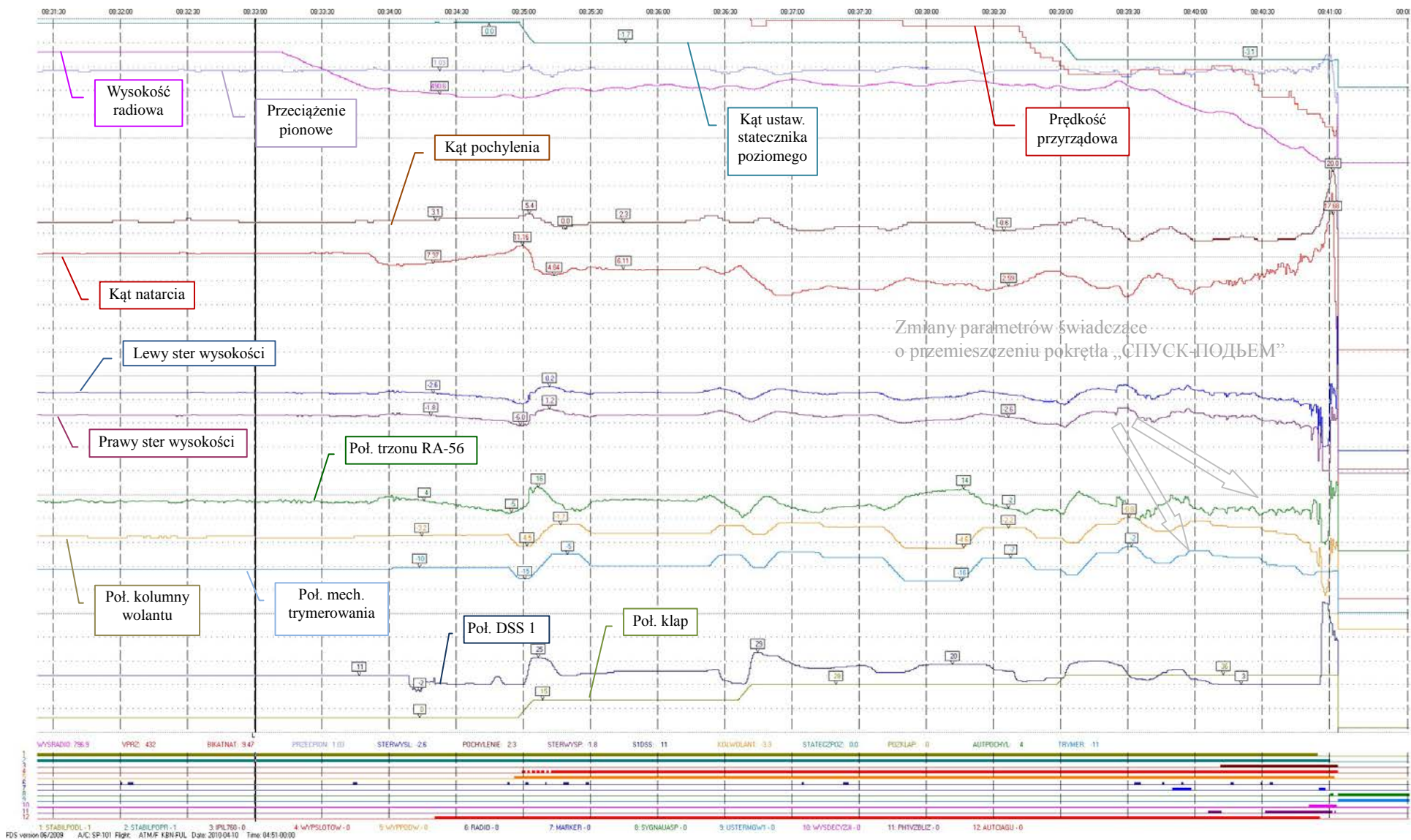
Analizując zapis rejestratora parametrów lotu ATM-QAR nie stwierdzono anomalii w funkcjonowaniu układu automatycznego sterowania ABSU. Wysunięcia trzonów

mechanizmów wykonawczych zmieniających położenie sterów wysokości, lotek oraz steru kierunku były płynne i nie osiągały wartości skrajnych do chwili rozpoczęcia manewru „odejścia na drugi krąg”. Po ściągnięciu kolumny wolantu „na siebie”, w czasie od 08:40:56.984 do 08:41:00.109, nastąpiło wychylenie sterów wysokości do wartości -25° (położenie skrajne). Następnie wychylenie sterów wysokości zostało zmniejszone. Pochylenie kolumny wolantu nie osiągnęło w tym czasie skrajnego położenia. O godz. 08:41:03 nastąpiło prawdopodobnie uszkodzenie lewego steru wysokości – od tego momentu położenie steru nie odpowiada położeniu kolumny wolantu.

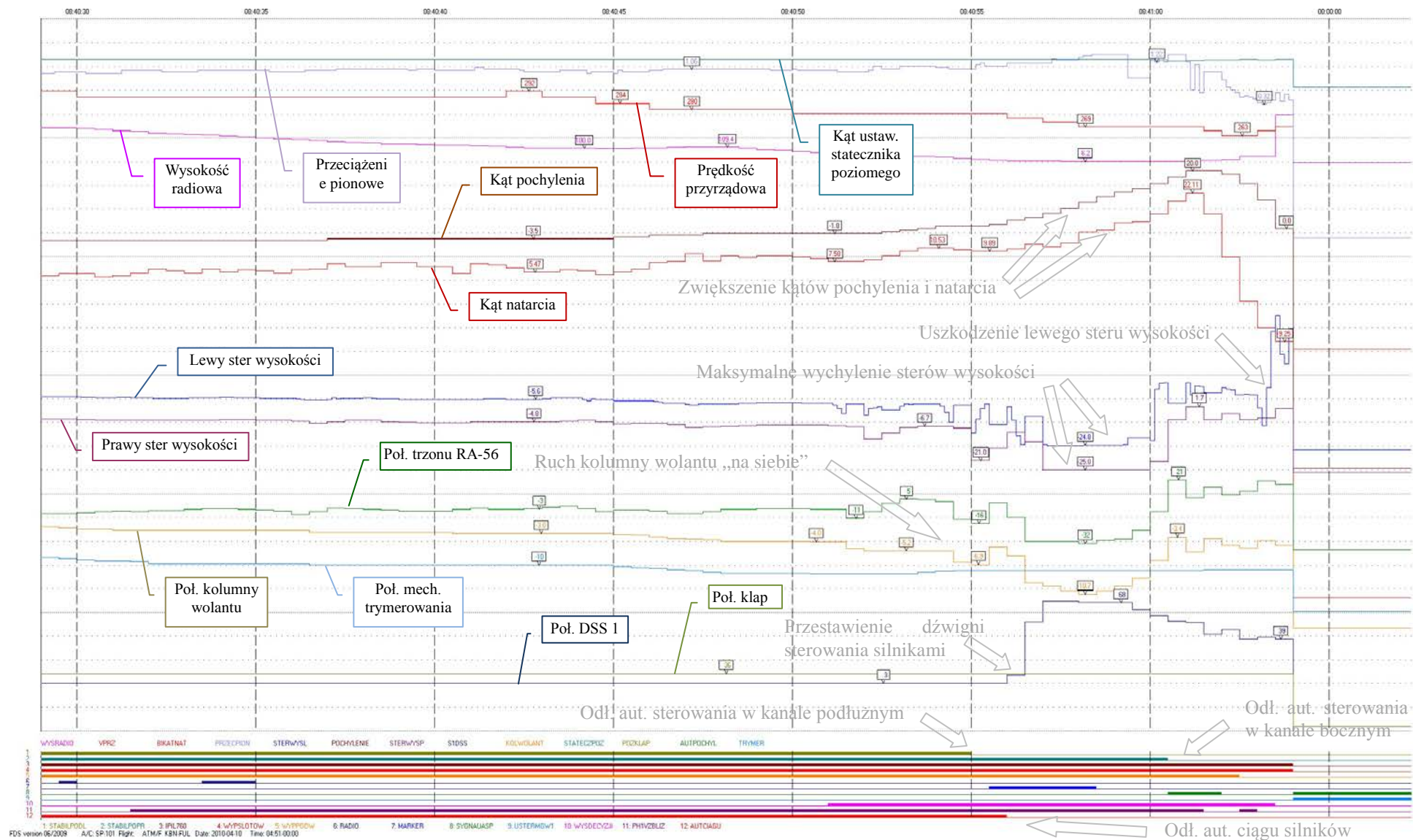
Po uderzeniu w drzewo i oderwaniu części lewego skrzydła załoga przeciwdziałała obrotowi samolotu w lewo. Maksymalne wychylenie prawej lotki osiągnęło na czas 0,5[s] wartość $-19,4^\circ$ (lotka prawa wychylona do góry) przy zakresie jej ruchu od $+20^\circ$ do -20° (rejestrator zapisuje wartości od $+20,9^\circ$ do $-19,4^\circ$).

Sposób wykorzystania układu ABSU, jaki zastosowała załoga samolotu nie jest opisany w podstawowym dokumencie określającym zasady użytkowania samolotu, jakim jest wydawnictwo: „Ty-154М Руководство по летной эксплуатации”.

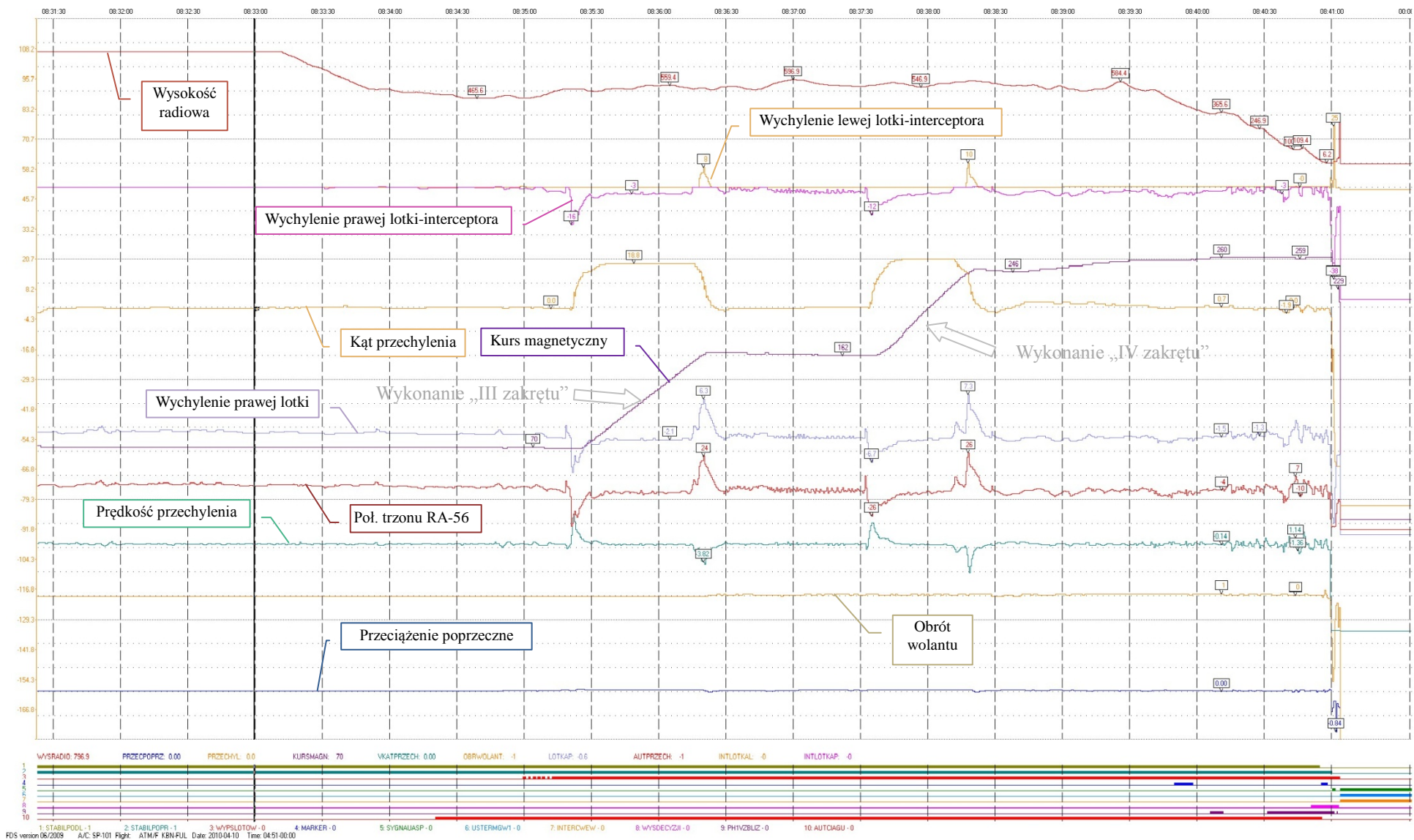
Poniżej przedstawiono wybrane zapisy zarejestrowanych parametrów z lotu samolotu Ty-154M nr 101w dniu 10.04.2010 r.



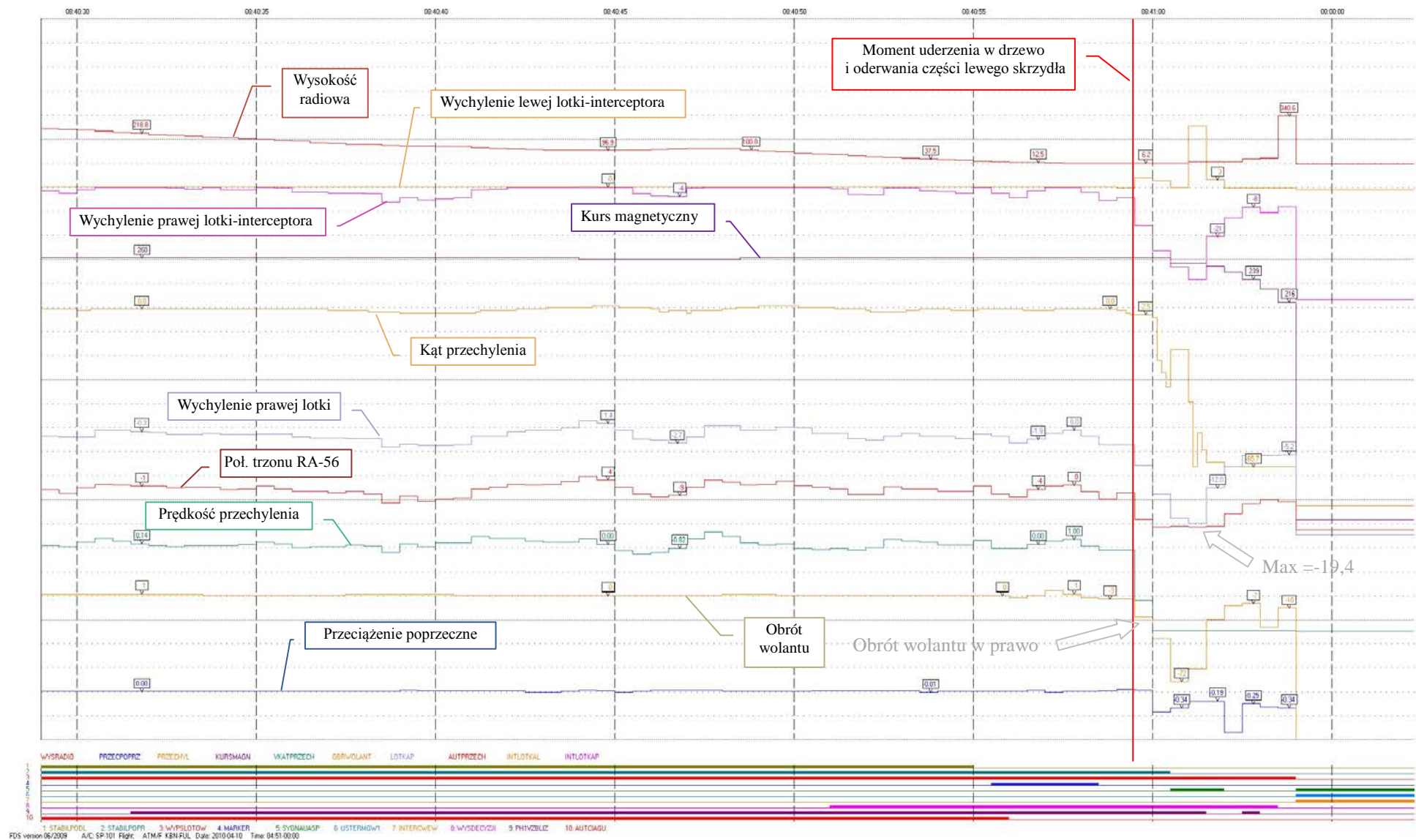
Rys. 20 Przebieg wybranych parametrów w czasie zajęcia do lądowania – kanał podłużny.



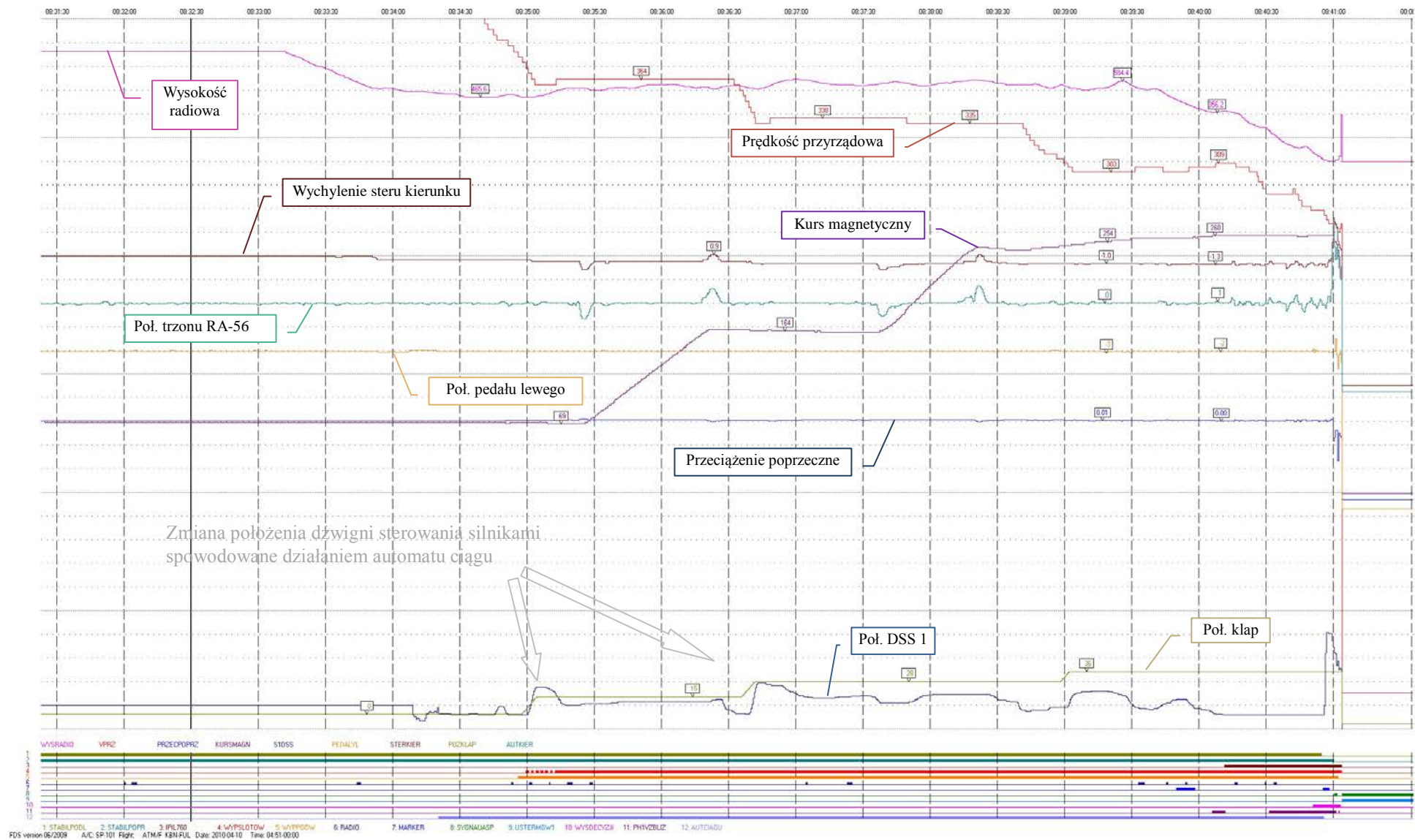
Rys. 21 Przebieg wybranych parametrów na ścieżce podejścia do lądowania – kanał podłużny.



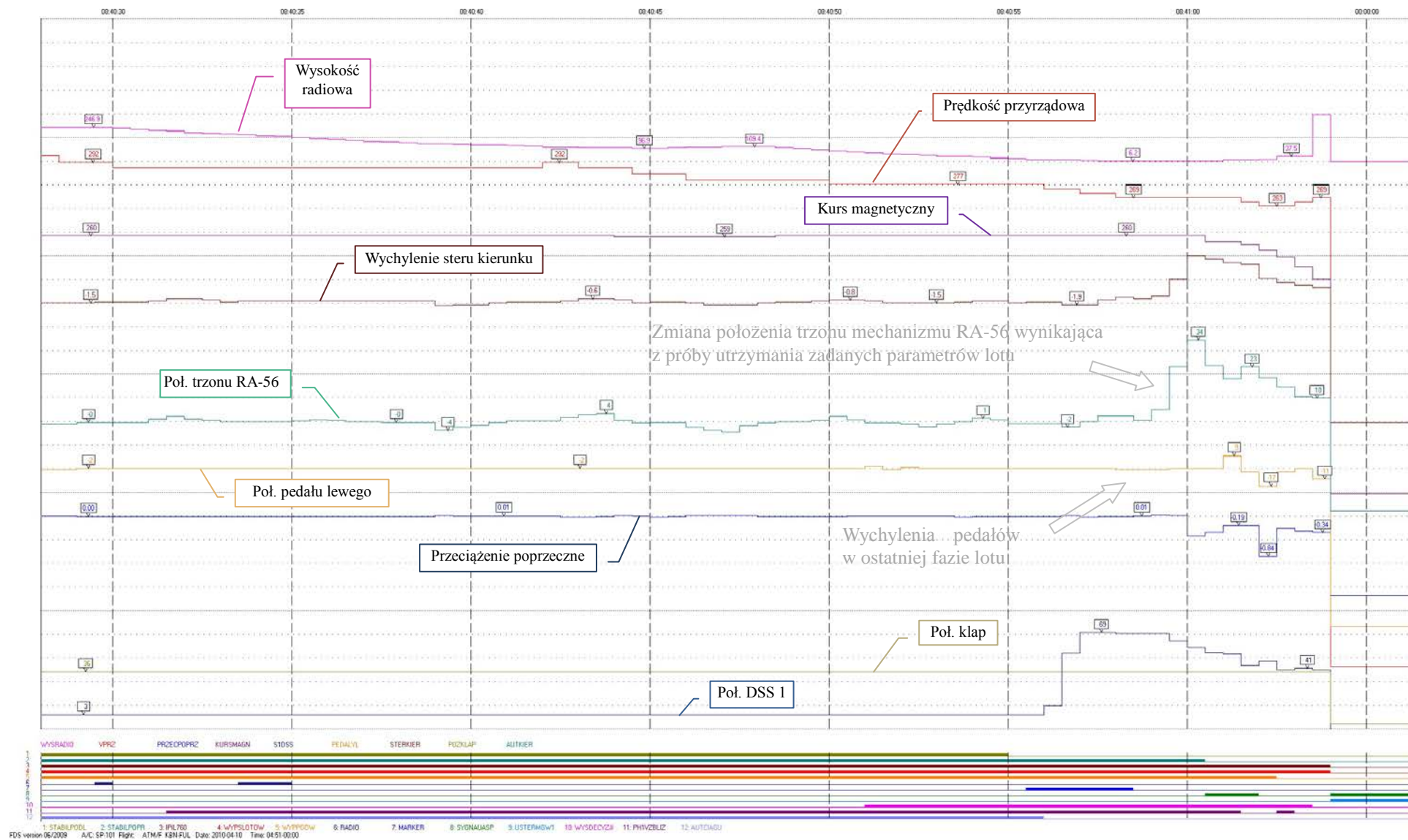
Rys. 22 Przebieg wybranych parametrów w czasie zajęcia do lądowania – kanał poprzeczny – sterowanie lotkami.



Rys. 23 Przebieg wybranych parametrów na ścieżce podejścia do lądowania – kanał poprzeczny – sterowanie lotkami.



Rys. 24 Przebieg wybranych parametrów w czasie zajścia do lądowania – kanał poprzeczny – ster kierunku.



Rys. 25 Przebieg wybranych parametrów na ścieżce podejścia do lądowania – kanał poprzeczny – ster kierunku.

Wnioski dotyczące lotu z 10.04.2010 r.

1. Załoga nie przygotowała układu ABSU w sposób umożliwiający zadziałanie automatycznego odejścia na drugi krąg – brak w zapisie śladu odłączenia automatycznego sterowania w kanale podłużnym.
2. Układ automatycznego sterowania nie został odłączony, przyciskiem na wolancie, przed ściągnięciem wolantu na siebie w chwili zainicjowania odejścia na drugi krąg.
3. Układ automatycznego sterowania został odłączony przemieszczeniem kolumny wolantu i obrotem wolantu.
4. Najprawdopodobniej kanał boczny układu automatycznego sterowania pracował na zakresie stabilizacji linii drogi – współpracował z systemem FMS.
5. Wciśnięcie przycisku „ODEJŚCIE” nie pozostawia śladu na zapisie MSRP / ATM-QAR, jeśli zakres odejścia nie aktywuje się.
6. Skuteczne odejście na drugi krąg przy parametrach, jakie miał samolot wymagała zainicjowania procedury na wysokości powyżej 35 m nad przeszkodami terenowymi. (przy założeniu, że procedura przeprowadzona byłaby prawidłowo – właściwy kąt natarcia, praca silników na zakresie startowym).
7. Tuż po zadziałaniu sygnalizacji wysokości ustawionej na RW nastąpiło niewielkie przemieszczenie kolumny wolantu (na siebie) bez odłączenia zakresu automatycznego sterowania – układ ABSU zareagował korektą wysunięcia trzonu mechanizmu RA-56 w kanale podłużnym.
8. Wychylenia lewego steru wysokości na 1,5 s przed zderzeniem samolotu z ziemią mogą świadczyć o jego uszkodzeniu lub uszkodzeniu układu pomiarowego.
9. Wychylenie lewej lotki-interceptora po uderzeniu w drzewo świadczy o uszkodzeniu układu pomiarowego lub mechanizmu odpowiedzialnego za jego wychylenie.
10. Po przestawieniu DSS na zakres startowy nastąpiło ich cofanie, co może świadczyć, że nikt nie kontrolował ich pozycji. Hamulce utrzymujące DSS w ustawionym położeniu były zwolnione gdyż wcześniej załączony był automat ciągu.

7.2. Analiza pracy instalacji elektrycznej.

Na samolocie występują następujące układy zasilania elektrycznego:

- Główny układ zasilania elektrycznego trójfazowym prądem przemiennym o napięciu 115/200 V i stałej częstotliwości 400 Hz;
Źródłami zasilania dla tego układu są trzy prądnice typu GT40PCz6 zamontowane po jednej na każdym silniku. W momencie wyłączenia prądnicy ręcznie lub automatycznie rejestrowany jest sygnał odłączenia danej prądnicy od sieci (G1NIESPR, G2NIESPR, G3NIESPR).
Niesprawność układu jest sygnalizowana również w przypadku braku zasilania szyny lewej NPK z prądnicy nr 1 lub szyny prawej NPK z prądnicy nr 3 (NPKP3SIEC1, NPKL1SIEC3). W tych przypadkach układ automatycznie przełącza na zasilanie z drugiej prądnicy, co sygnalizowane jest na tablicy przyrządów – Rys. 26 oraz rejestrowane przez rejestrator. Awaryjnym źródłem dla głównego układu zasilania jest agregat TA-6A. Podczas włączenia agregatu rejestrowany jest sygnał - STARTWSU,
- Wtórny układ zasilania elektrycznego prądem przemiennym o napięciu 36 V i stałej częstotliwości 400 Hz.
Źródłami zasilania układu są dwa transformatory Typu TS330SO4B zasilane z głównego układu zasilania elektrycznego trójfazowym prądem przemiennym (prądnic). Zasilanie transformatorów odbywa się z lewej oraz prawej szyny NPK. Podczas awarii jednego z transformatorów sieć uszkodzonego transformatora automatycznie lub ręcznie jest przełączana do transformatora sprawnego.
Podczas normalnej pracy szyna lewa napięcia 36V zasilana jest z transformatora nr 1. W warunkach awaryjnych do szyny automatycznie podłączana jest przetwornica PTS-250 nr 2, która jest awaryjnym źródłem zasilania dla tego układu. Analogicznie zasilana jest szyna prawa z transformatora nr 2 i w warunkach awaryjnych z przetwornicy PTS-250 nr 1, ponadto przetwornica ta służy do zasilania sztucznego horyzontu AGR w normalnych warunkach jego pracy.
- Wtórny układ zasilania elektrycznego prądem stałym o napięciu 27 V. Układ składa się z dwóch sieci: lewej i prawej. Źródłami zasilania są prostowniki WU-6B nr 1 dla sieci lewej i nr 2 dla sieci prawej. W układzie zamontowany jest rezerwowy prostownik, który w razie uszkodzenia automatycznie podłącza się do lewej lub prawej sieci w miejsce uszkodzonego WU. Prostowniki WU-6B zasilane są z odpowiednich szyn głównego zasilania 115/200V. Awaryjnym źródłem zasilania dla tego układu są cztery akumulatory pokładowe.
Rejestrator rejestruje, jako sygnał analogowy wartość napięcia na lewej szynie 27V oraz jako sygnał dyskretny obecność napięcia 27V na szynie prawej.

Praca instalacji elektrycznej samolotu Tu-154M jest monitorowana przez system MSRP za pomocą następujących parametrów:

Tabela 4 Parametry analogowe instalacji elektrycznej.

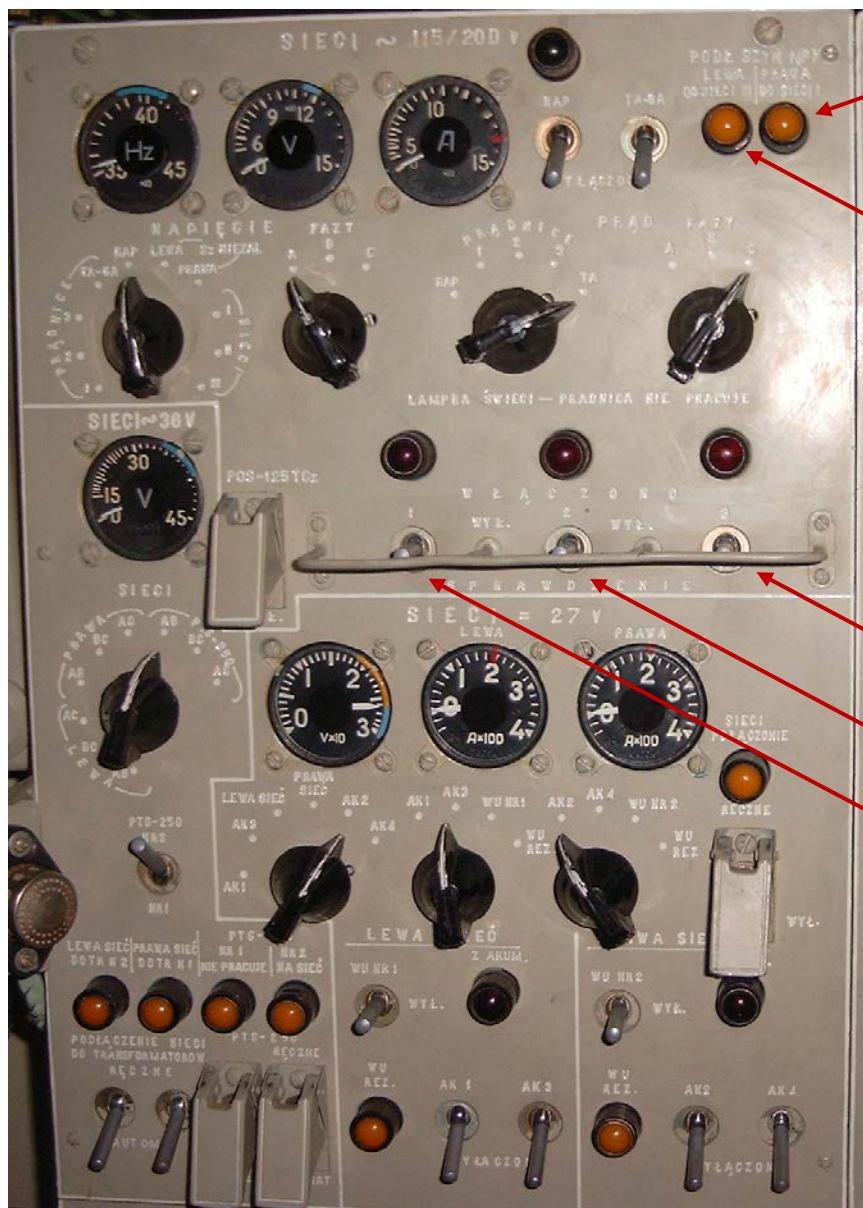
Lp.	Opis	Mnemonik
1	Napięcie w sieci 27V – rejestrowana jest wartość napięcia na prawej tablicy AZS układu zasilania 27V	TABPL27V

Tabela 5 Parametry dyskretne instalacji elektrycznej.

Lp.	Opis	Mnemonik
1	Przełączenie zasilania szyny NPK ⁶ prawej sieci na sieć nr 1	NPKP3SIEC1
2	Przełączenie zasilania szyny NPK lewej sieci na sieć nr 3	NPKL1SIEC3
3	Odłączenie prądnicy nr 3 od sieci	G3NIESPR
4	Odłączenie prądnicy nr 2 od sieci	G2NIESPR
5	Odłączenie prądnicy nr 1 od sieci	G1NIESPR
6	Obecność napięcia 27V na lewej tablicy AZS ⁷	TABLAZS27V
7	Napięcie 36V na szynie przetwornicy PTS-250 nr 1	SZYNAWA36V
8	Napięcie 36V na szynie lewej (przetwornicy PTS-250 nr 2)	LSIEC36V
9	Napięcie 36V na szynie prawej	SIECPR36V

⁶ NPK – Nawigacyjno Pilotażnyj Kompleks

⁷ AZS – Automat Zabezpieczenia Sieci



Przełączenie zasilania szyny NPK prawej sieci na sieć nr 1 (NPKP3SIEC1)

Przełączenie zasilania szyny NPK lewej sieci na sieć nr 3 (NPKL1SIEC3);

Odłączenie prądnicy nr 3 od sieci (G3NIESPR)

Odłączenie prądnicy nr 2 od sieci (G2NIESPR)

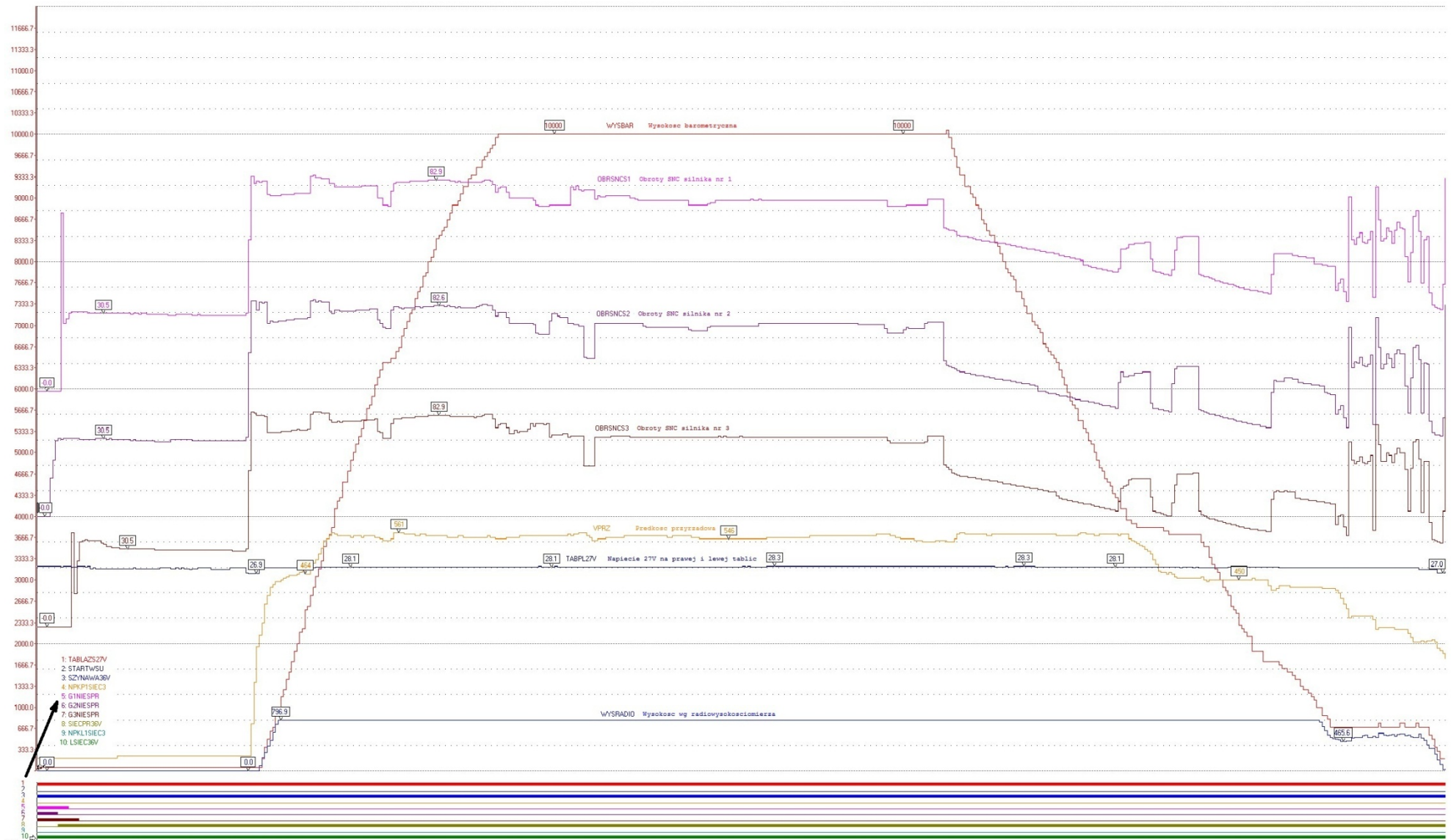
Odłączenie prądnicy nr 1 od sieci (G1NIESPR)

Rys. 26. Tablica sterowania układem elektroenergetycznym samolotu Tu-154M (inżynier pokładowy).

Tabela 6 Ograniczenia eksploatacyjne dla instalacji elektrycznej.

Nazwa parametru	Jednostka miary	Min.	Nom.	MAX.
1) Główny (pierwotny układ zasilania elektrycznego)				
a) napięcie:				
– źródła naziemnego, prądnicy TA-6A;	V	117	119	121
– sieci pokładowej 115/200V	V	117	119	121
b) częstotliwość:				
– źródła naziemnego, prądnicy, prądnicy TA-6A;	Hz	390	400	410
– sieci pokładowej 115/200V	Hz	390	400	410
c) prąd obciążenia:				
– źródła naziemnego;	A	> 0	-	170
– prądnicy;	A	> 0	-	110
– prądnicy przy włączonym układzie przeciwołodziennym slotów;	A	> 0	-	138
– prądnica TA-6A:				
• z włączonym odbiorem powietrza na klimatyzację;	A	> 0	-	110
• z odbiorem powietrza na rozruch silnika;	A	> 0	-	110
• z włączonym odbiorem powietrza na klimatyzację i rozruch silnika przy temp. powietrza $\geq 30^{\circ}\text{C}$	A	---	-	70
• podczas lotu.	A	0	-	138
2) Wtórne układy zasilania elektrycznego:				
a) napięcie sieci przy zasilaniu:				
– z transformatorów;	V	35	36	39.5
– z przetwornicy pts-250;	V	33.5	36	39.5
– z prostowników;	V	27	28	30
– z akumulatorów.	V	20	-	25
b) napięcie akumulatorów:				
– podczas sprawdzania przed włączeniem do sieci;	V	26	-	-
– podczas sprawdzania pod obciążeniem;	V	24	-	-
– podczas lotu	V	24	-	-

c) prąd obciążenia:				
– prostownika;	A	> 0	-	200
– akumulatorów	A	90	-	100
– prąd ładowania akumulatorów.	A	-	-	25
3) Czas lotu przy zasilaniu sieci z akumulatorów.	min	-	-	30
4) Czas zniżania do wysokości 3000 m i rozruch TA-6A przy awarii trzech prądnic lub trzech silników.	min	-	-	11



FDS version 06/2009 A/C: SP-101 Flight: 0000/F QAR-LOT Date: 2010-04-10 Time: 07:14:08.41

Rys. 27 Przebieg parametrów lotu dla instalacji elektrycznej.

Wnioski:

1. Podczas lotu w dniu 10.04.2010 r. prądnice zasilające główny układ zasilania elektrycznego trójfazowym prądem przemiennym o napięciu 115/200 V i stałej częstotliwości 400 Hz, zostały podłączone do sieci bezpośrednio po uruchomieniu odpowiednio każdego z silników w kolejności, silnik nr 2 – prądnica nr 2, silnik nr 1 – prądnica nr 1 oraz silnik nr 3 – prądnica nr 3. Podczas lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o odłączeniu automatycznym lub przez załogę którejkolwiek z prądnic od sieci, co świadczy, że układ był zasilany zgodnie z warunkami technicznymi w ciągu całego lotu.
2. Podczas lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o zmianie konfiguracji zasilania lewej oraz prawej szyny NPK. Szyny przez cały lot były zasilane zgodnie z warunkami technicznymi.
3. Podczas całego lotu nie wystąpił sygnał świadczący o uruchomieniu awaryjnego źródła zasilania - agregatu TA-6A.
4. Podczas lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o nieprawidłowym działaniu instalacji zasilania układów prądem o napięciu 36V oraz nie wystąpiły sygnały świadczące o automatycznym lub ręcznym uruchomieniu awaryjnych źródeł zasilania dla tego układu.
5. Podczas lotu w dniu 10.04.2010 r. nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności układu zasilania elektrycznego prądem stałym o napięciu 27 V, napięcie na szynie prawej znajdowało się w granicach zgodnych z WT oraz nie wystąpił sygnał braku napięcia na szynie lewej.

7.3. Instalacja przeciwooblodzeniowa samolotu Tu-154M.

- 1. Instalacja przeciwooblodzeniowa silników.** Usuwanie oblodzenia silników odbywa się poprzez ogrzewanie nosków chwytów powietrza, łopatek WNA I stopnia i kołpaka silnika gorącym powietrzem odbieranym od tego silnika. Podawanie powietrza do instalacji przeciwooblodzeniowej odbywa się po otwarciu zasłonki sterowanej elektromechanizmem. Każdy silnik posiada niezależną instalację przeciwooblodzeniową. Sterowanie elektromechanizmami zasłonek instalacji przeciwooblodzeniowej odbywa się wyłącznikiem „ZASŁONKI OGRZEWANIA S-K NR 1, S-K NR 2, S-K NR 3” znajdującymi się na tablicy mechanika pokładowego. Włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej każdego silnika sygnalizowane jest zaświeceniem żółtej lampki sygnalizacyjnej znajdującej się przy każdym wyłączniku. (Rys. 29). Rejestrator parametrów lotu MSRP rejestruje włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej wlotów silników – POBLWNA.
- 2. Instalacja przeciwooblodzeniowa skrzydeł i statecznika pionowego.** Noski centroplata środkowego i statecznika poziomego ogrzewane są gorącym powietrzem odbieranym z silników, które przez instalacje odbioru powietrza na potrzeby płatowca podawane jest do instalacji przeciwooblodzeniowej skrzydeł i statecznika poziomego przez dwie zasłonki odcinające, sterowane jednym wyłącznikiem „ZASŁONKI OGRZEWANIA STATECZ. POZIOM. I SKRZYDEŁ”. Otwarte położenie zasłonek sygnalizowane jest świeceniem dwóch żółtych lampek „LEWA” i „PRAWA” zabudowanych nad wyłącznikiem tego układu. (Rys. 2) Temperatura powietrza dochodzącego do instalacji przeciwooblodzeniowej kontrolowane jest dwoma termometrami „STATECZ. POZIOMY” oraz „SKRZYDŁO”. Rejestrator parametrów lotu MSRP rejestruje włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej skrzydeł i statecznika pionowego – sygnał POBLPLAT oraz sygnalizację oblodzenia płatowca - sygnał OBLWNAPLAT, który generowany jest przez sygnalizator oblodzenia SO-121WM z czujnikiem DSŁ-40 i blokiem elektroniki PE-11M.
- 3. Instalacja przeciwooblodzeniowa slotów.** Instalacja przeciwooblodzeniowa slotów jest instalacją elektryczną i składa się z:
 - Elementów grzejnych;
 - Mechanizmu programowego;
 - Elementów komutacyjnych;
 - Wyłącznika „SLOTY”;
 - Lampki sygnalizacyjnej „SLOTY” koloru żółtego.

Elementy sterowania znajdują się na tablicy mechanika pokładowego - Rys. 29. W skład elementów grzejnych wchodzi:

- Jeden podłużny „nóż grzejny” o działaniu ciągłym;
- Cztery sekcje o cyklicznym działaniu (38.5 s – nagrzewanie, 115.5s – chłodzenie)

Wszystkie elementy grzejne składają się z dwóch połączonych równolegle części – prawej oraz lewej.

Zasilanie instalacji przeciwooblodzeniowej slotów odbywa się z prądnicy nr 2 prądem przemiennym 115/200 V, 400 Hz.

Sterowanie instalacją przeciwooblodzeniową odbywa się wyłącznikiem „SLOTY” na tablicy mechanika pokładowego.

Kontrolę pracy instalacji wykonuje się przez obserwację cyklicznego świecenia żółtej lampki sygnalizacyjnej „SLOTY” i wychylenie wskazówki amperomierza. Sygnalizacja zaświeca się na 38.5 s z przerwą na chodzenie 115.5 s. Podczas lotu w warunkach oblodzenia instalacja może pracować bez ograniczeń. Podczas postoju na ziemi instalacja zabezpieczona jest wyłącznikiem krańcowym obciążenia podwozia.

4. Instalacja sygnalizacji oblodzenia.

Sygnalizator oblodzenia SO-121WM składa się z czujnika DSL-40 oraz bloku elektroniki PE-11M. Obecność oblodzenia sygnalizowane jest świeceniem czerwonej lampki sygnalizacyjnej „OBLODZENIE” rys nr 1. Kontrola sprawności układu realizowana jest przez układ wewnętrzny sygnalizatora oraz sygnalizowana świeceniem żółtej lampki z napisem „SPRAWNY”. Rejestrator parametrów lotu MSRP rejestruje sygnał zadziałania sygnalizacji oblodzenia – sygnał OBLWNAPLAT.

5. Instalacja przeciwooblodzeniowa odbiornika ciśnień powietrznych PPD⁸.

W celu zabezpieczenia PPD przed oblodzeniem w odbiornikach zainstalowano elektryczne elementy grzejne zasilane napięciem stałym 27V. Do sterowania ogrzewaniem służą trzy przełączniki OGRZEWANIE PPD PILOTÓW – I, II I MECHANIKA, ABSU. Przełączniki w położeniu środkowym wyłączają ogrzewanie, w położeniu górnym włączają, w położeniu dolnym wykonywane jest sprawdzenie ogrzewania sygnalizowane zielonymi lampkami pod przełącznikami. Rejestrator MSRP rejestruje włączenie tylko ogrzewania PPD I PILOTA (przełącznik zaznaczony czerwonym kółkiem na zdjęciu poniżej).

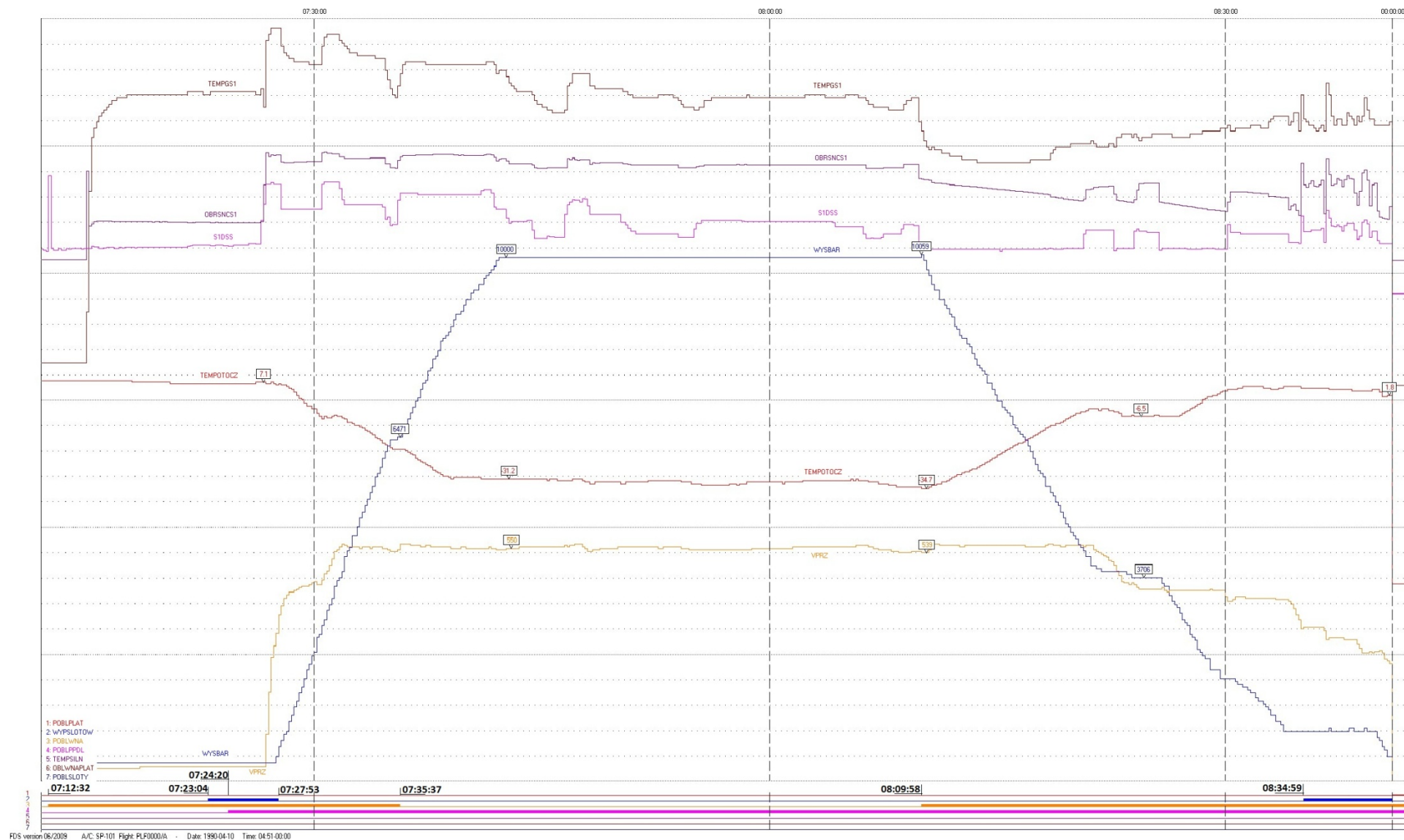


Rys. 28 Panel sterowania włączeniem i sprawdzaniem układu ogrzewania PPD

⁸ PPD – odbiornik ciśnień powietrznych



Rys. 29 Panel sterowania instalacją przeciwołódzeniową samolotu Tu-154M.



Rys. 30 Przebieg parametrów lotu dla instalacji przeciwbłodzeniowej.

Wnioski.

1. Instalacja przeciwooblodzeniowa slotów nie była włączana przez cały lot.
2. Instalacja przeciwooblodzeniowa wlotów WNA była włączona od godz. 07:12:32 bezpośrednio przed uruchomieniem silników i pracowała bez przerw do momentu wyłączenia o godz. 07:35:37 podczas wznoszenia na wysokości 6471 m. Pozostała faza wznoszenia oraz cały przelot na wysokości 10000 m realizowany był bez włączonej instalacji. Drugi raz włączenie nastąpiło o godz. 08:09:58 na wysokości 10000 m bezpośrednio przed rozpoczęciem zniżania do lądowania i instalacja była włączona do momentu wypadku.
3. Instalacja ogrzewania PPD pierwszego pilota włączona została o godz. 07:24:20 przed startem i pozostała włączona do momentu wypadku.
4. Podczas lotu w dniu 10.04.2010 r. instalacje przeciwooblodzeniowe działały zgodnie z warunkami technicznymi oraz podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały oblodzenia zarejestrowane przez rejestrator.

7.4. Sprawność przyrządów pokładowych na podstawie analizy zapisu wybranych parametrów lotu

System MSRP tylko w zakresie podstawowym pozwala na wykonanie analizy działania przyrządów pokładowych. Jest to wynikiem bardzo ograniczonego zestawu parametrów rejestrowanych przez ten system.

Wskaźnik radiowysokościomierza RW-5MD1: radiowysokościomierz RW-5MD1 służy do pomiaru wysokości rzeczywistej w zakresie od 0-750[m] z dokładnością $\pm 0,6$ [m] na wysokościach do 10[m] i 6 % w pozostałym zakresie oraz wypracowania sygnalizacji świetlnej oraz dźwiękowej przy przekroczeniu niebezpiecznej wysokości lotu ustawionej przez załogę na wskaźniku wysokości. Sygnalizacja świetlna niebezpiecznej wysokości wyświetlana jest na wskaźniku za pomocą lampki koloru żółtego natomiast dźwiękowa słyszana jest w głośnikach w kabinie załogi oraz w słuchawkach załogi.

Sztuczny horyzont PKP-1: pokazuje położenie (przechylenie i pochylenie) samolotu względem horyzontu oraz zawiera wskaźniki systemu dyrektywnego odnoszącego się do wskazań VOR i ILS.

Wysokościomierz systemu WBE-SWS. System WBE-SWS przeznaczony jest do:

- pomiaru, obliczenia i podania do systemów pokładowych informacji o wysokości bezwzględnej i względnej, prędkości przyrządowej i rzeczywistej, prędkości pionowej, liczbie M oraz temperaturze i ciśnieniu całkowitym i statycznym;
- zobrazowania w metrach lub stopach wysokości względnej;
- ręcznego ustawienia, zobrazowania (w stopach lub metrach) oraz wydanie sygnału elektrycznego zadanej wysokości lotu (poziomu);
- ręcznego ustawienia i zobrazowanie w hPa ciśnienia atmosferycznego oraz sygnalizację o ustawieniu ciśnienia 1013.25[hPa];
- sygnalizacji wizualną o locie na wysokości poniżej 1000[m];
- sygnalizacji wizualną o odchyleniu od zadanego poziomu lotu w zakresie 60-150[m];
- sygnalizacji wizualnej oraz wydania sygnału jednorazowego o odchyleniu od zadanego poziomu lotu powyżej 150[m];
- wydania sygnału dla sygnalizacji dźwiękowej przy wejściu w strefę 150[m] do zadanej wysokości lotu i przy wyjściu ze strefy 60[m] od zadanej wysokości lotu.



PKP-1 lewe

Tablica przyrządów dowódcy załogi – pierwszego pilota

Sygnalizacja braku gotowości lub niesprawność **RADIOWYSOKOŚCIOMIERZA RW-5** – rejestrowany sygnał braku tej sygnalizacji (SPRRW5NR1, SPRRW5NR2)

RW-5 nr 1

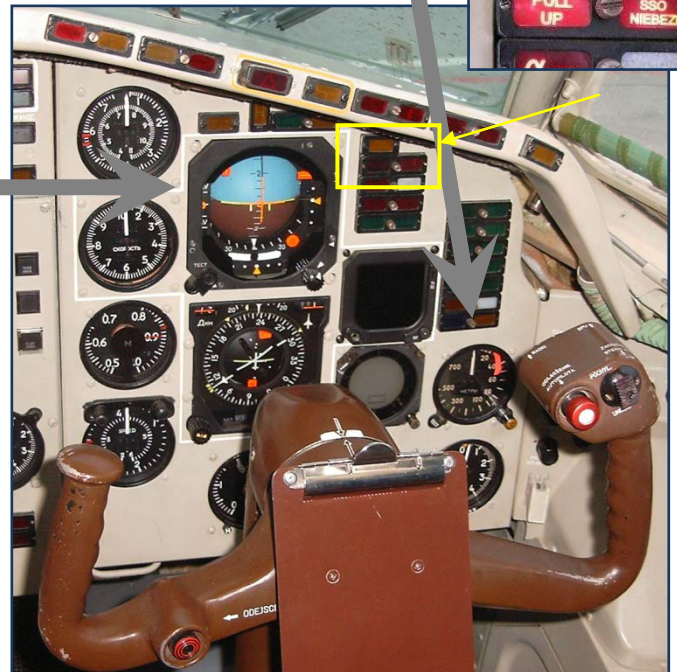


RW-5 nr 2



PKP-1 prawe

Sygnalizacja braku gotowości lub niesprawność **SZTUCZNEGO HORYZONTU** – rejestrowany sygnał braku tej sygnalizacji (SPRHORP, SPRHORL)



Tablica przyrządów drugiego pilota

Rys. 31. Sygnalizacja braku gotowości lub niesprawność SZTUCZNEGO HORYZONTU oraz braku gotowości lub niesprawność RADIOWYSOKOŚCIOMIERZA RW-5 na prawej i lewej tablicy przyrządów oraz sygnalizacja BRAK KONTROLI AG

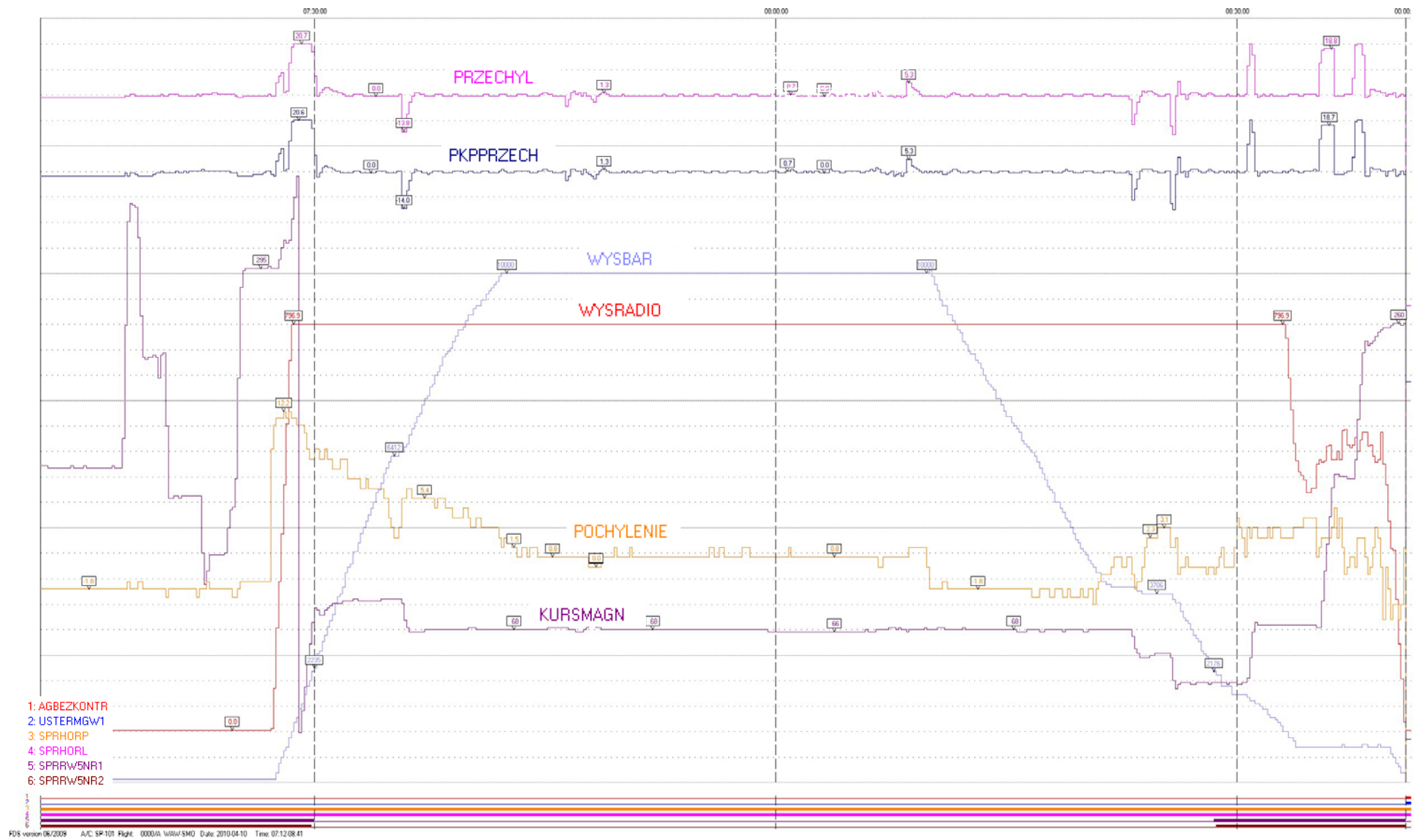
Rejestrator MSRP rejestruje następujące parametry na podstawie, których można dokonać oceny sprawności niektórych przyrządów pokładowych:

Tabela 7 Parametry analogowe

Lp.	Parametr	Zakres pomiarowy		Jednostka miary	Typ nadajnika	Mnemonik
		od	do			
1.	Kąt przechylenia z lewego PKP	- 82,5	+82,5	°	PKP-1	PRZECHYL
2.	Kurs żyromagnetyczny	0	360	°	TKS-P2	KURSMAGN
3.	Kąt pochylenia z MGW nr 3	- 83	83	°	MGW-1SK	POCHYLENIE
4.	Kąt przechylenia prawego PKP	- 82,5	+ 82,5	°	PKP-1	PKPPRZECH

Tabela 8 Parametry dyskretne (dwustanowe):

Lp.	Parametr	Uwagi	Mnemonik
1.	Gotowość sztucznego horyzontu lewego - sygnalizacja sprawności sztucznego horyzontu, brak sygnału świadczy o pojawieniu się czerwonej chorągiewki „AG” na wskaźniku PKP-1 lewej tablicy przyrządów	Sygnał z bloku BKK - 18	SPRHORL
2.	Gotowość sztucznego horyzontu prawego - sygnalizacja sprawności sztucznego horyzontu, brak sygnału świadczy o pojawieniu się czerwonej chorągiewki „AG” na wskaźniku PKP-1 prawej tablicy przyrządów	Sygnał z bloku BKK - 18	SPRHORP
3.	Sprawność RW nr 1 – sygnał generowany przez układ wewnętrznej kontroli radiowysokościomierza	Sygnał z RW nr 1	SPRRW5NR1
4.	Sprawność RW nr 2– sygnał generowany przez układ wewnętrznej kontroli radiowysokościomierza	Sygnał z RW nr 2	SPRRW5NR2
5.	Brak kontroli sztucznych horyzontów – świadczy o braku zasilania elektrycznego lub niesprawność bloku kontroli przechylenia BKK-18. Oznakami jest pojawienie się sygnalizacji „BRAK KONTR. AG” na tablicy przyrządów I i II pilota lub pojawieniu się chorągiewek „AG” na obu wskaźnikach PKP-1.	Sygnał z bloku BKK - 18	AGBEZKONTR
6.	Usterka pionu żyroskopowego MGW nr 1 – sygnał świadczący o niesprawności pionu żyroskopowego MGW	Sygnał z bloku BKK - 18	USTERMGW1



Rys. 32 Przebieg parametrów lotu dla wybranych przyrządów pokładowych.

Wnioski:

1. Podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności sztucznych horyzontów na lewej oraz prawej tablicy przyrządów oraz nie wystąpił sygnał niesprawności pionu żyroskopowego MGW kontrolnego.
2. Podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności radiowysokościomierzy RW-5 na lewej oraz prawej tablicy przyrządów.
3. Podczas całego lotu nie wystąpił sygnał świadczący o niesprawności bloku kontroli przechylenia BKK-18.
4. Podczas całego lotu różnica wskazań kąta przechylenia na wskaźnikach PKP-1 na lewej i PKP-1 na prawej tablicy przyrządów nie wskazywała na niesprawność lub niewłaściwe działanie żadnego ze wskaźników.
5. Podczas całego lotu wskazania kątów pochylenia oraz kursu miały charakter ciągły bez skokowych zmian o wartości świadczącej o niesprawności nadajników tych sygnałów.
6. Zmiany wszystkich parametrów wiarygodnie odwzorowują położenie samolotu względem osi geometrycznych.

7.5.Instalacja hydrauliczna

W wyniku uderzenia o godz 08:40:59.375 w dużą brzozę oderwana została końcówka lewego skrzydła o długości 6,1 m wraz z lewą lotką i ostatnimi dwoma segmentami slotów. Oderwanie tego fragmentu skrzydła nastąpiło pomiędzy wręgami nr 27 i 28. Utracie lewej lotki towarzyszyła utrata poruszającego nią lewego mechanizmu wykonawczego (bloku siłowników) RP-55-2A co spowodowało rozszczelnienie wszystkich trzech instalacji hydraulicznych samolotu. Ponadto została uszkodzona lewa lotka-interceptor. Sloty napędzane są elektrycznie.

Rejestrator MSRP/ATM-QAR zawiera wiarygodny zapis parametrów lotu do 08:41:07.

Samolot Tu-154M nr 101 jest wyposażony w trzy samodzielne instalacje hydrauliczne, działające niezależnie od siebie. Instalacje te obsługują następujące elementy sterowania samolotem:

Instalacja hydrauliczna nr 1 zapewnia:

- sterowanie klapami (pierwszy podkanał);
- sterowanie interceptorami;
- sterowanie spoilerami, lotkami, sterem wysokości, sterem kierunku (pierwszy kanał);
- sterowanie mechanizmami sterującymi RA-56 lotek, steru wysokości, steru kierunku (pierwszy kanał).

Instalacja hydrauliczna nr 2 zapewnia:

- sterowanie klapami (drugi podkanał);
- sterowanie spoilerami lotek, lotkami, sterem wysokości, sterem kierunku (drugi kanał);
- sterowanie mechanizmami sterującymi RA-56 lotek, steru wysokości, steru kierunku (drugi kanał).

Instalacja hydrauliczna nr 3 zapewnia:

- sterowanie spoilerami lotek, lotkami, sterem wysokości, sterem kierunku (trzeci kanał);
- sterowanie mechanizmami sterującymi RA-56 lotek, steru wysokości, steru kierunku (trzeci kanał).

Rozszczelnienie wszystkich trzech instalacji hydraulicznych na lewym skrzydle spowodowało wypływanie płynu z tych instalacji.

W rejestratorze MSRP/ATM-QAR zapisywane są sygnały informujące o niesprawności instalacji hydraulicznych nr 1, 2 i 3 w postaci sygnałów jednorazowych. Są to kanały:

Tabela 9 Parametry dyskretne

Lp.	Mnemonik	Opis
1	PH1VZBLIZ	rejestruje nadmierny spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr1 i sygnalizację zbliżania do ziemi od systemu TAWS
2	PH2	rejestruje nadmierny spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr2
3	PH3	rejestruje nadmierny spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr3

PH1VZBLIZ – sygnał w tym kanale oznacza spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 1 do wartości poniżej 100 kg/cm². Sygnał przekazywany jest z instalacji hydraulicznej z sygnalizatora ciśnienia MST100. Spadek ciśnienia sygnalizowany jest też na lewej tablicy przyrządów oraz na tablicy technika pokładowego.

Rejestracja sygnału w tym kanale może również oznaczać pojawienie się komunikatu systemu TAWS ostrzegającego przed niebezpieczeństwem zderzenia się z ziemią. Komenda rejestrowana jest przy wygenerowaniu przez system TAWS jednej z komend ostrzegawczych.

PH2 – sygnał w tym kanale oznacza spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 2 do wartości poniżej 100 kg/cm². Sygnał przekazywany jest z instalacji hydraulicznej z sygnalizatora ciśnienia MST100. Spadek ciśnienia sygnalizowany jest też na lewej tablicy przyrządów oraz na tablicy technika pokładowego.

PH3 – sygnał w tym kanale oznacza spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej nr 3 do wartości poniżej 100 kg/cm². Sygnał przekazywany jest z instalacji hydraulicznej z sygnalizatora ciśnienia MST100. Spadek ciśnienia sygnalizowany jest też na lewej tablicy przyrządów oraz na tablicy technika pokładowego.

W kanale PH1VZBLIZ zarejestrowano wystąpienie sygnału dyskretnego:

- w przedziale czasu 08:40:06 – 08:40:12 sygnał o wartości 1,
- w przedziale czasu 08:40:31,5 – 08:41:01,5 sygnał o wartości 1,
- w przedziale czasu 08:41:02,5 - 08:41:03 sygnał o wartości 1.

System TAWS w przedziale czasu 08:40:06 – 08:41:01.5 wygenerował serie komunikatów ostrzegawczych opisanych w „Raportie z odzyskania danych TAWS”. Komunikaty ostrzegawcze systemu TAWS zarejestrowane zostały również w rejestratorze MARS-BM. Powyższe jest potwierdzeniem, że pierwsze dwa sygnały pochodzą z systemu TAWS.

Przyczyna trzeciego sygnału dyskretnego PH1VZBLIZ trwającego 0.5 sek, który został zarejestrowany przez rejestratory MSRP/ATM-QAR o godz. 08:41:02.5 nie może być wyjaśniona jednoznacznie, ponieważ:

- w rejestrach pamięci systemu TAWS nie stwierdzono występowania komunikatu ostrzegawczego w tym czasie,
- w pozostałych dwóch instalacjach hydraulicznych, posiadających bardzo zbliżone uszkodzenia, nie zarejestrowano nadmiernego spadku ciśnienia,
- sygnał PH1VZBLIZ ustąpił przed końcem rejestracji.

Ponadto rejestrator MSRP/ATM-QAR zapisuje informacje pozwalające ocenić zgodność między ruchami wolantu i autopilota, a wychyleniami płaszczyzn sterujących samolotu. Są to następujące kanały:

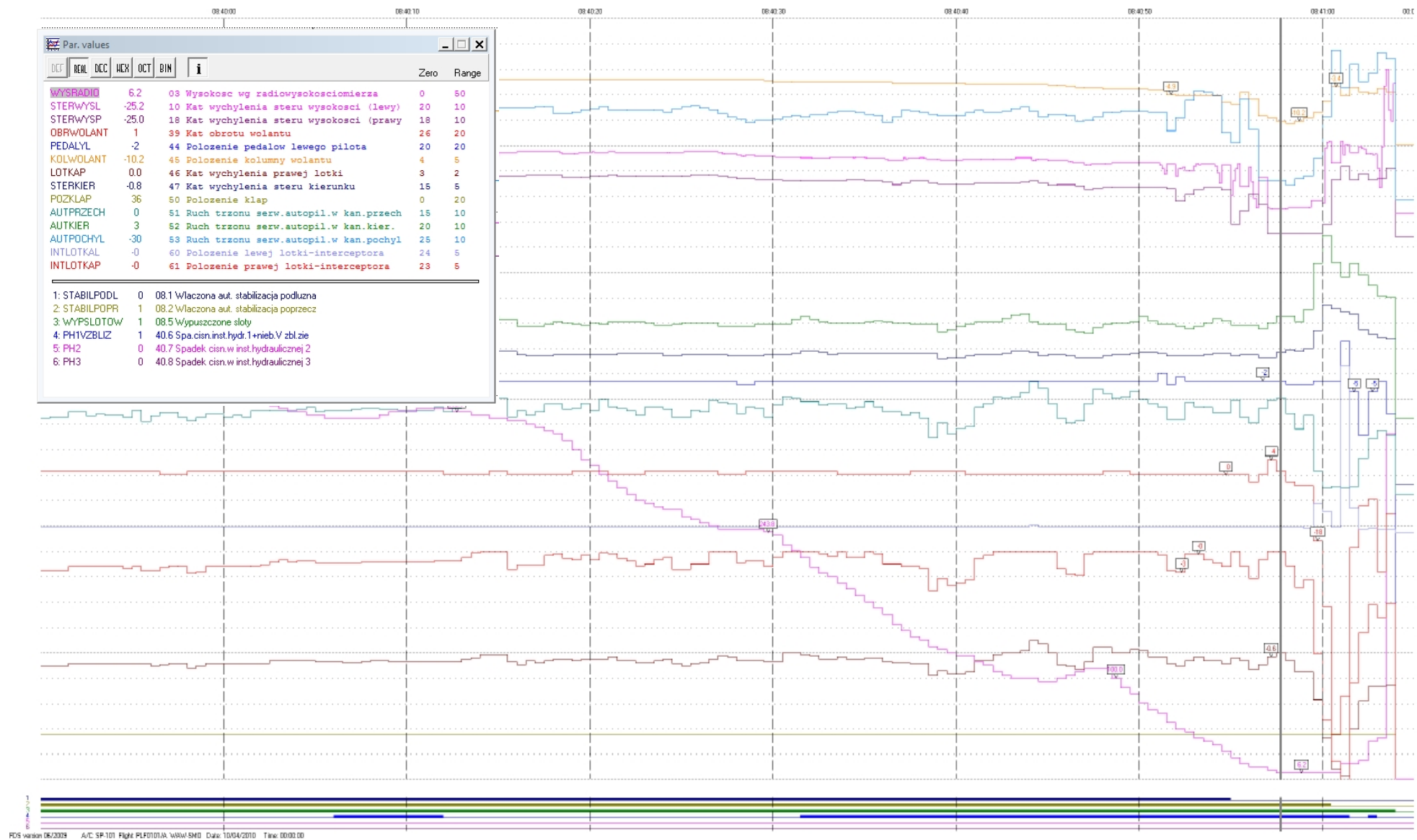
Tabela 10 Parametry lotu do oceny pracy inst. Hydraulicznej.

Lp	Mnemonik	Opis
1	PEDALYL	położenie lewego pedału lewego pilota
2	KOLWOLANT	położenie kolumny wolantu
3	OBRWOLANT	kąt obrotu wolantu
4	AUTPRZECH	ruch trzonu serwa autopilota w kanale przechylenia
5	AUTKIER	ruch trzonu serwa autopilota w kanale kierunku
6	AUTPOCHYL	ruch trzonu serwa autopilota w kanale pochylenia
7	STABILPOPR	włączona automatyczna stabilizacja poprzeczna
8	STABILPODL	włączona automatyczna stabilizacja podłużna
9	STERWYSL	kąt wychylenia steru wysokości (lewy)
10	STERWYSP	kąt wychylenia steru wysokości (prawy)
11	STERKIER	kąt wychylenia steru kierunku
12	LOTKAP	kąt wychylenia prawej lotki

13	INTLOTKAL	położenie lewej lotki-interceptora
14	INTLOTKALP	położenie prawej lotki-interceptora
15	POZKLAP	położenie klap
16	WYPSLOTOW	wypuszczone sloty

Porównano zmianę parametrów w kanałach:

- OBRWOLANT, AUTOPRZECH, LOTKAP przy aktywnym sygnale STABILPOPR,
- OLWOLANT, AUTOPOCHYL, STERWYSL, STERWYSP przy aktywnym sygnale STABILPODL,
- PEDALYL, AUTKIER, STERKIER.



Rys. 33 Praca instalacji hydraulicznej na podstawie płaszczyzn sterowych.

Wnioski:

1. W przedziale czasu od startu do 08:41:03 w kanałach PH1VZBLIZ, PH2 i PH3 nie pojawiły się sygnały świadczące o niesprawności którejkolwiek z trzech instalacji hydraulicznych. Jest to zgodne z zapisami MARS, w których nie ma głosowego meldunku technika pokładowego o niesprawności instalacji hydraulicznej.
2. Stwierdzono, że w całym zakresie od startu do 08:41:03:
 - wychylenia prawej lotki są zgodne z ruchami wolantu i mechanizmu wykonawczego autopilota,
 - wychylenia steru wysokości są zgodne z ruchami kolumny wolantu i mechanizmu wykonawczego autopilota,
 - wychylenia steru kierunku są zgodne z ruchami pedałów i mechanizmu wykonawczego autopilota.
3. Porównano zmianę parametrów w kanale POZKLAP. Stwierdzono, że w całym zakresie 08:40:59 – 08:41:03 położenie klap nie ulega zmianie.
4. Porównano zmianę parametrów w kanale WYPSLOTOW. Stwierdzono, że w całym zakresie 08:40:59 – 08:41:03 sloty były wsunięte.
5. W przedziale czasowym 08:40:59 – 08:41:03 nie ma rozbieżności pomiędzy ruchami wolantu i pedałów, a reakcją płaszczyzn sterowych samolotu, co oznacza, że instalacje hydrauliczne do końca zapewniały prawidłowe sterowanie samolotem.
6. Wychylone klapy samolotu, pomimo uszkodzeń poszycia, funkcjonowały poprawnie do momentu zderzenia z ziemią, natomiast po godzinie 08:40:59 sloty już nie pracowały prawidłowo - w wyniku zderzeń z drzewami sloty zostały w znacznym stopniu uszkodzone.

8. Chronologiczny zapis zdarzeń z rejestratora parametrów lotu.

Uwaga: wszystkie czasy wg. rejestratora ATM-QAR.

Dla uzyskania czasu rejestratora MARS, należy do czasu ATM-QAR dodać 3[sek].

04:52:35 – początek zapisu ATM-QAR,
04:52:36 – kurs magnetyczny KURSMAGN=78[deg], TEMPOTOCZ=11.2[C],
04:52:38 – rozpoczęcie wypchania z hangaru, wzrost ciśnienia w instalacji hydraulicznej #1,
04:59:44 – zakończenie wypchania z hangaru, KURSMAGN=169[deg],
05:05:27 – załączenie instalacji przeciwołodziowej silników UKR_15.3=48 (POBLWNA),
05:05:45 – uruchomienie silnika #1,
05:06:31 – uruchomienie silnika #2,
05:06:39 – podłączenie prądnicy No#2 UKR_36.2=127 (G2NIESPR),
05:06:59 – odłączenie prądnicy No#2 UKR_36.2=254 (G2NIESPR),
05:07:04 – wyłączenie instalacji przeciwołodziowej silników UKR_15.3=16 (POBLWNA),
05:07:12 – wyłączenie silnika #2,
05:07:56 – wyłączenie silnika #1,
05:10:50 – uruchomienie silnika #1,
05:11:54 – uruchomienie silnika #2, TEMPOTOCZ=7.6[C],
05:12:22 – wyłączenie silnika #1,
05:13:07 – wyłączenie silnika #2,
05:13:10 – TEMPOTOCZ=7.6[C]
05:13:39 – uruchomienie silnika #3,
05:14:58 – podłączenie prądnicy No#3 UKR_36.3=223 (G3NIESPR),
05:15:02 – załączenie instalacji przeciwołodziowej silników UKR_15.3=48 (POBLWNA), -
jakie zalecenia do próby silników?
05:16:52 – uruchomienie silnika #1,
05:17:27 – podłączenie prądnicy No#1 UKR_36.1=96 (G1NIESPR),
05:17:52 – uruchomienie silnika #2,
05:18:20 – wyłączenie instalacji przeciwołodziowej silników UKR_15.3=48 (POBLWNA),
05:18:37 – podłączenie prądnicy No#2 UKR_36.2=32 (G2NIESPR),
05:20:10 – odłączenie prądnicy No#3 UKR_36.3=64 (G3NIESPR),
05:20:50 – wyłączenie silnika #3,
05:21:19 – odłączenie prądnicy No#1 UKR_36.1=191 (G1NIESPR),
05:22:40 – wyłączenie silnika #1,
05:23:03 – odłączenie prądnicy No#2 UKR_36.2=254 (G2NIESPR),
05:23:53 – wyłączenie silnika #2,
05:54:54 – spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej #1,
06:15:08 – wzrost ciśnienia w instalacji hydraulicznej #1,
06:41:07 – spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej #1,
07:12:00 – wzrost ciśnienia w instalacji hydraulicznej #1,
07:12:32 – załączenie instalacji przeciwołodziowej silników UKR_15.3=48 (POBLWNA),
07:14:17 – uruchomienie silnika #2,
07:14:48 – podłączenie prądnicy No#2 UKR_36.2=191 (G2NIESPR),
07:15:01 – uruchomienie silnika #1,

07:15:30 – podłączenie prądnicy No#1 UKR_36.1=64 (G1NIESPR),
07:15:44 – uruchomienie silnika #3,
07:16:12 – podłączenie prądnicy No#3 UKR_36.3=32 (G3NIESPR),
07:16:14 – sprawdzenie sterowania – obroty wolantu, kolumna wolantu, ster kierunku,
07:16:24 – zakończenie sprawdzania sterowania,
07:17:10 – ustawienie ciśnienia 760[mmHg] na SWS WBE dowódcy,
07:17:29 – wykołowanie ze stanowiska postojowego, kołowanie z kursami 333, 240, 96, 114
(dojazd do drogi kołowania TWY Z, dalej TWY Z, TWY A, TWY E),
07:17:57 – wyłączenie ciśnienia 760[mmHg] na SWS WBE dowódcy,
07:21:54 - 07:22:31 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO (dowódcy lub drugiego pilota), 6
razy nadawanie,
07:23:03 – wypuszczanie klap do pozycji POZKLAP=28[deg] podczas wjazdu na drogę kołowania
TWY E,
07:23:04 – wypuszczanie slotów,
07:24:00 – sprawdzenie sterowania – obroty wolantu,
07:24:04 – sprawdzenie sterowania – kolumna wolantu,
07:24:20 – załączenie ogrzewania nadajnika Pitota lewego,
07:25:27 – zajęcie pasa RWY29 i zatrzymanie samolotu,
07:25:35 – koniec sygnalizacji „Do startu nie gotów”,
07:26:34 – początek zwiększania mocy silników poprzez wypchnięcie manetek DSS,
TEMPOTOCZ=7.1[C],
07:26:47.5 – prędkość przyrządowa VPRZ=40[km/h],
07:26:50 – silniki osiągają moc startową OBRSNCS1=83.3[%], OBRSNCS2=84[%],
OBRSNCS3=83.8[%], VPRZ=65[km/h],
07:27:10 – wychylenie steru wysokości VPRZ=250[km/h],
07:27:14 – oderwanie samolotu, WYSRADIO=3.1[m], VPRZ=277[km/h],
POCHYLENIE=6.9[deg],
07:27:16.5 – rozpoczęcie chowania podwozia, WYSRADIO=6.2[m], VPRZ=300[km/h],
07:27:29.5 – rozpoczęcie chowania klap z pozycji 28[deg] do pozycji 15[deg], VPRZ=327[km/h],
WYSRADIO=128.1[m]
07:27:30 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs KURSMAG=310[deg],
07:27:39 – rozpoczęcie chowania klap z pozycji 15[deg] do pozycji 0[deg], VPRZ=364[km/h],
07:27:41 – rozpoczęcie chowania slotów,
07:27:45 – klapy schowane, VPRZ=389[km/h],
07:27:46 – zmniejszenie mocy silników, cofnięcie manetek DSS, WYSRADIO=296.9[m],
VPRZ=393[km/h],
07:27:53.5 – sloty schowane, VPRZ=414[km/h],
07:27:57 – ustawienie mocy silników na wartości OBRSNCS1=77.1[%], OBRSNCS2=76.5[%],
OBRSNCS3=76.2[%], VPRZ=418[km/h],
07:28:01 – rozpoczęcie lotu na kursie 310,
07:28:08.5 – załączenie stabilizacji podłużnej i poprzecznej, WYSBAR=625[m],
VPRZ=436[km/h],
07:28:21 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 80,
07:29:44 – ustawienie ciśnienia 760[mmHg] na SWS WBE dowódcy, VPRZ=464[km/h],
07:29:51 – wyłączenie radiowysokościomierza drugiego pilota, WYSBAR=2118[m],

07:29:59 – wyłączenie radiowysokościomierza dowódcy, WYSBAR=2176[m],
07:30:05 – rozpoczęcie lotu na kursie 80,
07:35:36 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 68,
07:35:38 – wyłączenie instalacji przeciwoślodzeniowej silników UKR_15.3=32 (POBLWNA),
07:42:13 – osiągnięcie poziomu przelotowego FL330, WYSBAR=10000[m], TEMPOTOCZ=-31.2[C],
07:58:53 – załączenie ręcznego sterowania zużyciem paliwa,
08:09:50 – cofnięcie manetek DSS do położenia „mały gaz”, TEMPOTOCZ=34.1[C],
08:09:53 – zmniejszenie pochylenia samolotu do POCHYLENIE=-1.8[deg], rozpoczęcie zniżania,
08:09:58 – załączenie instalacji przeciwoślodzeniowej silników UKR_15.3=48 (POBLWNA),
08:21:58 – zatrzymanie zniżania na wysokości WYSBAR=3824[m], VPRZ=536[km/h], TEMPOTOCZ=-3.5[deg C],
08:23:01 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 50,
08:23:29.5 – 08:25:33 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 12 razy nadawanie,
08:23:44 – rozpoczęcie lotu na kursie 50,
08:25:44 – wypuszczenie interceptorów wewnętrznych (hamulce aerodynamiczne), VPRZ=454[km/h], WYSBAR=3706[m],
08:25:36 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 34,
08:25:39.5 – zmniejszenie pochylenia samolotu do POCHYLENIE=-0.6[deg], rozpoczęcie dalszego zniżania, WYSBAR=3706[m],
08:26:20 – rozpoczęcie lotu na kursie 34,
08:27:53.5 – 08:28:10 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 2 razy nadawanie,
08:28:29 – załączenie radiowysokościomierza dowódcy, WYSBAR=2235[m],
08:28:32 – schowanie interceptorów wewnętrznych, VPRZ=450[km/h], WYSBAR=2176[m],
08:28:39 – załączenie radiowysokościomierza drugiego pilota, WYSBAR=2176[m],
08:28:44.5 – wyłączenie ciśnienia 760[mmHg] na SWS WBE dowódcy, WYSBAR=2176[m], WYSRADIO=796.9[m],
08:29:00.5 – 08:29:42.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 5 razy nadawanie,
08:30:07.5 – 08:30:31 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 3 razy nadawanie,
08:30:37 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 70,
08:30:44 – wyłączenie ręcznego sterowania zużyciem paliwa,
08:30:56 – wypuszczenie interceptorów wewnętrznych, VPRZ=436[km/h], WYSBAR=1611[m],
08:31:12.5 – rozpoczęcie lotu na kursie 70, TEMPOTOCZ=4.1[deg C],
08:32:00 – 08:32:06 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 2 razy nadawanie,
08:33:44 – 08:33:46 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,
08:33:53.5 – zatrzymanie zniżania na wysokości WYSBAR=688[m], VPRZ=429[km/h], TEMPOTOCZ=5.3[C],
08:33:55 – schowanie interceptorów wewnętrznych, VPRZ=429[km/h], WYSBAR=688[m],
08:34:20 – załączenie automatu ciągu, OBRSNCS1=38.6[%], OBRSNCS2=39[%], OBRSNCS3=40[%] VPRZ=421[km/h], WYSBAR=688[m],
08:34:53 – 08:35:29.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 5 razy nadawanie,
08:34:56 – podwozie wypuszczone, VPRZ=378[km/h], WYSRADIO=471.9[m],
08:34:58 – rozpoczęcie wypuszczania klap do pozycji 15[deg],
08:34:59.5 – rozpoczęcie wypuszczania slotów, VPRZ=371[km/h],
08:35:04.5 – kłapy wypuszczone na pozycje 15[deg],

08:35:12.5 – sloty wypuszczone,
08:35:22 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 165,
08:36:21 – rozpoczęcie lotu na kursie 165,
08:36:36 – rozpoczęcie wypuszczania klap z pozycji 15[deg] do pozycji 28[deg],
VPRZ=356[km/h],
08:36:42 – klapy wypuszczone na pozycje 28[deg],
08:37:04.5 – 08:37:04.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,
08:37:23 – 08:37:25.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,
08:37:34 – rozpoczęcie zakrętu na nowy kurs 249,
08:38:20 – rozpoczęcie lotu na kursie 249, WYSBAR=750[m], WYSRADIO=590[m],
VPRZ=335[km/h],
08:38:58 – rozpoczęcie wypuszczania klap z pozycji 28[deg] do pozycji 36[deg],
VPRZ=311[km/h],
08:39:02 – klapy wypuszczone na pozycje 36[deg], WYSBAR=688[m],
08:39:11.5 – wysokość WYSBAR=688[m], WYSRADIO=521.9[m],
08:39:25 – zmiana trymowania (ciężki na nos) TRYMER od -4 do -2, od pochylenia samolotu
POCHYLENIE=0.0[deg], KURSMAGN=260[deg], WYSRADIO=584.4[m],
WYSBAR=688[m], pozostałość paliwa 11400[kg],
08:39:33 – 08:39:36 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,
08:39:34 – zmiana trymowania (ciężki na ogon) TRYMER od -2 do -9, od pochylenia samolotu
POCHYLENIE= -4.1[deg], WYSRADIO=525[m], WYSBAR=688[m],
08:39:10.5 – wysokość WYSBAR=688[m], WYSRADIO=525[m],
08:39:45.5 – 08:39:46.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,
08:39:49 – zmiana trymowania (ciężki na nos) TRYMER od -8 do -4, od pochylenia samolotu
POCHYLENIE=0.8[deg], KURSMAGN=257[deg], WYSRADIO=453.1[m],
WYSBAR=688[m],
08:39:50 – 08:39:58.5 – sygnał markera radiolatarni DPRM, WYSRADIO=443.8[m],
WYSBAR=688[m],
08:39:54 – 08:39:55 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,
08:39:54 – 08:40:06 – zmniejszenie mocy silników,
08:40:06 – 08:40:12 – sygnalizacja TAWS, WYSRADIO=356.2[m],
08:40:06 – zmiana trymowania (ciężki na ogon) TRYMER od -2 do -6, od pochylenia samolotu
POCHYLENIE= -4.1[deg],
08:40:11.5 – ustawienie ciśnienia 760[mmHg] na SWS WBE dowódcy, WYSRADIO=365.6[m],
WYSBAR=562[m],
08:40:16 – 08:40:17.5 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,
08:40:19 – samolot na wysokości WYSRADIO=325[m], WYSBAR=375[m],
TEMPOTOCZ=1.2[C],
08:40:28 – zmiana trymowania (ciężki na ogon) TRYMER od -6 do -9, od pochylenia samolotu
POCHYLENIE= -4.1[deg], WYSRADIO=246.9[m], WYSBAR=375[m],
08:40:29.5 – 08:40:30 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,
08:40:31.5 – 08:41:01.5 – sygnalizacja TAWS, WYSRADIO=218.8[m],
08:40:33.5 – 08:40:35 – zarejestrowane użycie przycisku RADIO, 1 raz nadawanie,
08:40:44 – zmiana trymowania (ciężki na ogon) TRYMER od -9 do -13, od pochylenia samolotu
POCHYLENIE= -3.5[deg], WYSRADIO=100[m], WYSBAR=188[m],

08:40:46 – mały przyrost mocy silników OBR SNC1 od 31.9[% rpm] do 35.2[% rpm],
08:40:51 – sygnalizacja wysokości decyzji, WYSRADIO=65.6[m], KURSMAGN=260[deg],
08:40:54.25 – wychylenie steru wysokości STERWYSL= -15.2[deg], ruch kolumny wolantu KOLWOLANT od -5.2[deg] do -6.6[deg],
08:40:55 – odłączenie stabilizacji podłużnej, WYSRADIO=21.9[m],
08:40:55.5 – 08:40:58.5 – sygnał markera radiolatarni BPRM,
08:40:56 – odłączenie automatu ciągu i początek przesuwania dźwigni mocy WYSRADIO=12.5[m], lekki obrót wolantu w prawo OBRWOLANT= -2[deg], pozostałość paliwa 10600[kg],
08:40:56.5 – gwałtowny ruch kolumny wolantu KOLWOLANT od -5.8[deg] do -9.2[deg], wychylenie steru wysokości STERWYSL= -24.7[deg],
08:40:57 – ustawienie dźwigni mocy na wartości S1DSS=69[deg], S2DSS=69[deg], S3DSS=69[deg], WYSRADIO=9.4[m], obrót wolantu w lewo OBRWOLANT= 4[deg],
08:40:57.5 – samolot na wysokości radiowej WYSRADIO=6.2[m], TEMPOTOCZ=1.8[C],
08:40:58.5 – powrót wolantu do nieznacznie poza neutrum OBRWOLANT= -3[deg],
08:40:59.375 – gwałtowny przyrost przeciążenia pionowego PRZECPION zmienia się od 1.38[g] do 0.88[g], WYSRADIO=6.2[m], KURSMAGN=260[deg], zderzenie z przeszkodą terenową – duża brzoza, POCHYLENIE=12.8[deg], PRZECHYL= -2.5[deg], OBR SNCS1=68.1[% rpm], OBR SNCS2=61.9[% rpm], OBR SNCS3=68.6[% rpm],
08:40:59.5 – wychylenie lewej lotki interceptora INTLOTKAL=4[deg], początek stopniowego cofania dźwigni mocy, początek mocnego obrotu wolantu w prawo OBRWOLANT= -18[deg],
08:41:00 – gwałtowny przyrost przeciążenia poprzecznego PRZECPOPZRZ zmienia się od 0.03[g] do -0.42[g],
08:41:00.125 – ruch kolumny wolantu w przód, wychylenie steru wysokości STERWYSL= -1.4[deg], POCHYLENIE=15.6[deg], PRZECHYL= -21.3[deg],
08:41:00.5 – odłączenie stabilizacji poprzecznej, WYSRADIO=6.2[m], KURSMAGN=254[deg], maksymalny obrót wolantu w prawo OBRWOLANT= -72[deg],
08:41:01 – osiągnięcie maksymalnego pochylenia w tej fazie lotu POCHYLENIE=20[deg], przechylenie PRZECHYL= -38.8[deg],
08:41:01.5 – silniki osiągają maksymalną moc dla tej fazy OBR SNCS1=84.8[% rpm], OBR SNCS2=82.6[% rpm], OBR SNCS3=83.8[% rpm], KURSMAGN=251[deg],
08:41:02.5 – zmniejszanie przeciążenia pionowego PRZECPION=0.84[g], KURSMAGN=246[deg], PEDALYL=-17[deg],
08:41:02.5 – zmiana sygnału WYPPODW, KURSMAGN=239[deg], obrót wolantu w kierunku neutrum do wartości OBRWOLANT= -7[deg],
08:41:03 – obrót wolantu w prawo OBRWOLANT= -27[deg],
08:41:03.125 – rejestrowane jest minimalne przeciążenie pionowe (odciążenie) PRZECPION=0.32[g],
08:41:03.5 – obrót wolantu w kierunku neutrum do wartości OBRWOLANT= -10[deg], rejestrowane jest wychylenie steru wysokości STERWYSL=29.7[deg] prawdopodobne oderwanie steru wysokości,
08:41:04 – koniec zapisu MSRP/ATM-QAR.

9. Użytkowanie statku powietrznego przez pilota w locie, podczas którego zaistniało zdarzenie lotnicze.

Analizy dokonano na podstawie zapisu rejestratora parametrów lotu ATM-QAR, w porównaniu z ograniczeniami eksploatacyjnymi zawartymi w INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE SAMOLOTU TU-154M oraz innych dokumentów. Do wykonania analizy wykorzystano oprogramowanie FDS (Flight Data Service), wersji 6 oraz wersji 8 firmy ATM (Advanced Technology Manufacturing). Za pomocą reguł AFPA (Automatic Flight Parameters Analysis) wymienionych poniżej wykonano automatyczną analizę parametrów lotu samolotu pod względem przekroczeń eksploatacyjnych oraz przekroczeń warunków technicznych. Analizie poddano parametry zarejestrowane przez rejestrator od momentu uruchomienia silników tj. godz. 7:12:00 do godz. 8:41:04 czasu ATM-QAR.

Jako podstawę wykonania analizy uwzględniono następujące ograniczenia statku powietrznego zawarte w „Ту-154М РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ Книга 1, 2”, (Tu-154M Instrukcja użytkowania w locie Część 1, 2) wydanej wraz z samolotem po ostatnim remoncie:

1. Dopuszczalne wyważenie samolotu.

- a. maksymalne dopuszczalne przednie wyważenie przy starcie, podwozie wypuszczone – 21 % SCA.
- b. maksymalne dopuszczalne przednie wyważenie przy lądowaniu, podwozie wypuszczone – 18 % SCA.
- c. maksymalne dopuszczalne tylne wyważenie (podwozie schowane):
 - (a) przy starcie, w locie i przy lądowaniu – 32 % SCA
 - (b) przy masie startowej do 80 t, poziomie lotu nie większym niż 330, pracy automatycznego układu sterowania tylko w zakresie ręcznego sterowania, w przypadkach braku ładunku handlowego lub jego wielkość jest niedostateczna do uzyskania wyważenia w locie nie większego od 32 % SCA, zezwala się – 40 % SCA.

UWAGA!

Wyważenie, przy którym samolot przewróci się na ogon podczas postoju na ziemi wynosi – 52.5 % SCA. Do wykonania analiz wyważenie samolotu Tu-154M nr 101 przed startem w dniu 10.04.2010 r. przyjęto poniżej 32 % SCA.

2. Ograniczenia prędkości i liczby Macha.

Wszystkie prędkości podane poniżej są prędkościami przyrządowymi poprawionymi.

Ze względu na to, że przy zasilaniu prędkościomierzy z głównej instalacji statycznej, sumaryczne wartości poprawek (aerodynamicznych i przyrządowych) są niewielkie, dlatego poprawione prędkości przyjęto, jako przyrządowe.

W nawiasach podano numery procedur AFPA zastosowanych podczas analizy parametrów lotu.

- a. maksymalne prędkości i liczby Macha lotu.

maksymalna eksploatacyjna prędkość $V_{\max \text{ eksp.}}$ i liczba $Ma_{\max \text{ eksp.}}$:

z wyważeniem 32 % SCA i poniżej:

- na wysokościach od ziemi do 7000 m – 600 km/h. (AL 01A⁹)

⁹ Nazwa odpowiedniej reguły AFPA oprogramowania FDS.

- na wysokościach od 7000 m i wyżej – 575 km/h, $Ma=0,86$. (AL 02A), (AL 03A)
- b. maksymalna prędkość dopuszczalna V_{max} i liczba Ma_{max} :
 - na wysokościach od ziemi do 7000 m – 650 km/h. (AL 04A)
 - na wysokościach od 7000 m i do 10300 m – 625 km/h (AL 04A)
- c. maksymalna prędkość lotu z klapami, wychylonymi o kąty:
 - 15° – 420 km/h; (AL 05A)
 - 28° – 360 km/h; (AL 06A)
 - 36° – 330 km/h; (AL 07A)
 - 45° – 300 km/h; (AL 08A) Podczas chowania klap z 15 do 0 zezwala się zwiększyć prędkość do 430 km/h (AL. 09A).
- d. maksymalna prędkość lotu przy wypuszczaniu i chowaniu podwozia
 - w normalnych warunkach – 400 km/h; (AL 10A)
- e. maksymalna prędkość lotu przy odchylnych interceptorach:
 - środkowych (przerywaczy) – w przedziałach wartości $V_{max\ exp.}$, $Ma_{max\ exp.}$ (AL 11A), (AL 12A)
- f. maksymalna prędkość lotu ze statecznikiem poziomym ustalonym w położeniu różnym od przelotowego - 450 km/h. (AL 13A)
- g. maksymalna prędkość lotu przy przestawianiu stabilizatora (statecznika poziomego) – 425 km/h. (AL 14A).
- h. maksymalna prędkość lotu przy wypuszczonych slotach – 425 km/h. (AL 15A)

Przy chowaniu slotów zezwala się zwiększyć prędkość przyrządową i osiągnięcie jej do momentu pełnego schowania – 450 km/h.

- i. maksymalna prędkość lotu przy wypuszczonych reflektorach – 400 km/h.
- j. maksymalna prędkość na pasie startowym:
 - podniesienia przedniego podwozia – 315 km/h. (AL 16A)
 - oderwania głównego podwozia od pasa – 325 km/h. (AL 17A)
 - przyziemienia głównym podwoziem – 280 km/h. (AL 18A – w regule $v_p=310$ dla kół KT-141E z oponami 930x305)
 - przyziemienia przednim podwoziem – 270 km/h
- k. minimalna prędkość lotu.

Dla samolotu w zależności od jego masy i położenia mechanizacji określono:

- prędkość oderwania – dla wagi samolotu około 86 t prędkość oderwania (zgodnie z rysunkiem 7.8.1 Instrukcji użytkownika w locie) wynosi około 217 km/h. Prędkość odczytana z rejestratora w dniu 10.04.2010 wynosiła 277 km/h, w dniu 09.04.2010 r. wynosiła 274 km/h.
- prędkość zadziałania sygnalizatora automatu kątów natarcia i przeciążeń AUASP (AL 19A)

3. Konfiguracja samolotu według etapów lotu

- a. Do startu:
 - klapy wypuszczone na kąt 15° lub 28° ;
 - sloty wychylone;
 - statecznik poziomy (stabilizator) w uzgodnionym położeniu;
 - interceptory schowane;
 - podwozie wypuszczone.

- b. Podczas wznoszenia, lotu poziomego i podczas zniżania:
- klapy schowane;
 - sloty schowane;
 - statecznik poziomy (stabilizator) w położeniu przelotowym (0°);
 - interceptory schowane (podczas zniżania w razie potrzeby wypuszczają się środkowe interceptory);
 - podwozie schowane.
- c. Do lądowania:
- klapy wychylone o kąt 45° lub 36°;
 - sloty wypuszczone;
 - statecznik poziomy (stabilizator) w położeniu zgodnym z tabelą 1;
 - środkowe i wewnętrzne interceptory wychylają się automatycznie po przyziemieniu;
 - podwozie wypuszczone.

Tabela 11 Położenie statecznika poziomego (stabilizatora) i mechanizacji skrzydła podczas etapów lotu

Konfiguracja samolotu	Kąt wychylenia klap [°]	Położenie slotów	Wyważenie samolotu, % Ś.C.A.		
			Mniej 24	24 – 32	Powyżej 32
			Położenie nastawnika stabilizatora		
			„P” zielone światło	„S” czarne światło	„Z” żółte światło
Zgodne położenie stabilizatora [°]					
Do lotu (AL 20)	0	Schowane	0	0	0
Do startu	15, 28	Wypuszczone	3	1,5	0
Do lądowania	36, 45	Wypuszczone	5,5	3	0

4. Dopuszczalne przeciążenia

- a. Maksymalne przeciążenie przy wykonywaniu manewru dla wszystkich mas samolotu:
- ze schowaną mechanizacją do startu i lądowania – 1,8; (AL 20A)
 - z wypuszczoną mechanizacją do startu i lądowania – 1,6. (AL 21A)
- b. Minimalne przeciążenie przy wykonywaniu manewru dla wszystkich mas samolotu:
- ze schowaną mechanizacją do startu i lądowania – 0,5; (AL 22A)
 - z wypuszczoną mechanizacją do startu i lądowania – 0,2. (AL 23A)

5. Dopuszczalne kąty przechylenia

- a. Dopuszczalne kąty przechylenia podczas manewru:
- na wysokościach 250 m i poniżej lub przy prędkościach mniejszych od 340 km/h podczas wznoszenia i mniejszych od 280 km/h podczas lądowania - $\pm 15^\circ$; (AL 24A), (AL 25A),
 - we wszystkich pozostałych przypadkach - $\pm 30^\circ$; (AL 26A)
- b. Osiągnięcie przez samolot dopuszczalnych kątów przechylenia:
- podczas wznoszenia i lądowania na wyżej wymienionych prędkościach i wysokościach – 15°
 - we wszystkich pozostałych przypadkach – 30°

- sygnalizuje się zapaleniem żółtych świateł sygnalizacyjnych na tabliczce „DUŻE PRAWE PRZECH.” i „DUŻE LEWE PRZECH.” (AL 27A)

6. Inne ograniczenia:

- a. Instr. uż. w locie 4.2.2.2 (10) - W czasie chowania klap samolot rozpędzać do prędkości nie mniejszej niż 410 km/h. (AL 28A)
- b. Instr. uż. w locie 4.2.2.2 (4) - W czasie wznoszenia z klapami 28 chowanie ich przeprowadzać w dwóch etapach:
 - do prędkości nie mniejszej niż 330 km/h z 28 do 15 (AL 29A);
 - do prędkości nie mniejszej niż 360 km/h z 15 do 0 (AL 30A);
- c. Zgodnie z Doc. 4444 pkt. 4.6.3 – Podczas lotu na wysokości poniżej 100 FL (3050 m) zabrania się przekraczać prędkość 460 km/h (250 kt) (AL 31A);
- d. Instr. uż. w locie 4.7.1 (4) – Podczas lądowania na wysokości 6-4 m zmniejszyć zakres pracy silników do małego gazu i rozpocząć wyrównywanie. (AL 32A, AL 33A, AL 34A).
- e. Instr. uż. w locie 4.1.2(6) – zabrania się kołowania z wypuszczoną mechanizacją skrzydeł, za wyjątkiem kołowania na pas z pozycji oczekiwania przed drogą startową i dokołowania na stoisko postojowe po wykonaniu lądowania w warunkach oblodzenia, na drodze startowej pokrytej śniegiem lub błotem. (AL 35A)
- f. Podczas sygnalizacji oblodzenia płatowca nie włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej
 - nadajnika ciśnień powietrznych PPD (AL 36A);
 - wlotów silników WNA (AL 37A);
 - płatowca (AL 38A);

7. Ograniczenia zespołu napędowego:

- a. Maksymalne dopuszczalne obroty wirnika sprężarki niskiego ciśnienia silnika nr 1, 2, 3 – 95,0 % (AT 01), (AT 02), (AT 03);
- b. Maksymalna temperatura gazów (550 °C) za turbiną silnika 1, 2, 3 podczas rozruchu – (AL 38A), (AL 39A), (AL 40A);
- c. Wibracja silnika 1, 2, 3 mierzona na podporach – powyżej 55% (AT 04), (AT 05), (AT 06);
- d. Temperatura gazów za turbiną silnika 1, 3 na zakresie max. ciągu ujemnego – wg tabeli poniżej (AL 41A), (AL 42A);

T _{ot} °C	-60	-50	-40	-30	-20	-10	0	10	20	30	40	50
T _{za turb.} °C	395	418	440	464	487	511	535	558	582	606	620	628

- e. Czas nieprzerwanej pracy silnika 1, 3 na zakresie maksymalnego ciągu ujemnego powyżej 1 min. (AL 43A), (AL 44A);
- f. Wibracja turbiny niskiego ciśnienia TNC silnika 1, 2, 3 – powyżej 65% (AT 10), (AT 12), (AT 14);
- g. Wibracja turbiny wysokiego ciśnienia TWC silnika 1, 2, 3 – powyżej 65% (AT 11), (AT 13), (AT 15);
- h. Wartość drugiej harmonicznej 2N2 wibracji turbiny wysokiego ciśnienia TWC silnika 1, 2, 3 – powyżej 25% (AT 07), (AT 08), (AT 09);

8. Lista reguł AFPA, za pomocą których dokonano analizy.

Tabela 12 Lista reguł dla Analizy AFPA C5-1

Lp.	Reguła	Opis
1.	AL01A	Predkosc>600 na wysokosci<=7000m
2.	AL02A	Predkosc>575 na wysokosci>7000m
3.	AL03A	Przekroczenie liczby Macha
4.	AL04A	Przekroczenie prędkości maks. poduszc.
5.	AL05A	Predkosc>420 przy klapach wych. na 15
6.	AL06A	Predkosc>360 przy klapach wych. na 28
7.	AL07A	Predkosc>330 przy klapach wych. na 36
8.	AL08A	Predkosc>300 przy klapach wych. na 45
9.	AL09A	Schowanie klap przy V<430 km/h
10.	AL10A	V>400 km/h podczas chowania(wyp) podw
11.	AL11A	Predkosc>600, wyp. przerywacze, H<=7000
12.	AL12A	Predkosc>575, wyp. przerywacze, H>7000
13.	AL13A	Statecznik nie w położeniu przelotowym
14.	AL14A	Predkosc>425 podczas przest. stat. poz.
15.	AL15A	Wyp. sloty przy zbyt dużej prędkości
16.	AL19A	Sygnalizacja AUASP
17.	AL20A	Przeciążenie pion >1.8 bez mech skrz
18.	AL21A	Przeciążenie pionowe >1.6 z mech skrz
19.	AL22A	Przeciążenie pion <0,5 bez mech skrz
20.	AL23A	Przeciążenie pionowe <0.2 z mech skrz
21.	AL24A	Przechylenie >15 podczas lądowania
22.	AL25A	Przechylenie>15 na wysokosci<=250 m
23.	AL26A	Przechylenie >30
24.	AL27A	Sygnalizacja DUZE PRZECHYLENIE
25.	AL29A	Chowanie klap z 28 ponizej V<330 km/h
26.	AL30A	Chowanie klap z 15 ponizej V<360 km/h
27.	AL31A	Lot z V>460 km/h ponizej FL100 wg ICAO
28.	AL32A	Silnik 1 nie na malym gazie przed lad.
29.	AL33A	Silnik 2 nie na malym gazie przed lad.
30.	AL34A	Silnik 3 nie na malym gazie przed lad.
31.	AL35A	Kołowanie z wypuszczona mechanizacja
32.	AL36A	Podczas obl. nie wlacz. inst. pobl.PPD
33.	AL37A	Podczas obl. nie wlacz. inst. pobl.WNA
34.	AL38A	Podczas obl. nie wlacz. inst. pobl.plat
35.	AL16A	Prędkość oderwania podw.przedn.>315
36.	AL17A	Prędkość oderwania >325 km/h
37.	AL18A	Prędkość przyziemienia >310 km/h
38.	AL38A	Temp .podczas rozruchu s-ka nr 1 > 550
39.	AL39A	Temp. podczas rozruchu s-ka nr 2 > 550

Tabela 13 Lista reguł dla Analizy AFPA C5-2

Lp.	Reguła	Opis
1.	AL40A	Temp. podczas rozruchu s-ka nr 3 > 550
2.	AL41A	Temp. gazów s-ka nr 1 na rewersie > 558
3.	AL42A	Temp. gazów s-ka nr 3 na rewersie > 558
4.	AL43A	Praca s-ka nr 1 na rewersie >60s
5.	AL44A	Praca s-ka nr 3 na rewersie > 60s
6.	AL45A	Sygnalizacja DUZA PREDKOSC

Tabela 14 Lista reguł dla Analizy AFPA C5-3

Lp.	Reguła	Opis
1.	AT01	Za wysokie obroty SNC S1
2.	AT02	Za wysokie obroty SNC S2
3.	AT03	Za wysokie obroty SNC S3
4.	AT04	Duża wibracja S1 >55%
5.	AT05	Duża wibracja S2 >55%
6.	AT06	Duża wibracja S3 >55%
7.	AT07	Wibracja 2N2 S1 >25%
8.	AT08	Wibracja 2N2 S2 >25%
9.	AT09	Wibracja 2N2 S3 >25%
10.	AT10	Wysoka wibr. TNC S1 - W1N1 >65%
11.	AT11	Wysoka wibr. TWC S1 - W1N2 >65%
12.	AT12	Wysoka wibr. TNC S2 - W2N1 >65%
13.	AT13	Wysoka wibr. TWC S2 - W2N2 >65%
14.	AT14	Wysoka wibr. TNC S3 - W3N1 >65%
15.	AT15	Wysoka wibr. TWC S3 - W3N2 >65%
16.	AT16	Sygnalizacja POZAR WSU/PRZEDZ. OGONOWY
17.	AT17	Sygnalizacja PODWYZSZONA WIBRACJA
18.	AT18	Sygnalizacja SPADEK CISNIENIA OLEJU
19.	AT19	Sygnalizacja OPILKI
20.	AT18	Sygnalizacja SPADEK CISNIENIA OLEJU
21.	AT19	Sygnalizacja OPILKI
22.	AT20	Sygnalizacja NIEBEZP. TEMP. SILNIKA
23.	AT21	Sygnalizacja NIESPRAWNY SILNIK NR 1
24.	AT22	Sygnalizacja NIESPRAWNY SILNIK NR 2
25.	AT23	Sygnalizacja NIESPRAWNY SILNIK NR 3
26.	AT24	Sygnalizacja POZAR SILNIKA
27.	AT25	Sygnalizacja POZOSTALOSC PALIWA 2500
28.	AT26	Sygnalizacja USTERKA MGW NR 1
29.	AT27	Sygnalizacja NIESPR. GENERATORA NR 1
30.	AT28	Sygnalizacja NIESPR. GENERATORA NR 2
31.	AT29	Sygnalizacja NIESPR. GENERATORA NR 3
32.	AT30	Syg. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA

33.	AT31	Sygnalizacja AWARIA I.HYDR.2
34.	AT32	Sygnalizacja AWARIA I.HYDR.3
35.	AT33	Sygnalizacja DYM W BAGAZNIKACH
36.	AT34	Sygnalizacja BRAK KONTROLI AG
37.	AT35	Sygnalizacja NIESPR. SZT. HORYZONT PRAW
38.	AT36	Sygnalizacja NIESPR. SZT. HORYZONT LEWY
39.	AT37	Sygnalizacja NIESPRAWNOSC RW5 NR 1
40.	AT38	Sygnalizacja NIESPRAWNOSC RW5 NR 2
41.	AT40	Zakłócenie zapisu

Analiza użytkowania i funkcjonowania samolotu w locie, podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze

Wyniki analizy AFPA przeprowadzone na danych z lotu w dniu 10.04.2010 r., podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze, od momentu uruchomienia silników przed lotem do momentu wypadku:

AFPA C5-1			
Lp.	Nr procedury	Opis procedury	Czas trwania oraz wartości parametrów dodatkowych
1.	AL35A	Kołowanie z wypuszczona mechanizacja Rys. 34	Czas trwania: 07:23:04 - 07:23:07 POZKLAP: 4 WYPSLOTOW: 1
2.	AL35A	Kołowanie z wypuszczona mechanizacja Rys. 34	Czas trwania: 07:24:53 - 07:25:17 POZKLAP: 28 WYPSLOTOW: 1
3.	AL29A	Chowanie klap z 28 poniżej Vp<330 km/h Rys. 34	Czas trwania: 07:27:29 - 07:27:30 VPRZ: 327 POZKLAP: 27
4.	AL09A	Schowanie klap przy Vp<410 km/h Rys. 34	Czas trwania: 07:27:45 - 07:27:46 POZKLAP: 0 VPRZ: 389
5.	AL31A	Lot z V>460 km/h poniżej FL100 /wg ICAO/ Rys. 35	Czas trwania: 07:29:12 - 07:30:53 VPRZ: 493 WYSBAR: 3000 WYSRADIO: 796.9

08:40:59.375 – uderzenie w drzewo			
6.	AL19A	Sygnalizacja AUASP	Czas trwania: 08:41:00 - 08:41:01 SYGNAUASP: 1
7.	AL24A	Przechylenie>15 podczas lądowania	Czas trwania: 08:41:00 - 08:41:03 PKPPRZECH: -65.2 WYSRADIO: 15.6 PRZECHYL: -63.8 DUZEPRZECH: 1
8.	AL25A	Przechylenie>15 na wysokości<=250m	Czas trwania: 08:41:00 - 08:41:03 PKPPRZECH: -65.2 WYSRADIO: 15.6 PRZECHYL: -63.8 DUZEPRZECH: 1
9.	AL26A	Przechylenie>30	Czas trwania: 08:41:01 - 08:41:03 PKPPRZECH: -65.2 WYSRADIO: 15.6 WYSBAR: 188 PRZECHYL: -63.8 DUZEPRZECH: 1
10.	AL27A	Sygnalizacja DUZE PRZECHYLENIE	Czas trwania: 08:41:00 - 08:41:03 PRZECHYL: -16.9 PKPPRZECH: 22.0 WYSRADIO: 6.2 WYSBAR: 188 DUZEPRZECH: 1
11.	AL23A	Przeciążenie pionowe <0.2 z mechanizacją skrzydeł	Czas trwania: 08:41:04 - 00:00:29 PRZECPION: 0.47 POZKLAP: 36 INTERCSR: 0 INTERCWEW: 0 WYPSLOTOW: 1
AFPA C5-2 Brak sygnalizacji przekroczeń			
AFPA C5-3			

Lp.	Nr procedury	Opis procedury	Czas trwania oraz wartości parametrów dodatkowych
12.	AT30	Syg. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA Rys. 38	Czas trwania: 08:40:06 - 08:40:11 VPRZ: 306 WYSBAR: 562 WYSRADIO: 356.2 PH1VZBLIZ: 1
13.	AT30	Syg. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA Rys. 38	Czas trwania: 08:40:31 - 08:41:01 VPRZ: 288 WYSBAR: 375 WYSRADIO: 218.8 PH1VZBLIZ: 1
08:40:59.375 – uderzenie w drzewo			
14.	AT30	Syg. AWARIA I.HYDR.1/NIEB. ZIEMIA	Czas trwania: 08:41:02 - 23:04:11 VPRZ: 263 WYSBAR: 188 WYSRADIO: 37.5 PH1VZBLIZ: 1
15.	AT37	Sygnalizacja NIESPRAWNOSC RW5 NR 1	Czas trwania: 08:41:02 - 23:04:11 WYSRADIO: 18.8 WYSBAR: 188 SPRRW5NR1: 0 SPRRW5NR2: 1

Przekroczenia zawarte w punktach 6-11 oraz 14-15 (kolor szary w tabeli powyżej) nastąpiły po rozpoczęciu procesu niszczenia po zderzeniu się samolotu z drzewem o średnicy około 30-40 cm. Szczegóły zostały opisane w oddzielnym załączniku.

Konfigurację samolotu podczas startu oraz podczas lądowania przedstawiono na Rys. 36 oraz

Rys. 37. Z poniższych wykresów wynika, że samolot bezpośrednio przed startem o godz. 07:26:27 był w następującej konfiguracji:

- Klapy wychylone na kąt 28 stopni;
- Podwozie – wypuszczone;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt minus 1.7 stopnia;
- Sloty – wypuszczone;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;
- Interceptory środkowe – schowane.

O godz. 07:27:58 samolot podczas wznoszenia osiągnął konfigurację właściwą dla faz lotu

wznoszenie oraz lot:

- Klapy wychylone na kąt 0 stopni (schowane);
- Podwozie – schowane;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt 0 stopni;
- Sloty – schowane;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;
- Interceptory środkowe – schowane.

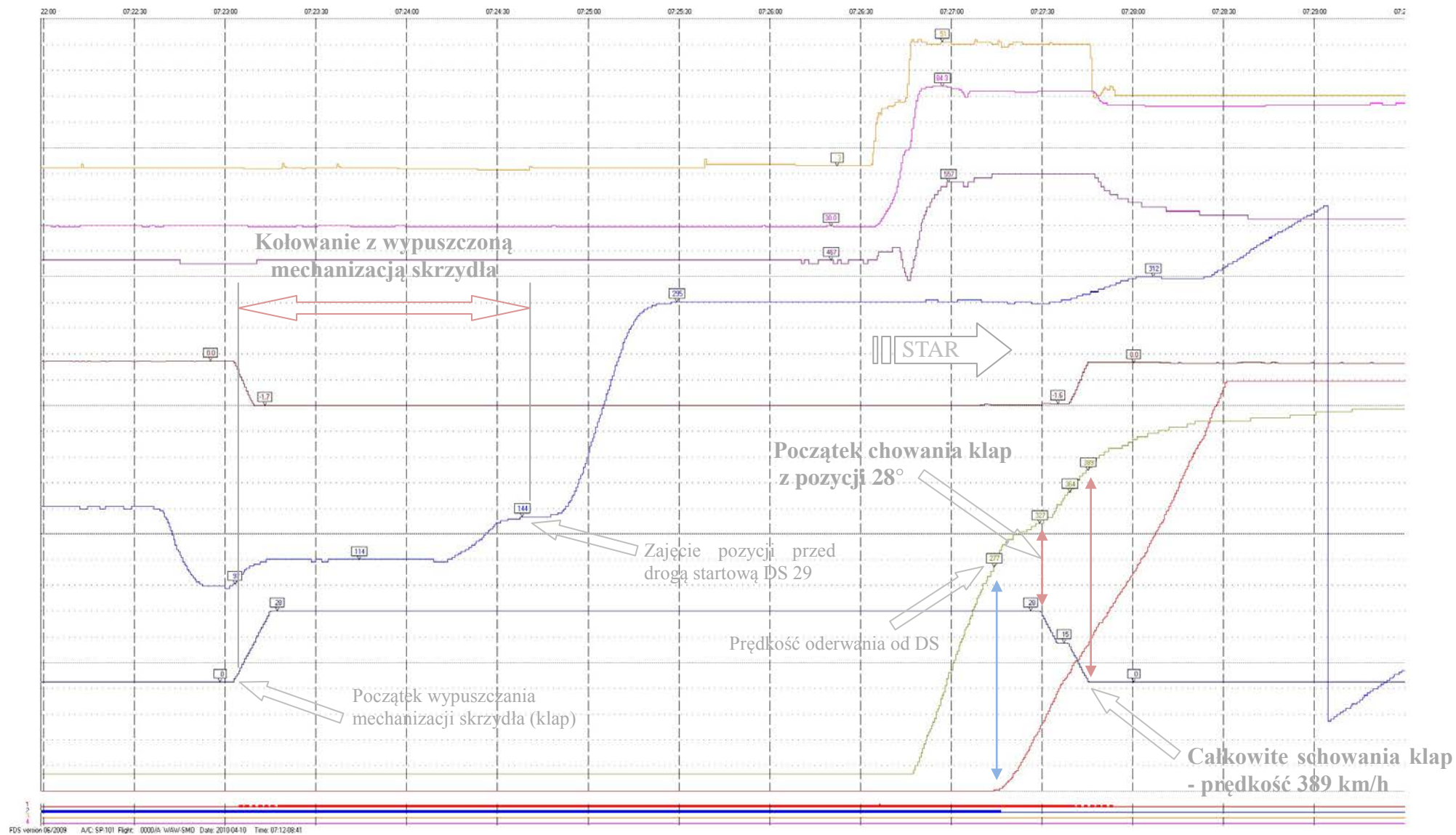
O godz. 08:39:11 samolot podczas zniżania na wysokości radiowej $H_R=518$ m osiągnął konfigurację właściwą dla fazy lotu lądowanie:

- Klapy wychylone na kąt 36 stopni;
- Podwozie – wypuszczone;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt minus 3.1 stopnia;
- Sloty – wypuszczone;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;
- Interceptory środkowe – schowane.

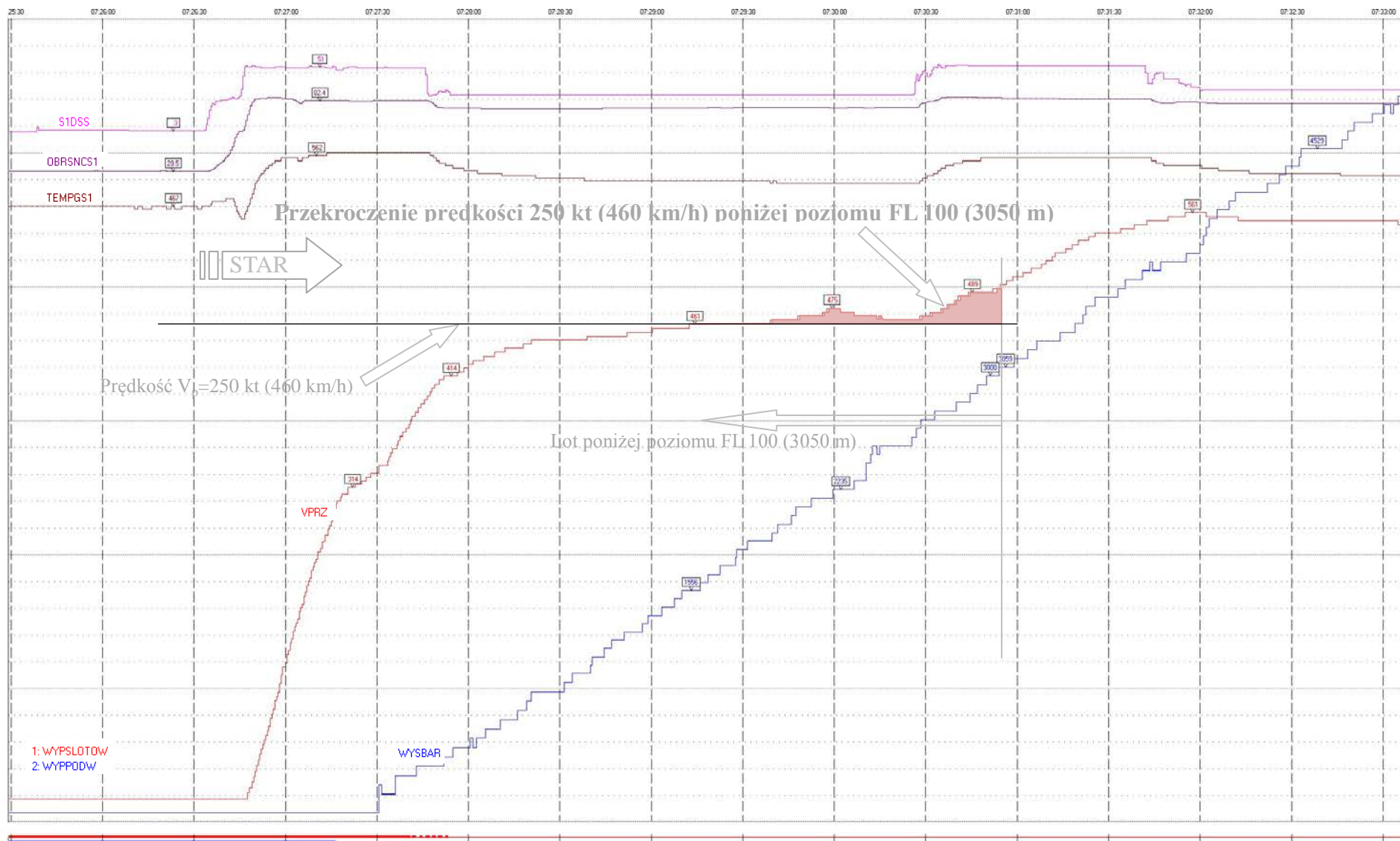
Samolot we wszystkich fazach lotu posiadał konfigurację zgodnie z Instrukcją użytkownika w locie samolotu Tu-154M.

Na podstawie zapisu rejestratora rozmów w kabinie MARS-BM określono, że wypuszczenie reflektorów nastąpiło podczas realizacji karty do lądowania o godz. 8:39:23 przy prędkości samolotu 303 km/h – zgodnie z warunkami technicznymi.

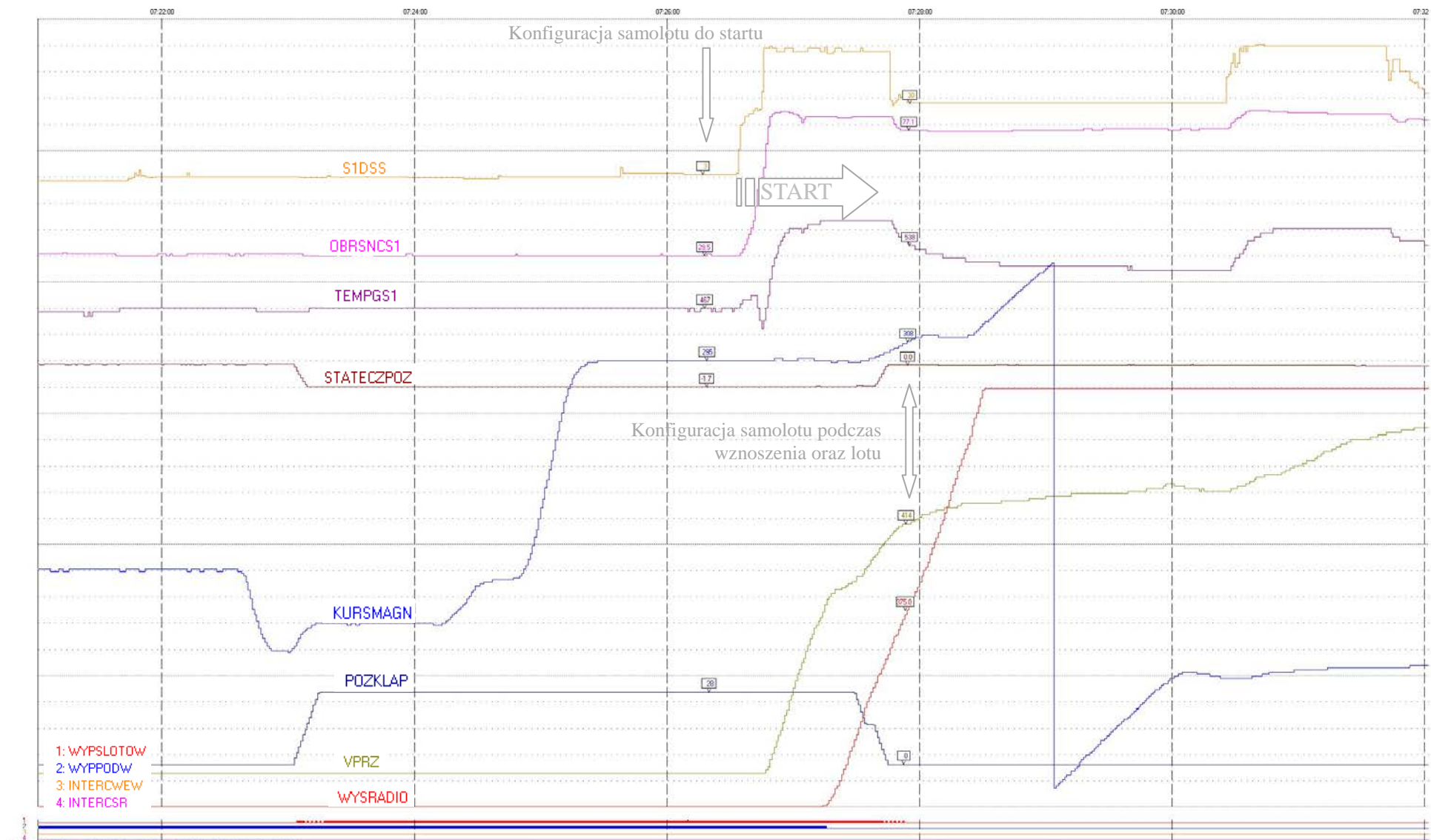
Wszystkie wymienione w punktach 1-5 oraz 12,13 przekroczenia nie były spowodowane niewłaściwym funkcjonowaniem statku powietrznego, lecz wynikały z niewłaściwego użytkownika samolotu przez załogę. Szczegóły opisane są w załączniku pilotażowym. Podczas analizy nie stwierdzono sygnalizacji stanów awaryjnych systemów oraz niesprawności przyrządów. Charakter przebiegu wszystkich parametrów nie wskazuje na niewłaściwe funkcjonowanie agregatów, systemów oraz urządzeń na samolocie podczas całego lotu do momentu zderzenia się samolotu lewym skrzydłem z drzewem o średnicy ok. 30-40 cm.



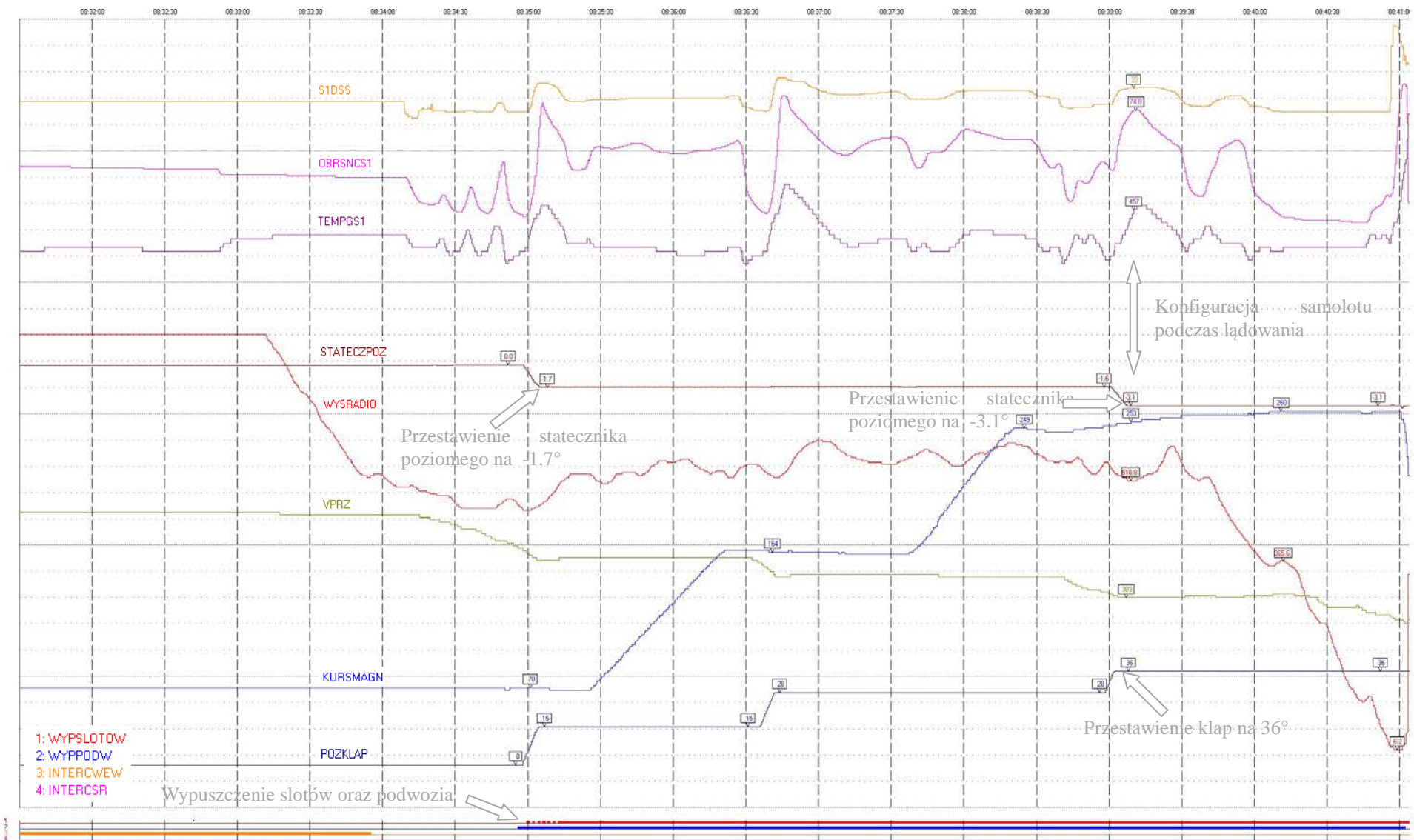
Rys. 34 Wybrane parametry fazy kołowania oraz startu.



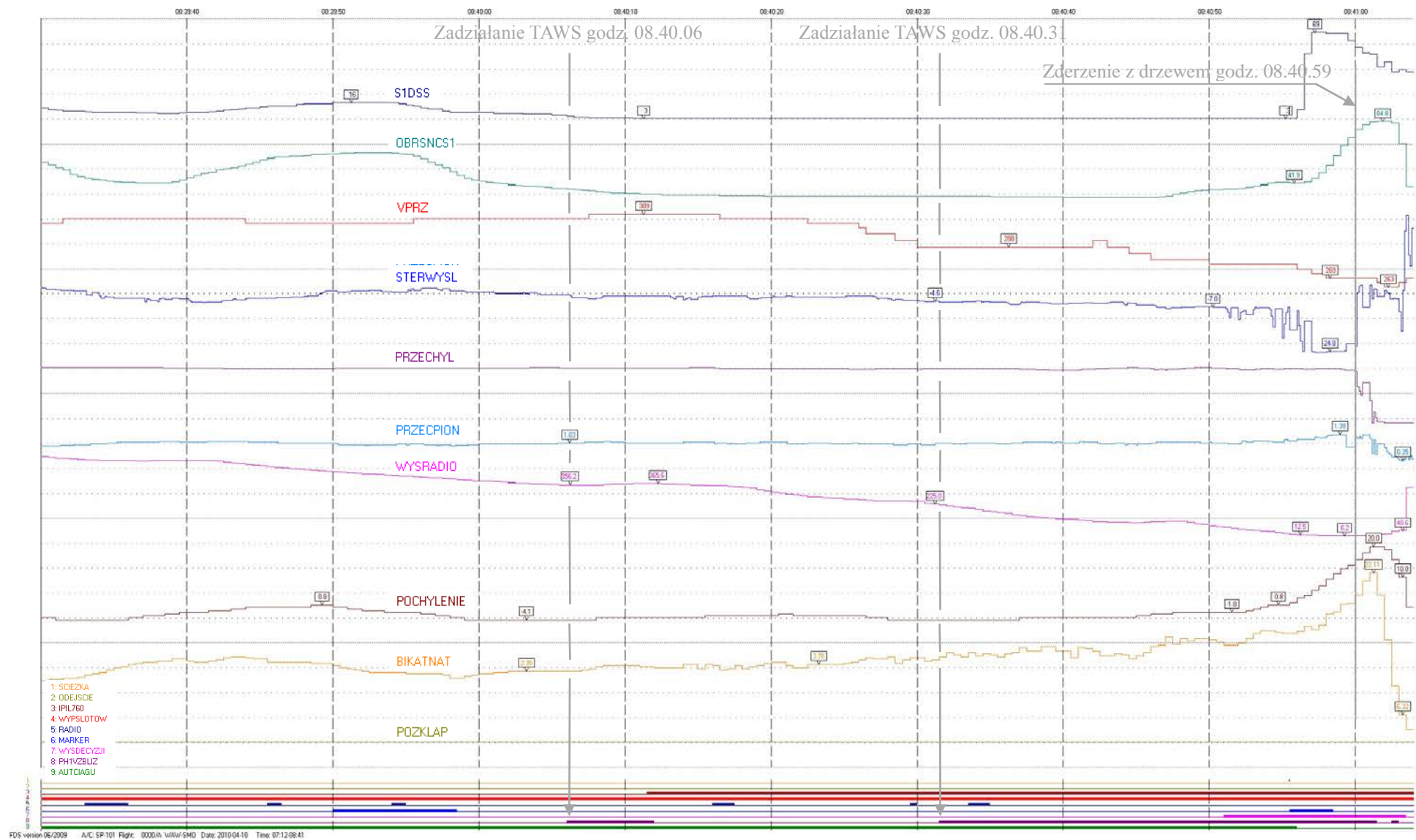
Rys. 35 Przekroczenie prędkości 250 kt (460 km/h) podczas lotu poniżej poziomu FL 100 (3050 m)



Rys. 36 Konfiguracja samolotu podczas startu, podczas wznoszenia oraz lotu.



Rys. 37 Konfiguracja samolotu podczas lądowania.



Rys. 38 Zadziałanie sygnału TAWS (parametr PH1/VZBLIZ).

Wnioski:

1. Podczas całego lotu w dniu 10.04.2010 r. do chwili zderzenia samolotu z drzewem o średnicy 30-40 cm nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności żadnego systemu, urządzenia lub elementu samolotu monitorowanego przez system MSRP oraz ATM-QAR.
2. Podczas lotu wystąpiły następujące przekroczenia w użytkowaniu samolotu przez załogę podczas pilotowania:
 - a. Kołowanie z wypuszczoną mechanizacją skrzydła (czas trwania ok. 1 min 35 s);
 - b. Chowanie klap z pozycji 28° poniżej prędkości przyrządowej $V_p < 330$ km/h ($V_p = 317$ km/h);
 - c. Całkowite schowanie klap zaskrzydłowych przy prędkości przyrządowej poniżej $V_p < 410$ km/h ($V_p = 389$ km/h);
 - d. Lot z prędkością przyrządową powyżej $V_p > 250$ kt (460 km/h) na wysokości mniejszej FL100 (3050 m);
 - e. Dwukrotne wystąpienie sygnału niebezpiecznego zbliżania się samolotu do ziemi wygenerowane przez urządzenie TAWS.
3. Przekroczenia wymienione w punkcie 2 ppkt. a-d nie miały wpływu ani związku przyczynowego z zaistnieniem wypadku (szczegółowy opis w części pilotażowej).
4. Przekroczenia wymienione w punkcie 2 e zostały potwierdzone podczas analizy urządzenia TAWS.

10. Użytkowania samolotu w locie poprzedzającym lot, podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze.

Wyniki analiz AFPA przeprowadzone na locie poprzedzającym lot, podczas którego nastąpiło zdarzenie lotnicze (Lot z Pragi do Warszawy, start godz. 23:37 dnia 08.04.2010 r. – lądowanie godz. 00:30 dnia 09.04.2010 r.):

AFPA C5-1			
Lp.	Nr procedury	Opis procedury	Czas trwania oraz wartości parametrów dodatkowych
1.	AL35A	Kołowanie z wypuszczoną mechanizacją Rys. 39	Czas trwania: 23:36:13 - 23:36:47 POZKLAP: 28 WYPSLOTOW: 1
2.	AL29A	Chowanie klap z 28 poniżej V<330 km/h Rys. 39	Czas trwania: 23:37:45 - 23:37:51 VPRZ: 320 POZKLAP: 27
3.	AL09A	Schowanie klap przy V<410 km/h Rys. 39	Czas trwania: 23:38:05 - 23:38:09 POZKLAP: 0 VPRZ: 389
4.	AL31A	Lot z V>460 km/h poniżej FL100 /wg ICAO/ Rys. 41	Czas trwania: 23:38:26 - 23:40:33 VPRZ: 482 WYSBAR: 875 WYSRADIO: 546.9
5.	AL31A	Lot z V>460 km/h poniżej FL100 /wg ICAO/ Rys. 41	Czas trwania: 23.40.39 - 23.41.44 VPRZ: 482 WYSBAR: 2471 WYSRADIO: 796.9
6.	AL31A	Lot z V>460 km/h poniżej FL100 /wg ICAO/ Rys. 42	Czas trwania: 00:17:44 - 00:22:05 VPRZ: 554 WYSBAR: 1444 WYSRADIO: 796.9
AFPA C5-2 + nie odnotowano przekroczeń			

AFPA C5-3			
Lp.	Nr procedury	Opis procedury	Czas trwania oraz wartości parametrów dodatkowych
7.	AT28	Sygnalizacja NIESPR. GENERATORA NR 2 Rys. 43	Czas trwania: 00:27:58 - 00:28:25 OBRSNCS2: 47.1 S2NIESPR: 0 G2NIESPR: 1
8.	AT18	Sygnalizacja SPADEK CISNIENIA OLEJU Rys. 43	Czas trwania: 00:30:06 - 00:30:08 SPADCISNOL: 1
9.	AT22	Sygnalizacja NIESPRAWNY SILNIK NR 2 Rys. 43	Czas trwania: 00:30:06 - 00:30:08 S2NIESPR: 1

Konfiguracja samolotu podczas startu z lotniska w Pradze oraz podczas lądowania na lotnisku w Warszawie przedstawiono na Rys. 39. oraz Rys. 40

Z wykresów wynika, że samolot bezpośrednio przed startem w dniu 08.04.2010 r. o godz. 23:35:50 był w następującej konfiguracji:

- Klapy wychylone na kąt 28 stopni;
- Podwozie – wypuszczone;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt minus 1.7 stopnia;
- Sloty – wypuszczone;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;
- Interceptory środkowe – schowane.

O godz. 23:38:15 samolot podczas wznoszenia osiągnął konfigurację właściwą dla faz lotu wznoszenie oraz lot:

- Klapy wychylone na kąt 0 stopni (schowane);
- Podwozie – schowane;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt 0 stopni;
- Sloty – schowane;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;
- Interceptory środkowe – schowane.

O godz. 00:26:30 samolot podczas zniżania na wysokości radiowej $H_R=418$ m osiągnął konfigurację właściwą dla fazy lotu lądowanie:

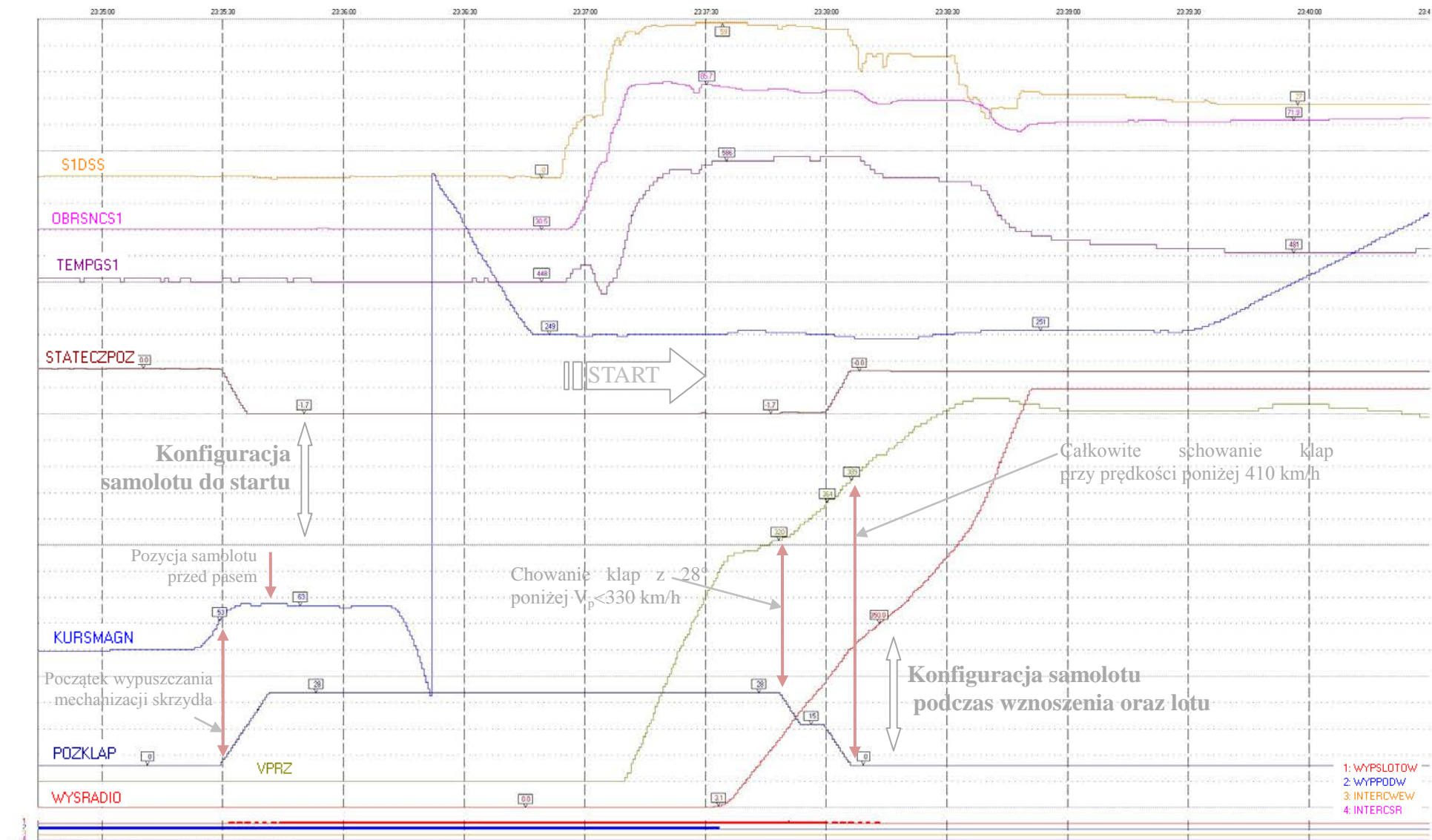
- Klapy wychylone na kąt 36 stopni;
- Podwozie – wypuszczone;
- Statecznik poziomy ustawiony na kąt minus 3.1 stopnia;
- Sloty – wypuszczone;
- Interceptory wewnętrzne – schowane;

- Interceptory środkowe – schowane.

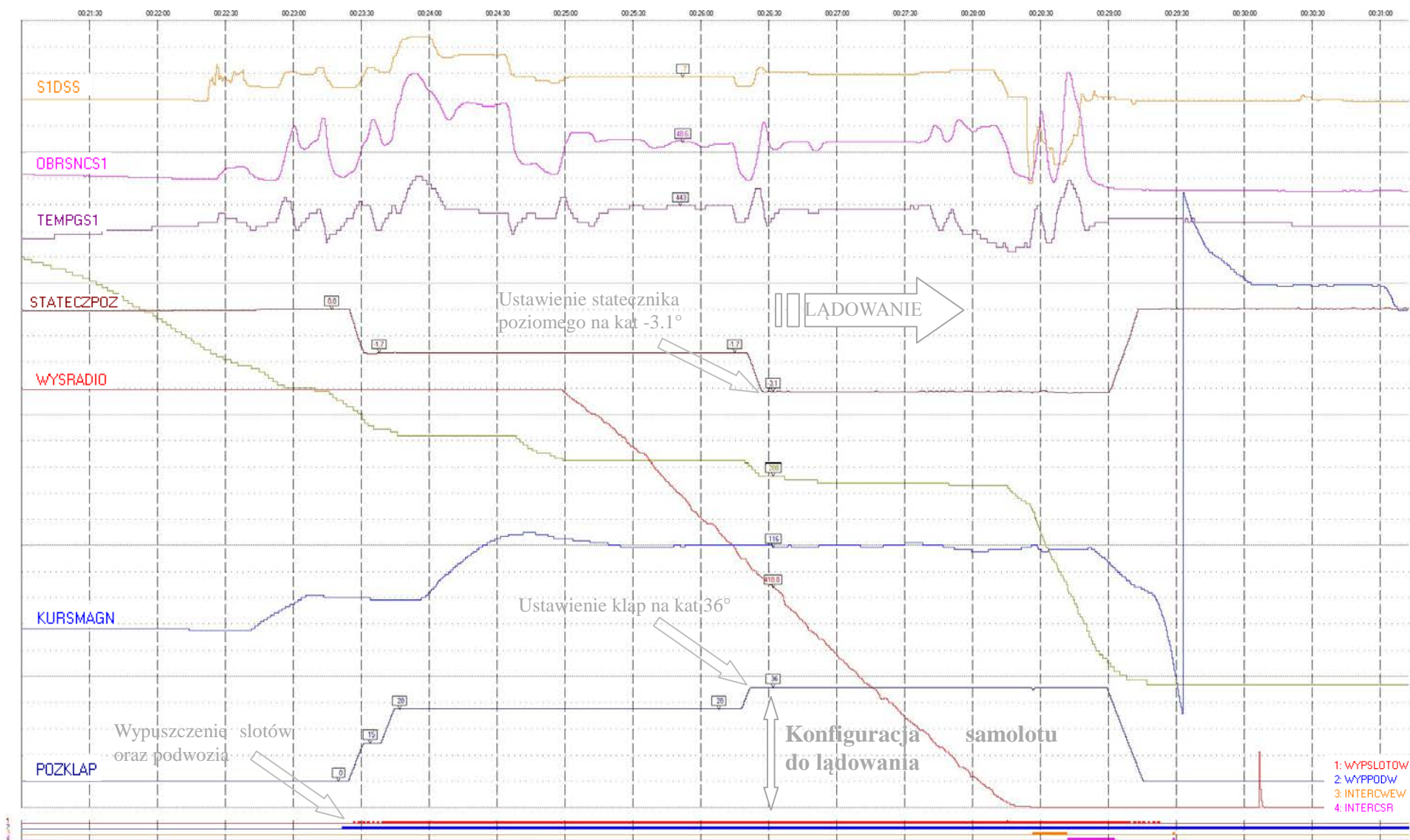
Samolot we wszystkich fazach lotu posiadał konfigurację zgodnie z „Instrukcją użytkownika w locie samolotu Tu-154M”.

Wszystkie wymienione w PUNKTACH 1-6 przekroczenia nie były spowodowane niewłaściwym funkcjonowaniem statku powietrznego, lecz wynikały z niewłaściwego użytkowania samolotu przez załogę.

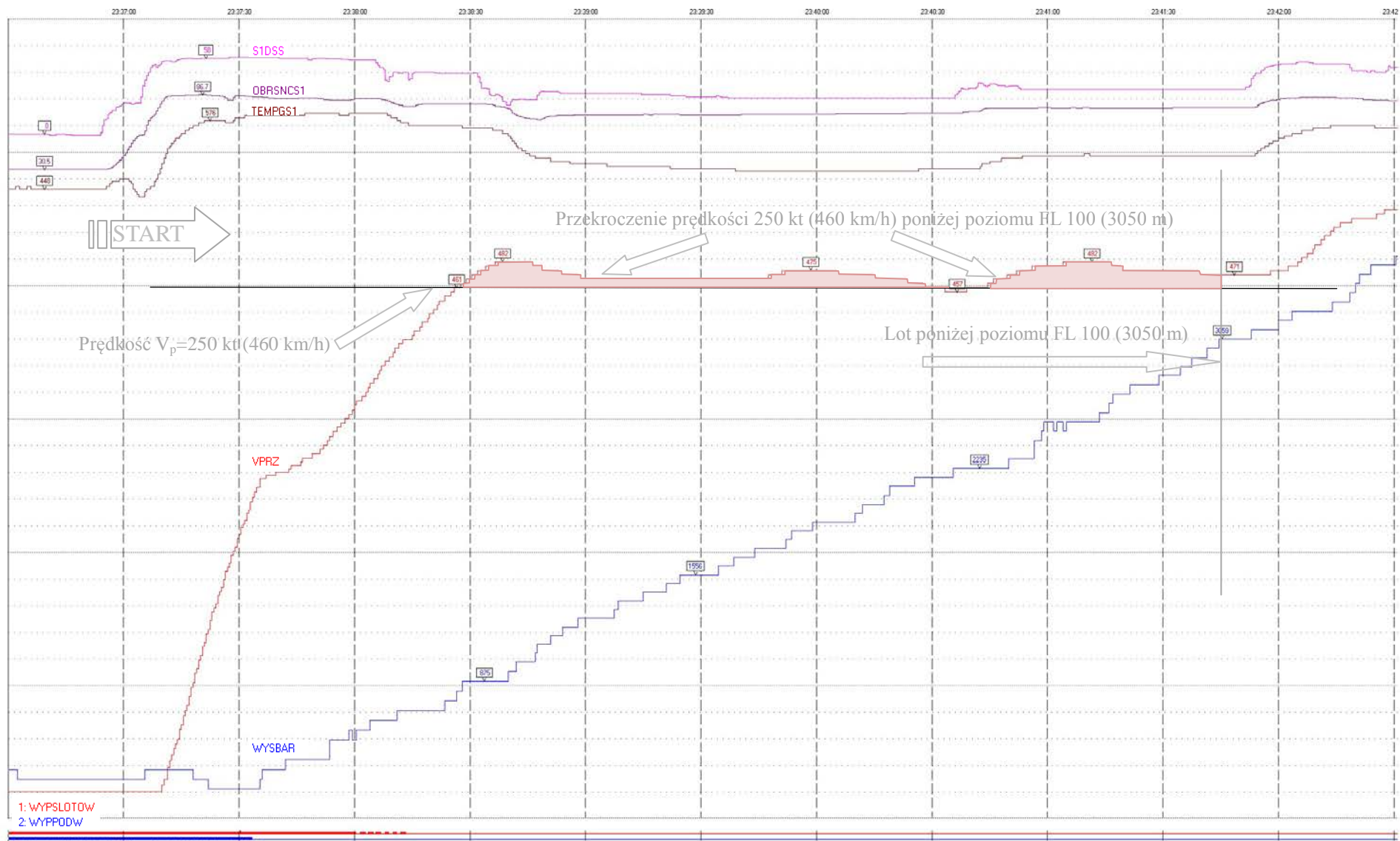
Podczas analizy nie stwierdzono sygnalizacji stanów awaryjnych systemów oraz niesprawności przyrządów. Charakter przebiegu wszystkich parametrów nie wskazuje na niewłaściwe funkcjonowanie agregatów, systemów oraz urządzeń na samolocie podczas całego lotu z Pragi do Warszawy.



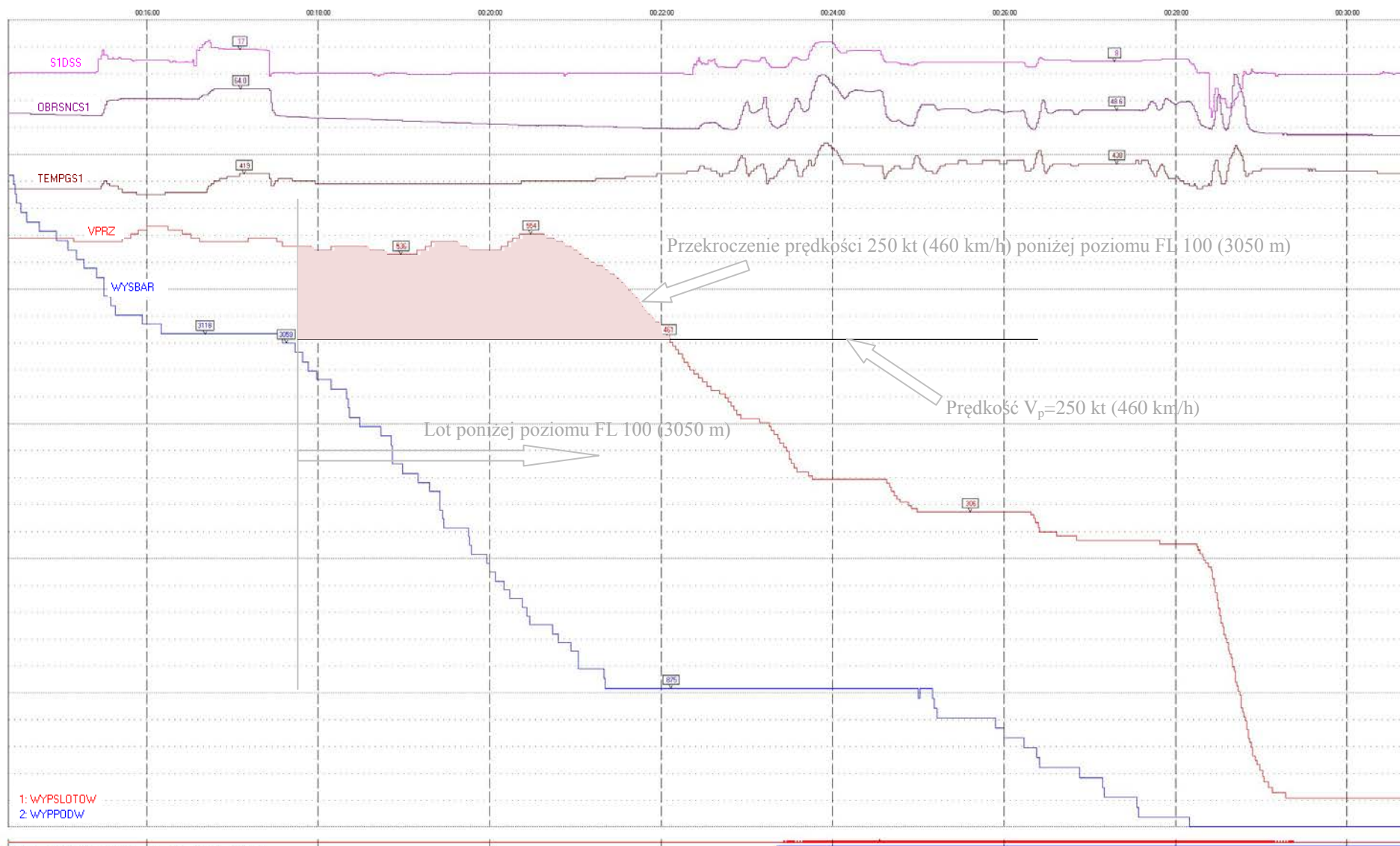
Rys. 39 Kołowanie, start oraz wznoszenie samolotu podczas lotu z Pragi do Warszawy w nocy 08/09.04.2010 r.



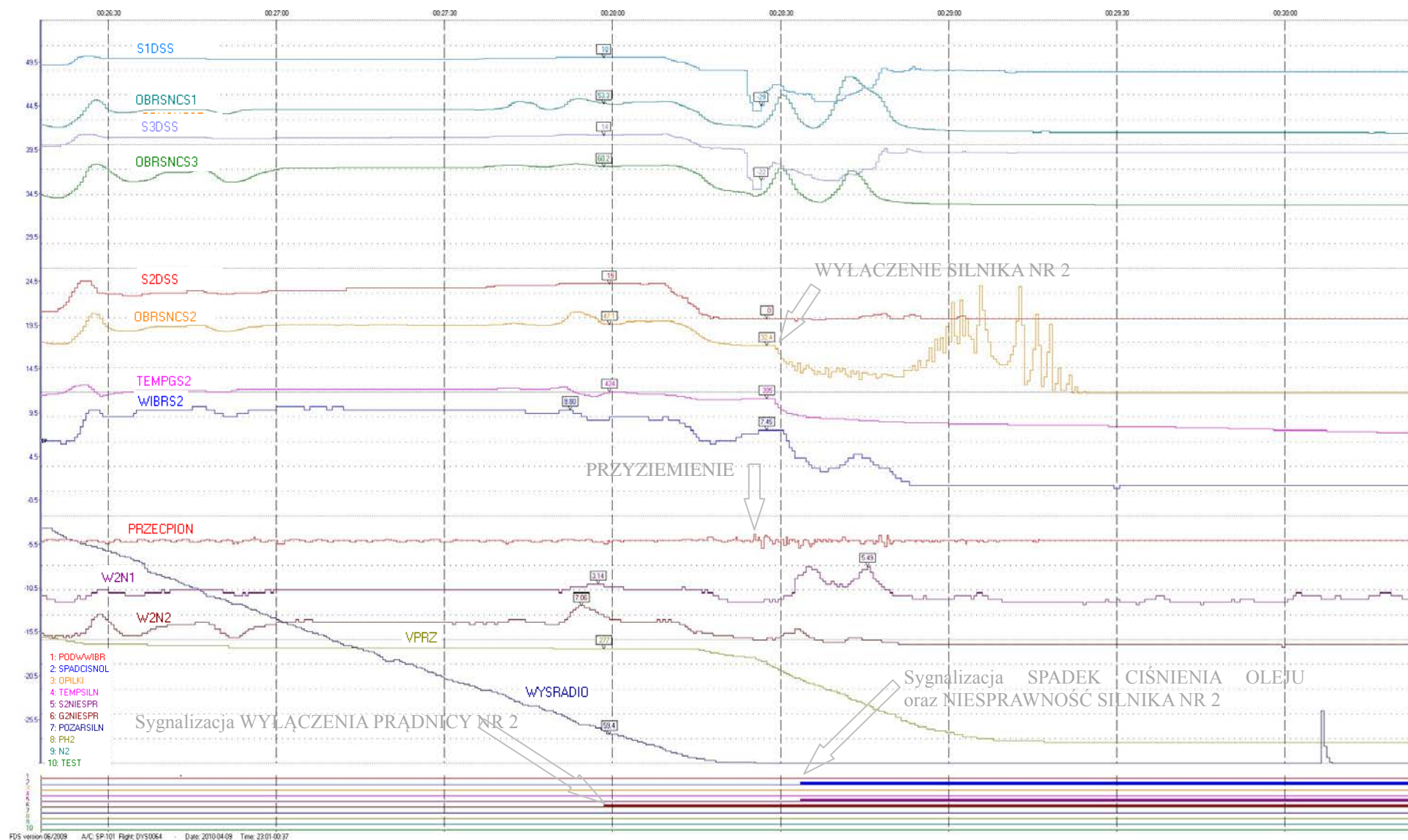
Rys. 40 Lądowanie samolotu podczas lotu z Pragi do Warszawy w nocy 08/09.04.2010 r.



Rys. 41 Przekroczenie prędkości 250 kt (460 km/h) podczas lotu poniżej poziomu FL 100 (3050 m) po starcie z lotniska w Pradze.



Rys. 42 Przekroczenie prędkości 250 kt (460 km/h) podczas lotu poniżej poziomu FL 100 (3050 m) przed lądowaniem na lotnisku w Warszawie.



Rys. 43 Wylaczenie silnika nr 2 po przyziemieniu podczas ladowania na lotnisku w Warszawie.

Wnioski:

1. Podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności żadnego systemu, urządzenia lub elementu samolotu.
2. Podczas lotu wystąpiły następujące przekroczenia w użytkowaniu samolotu przez załogę podczas pilotowania:
 - a. Kołowanie z wypuszczoną mechanizacją skrzydła – wypuszczenie mechanizacji nastąpiło ok. 10 s przed zajęciem pozycji przed pasem, dlatego nie należy traktować jako przekroczenie;
 - b. Chowanie klap z pozycji 28° poniżej prędkości przyrządowej $V_p < 330$ km/h ($V_p = 320$ km/h);
 - c. Całkowite schowanie klap zaskrzydłowych przy prędkości przyrządowej poniżej $V_p < 410$ km/h ($V_p = 389$ km/h);
 - d. Lot z prędkością przyrządową powyżej $V_p > 250$ kt (460 km/h) na wysokości mniejszej FL100 (3050 m);
3. Sygnalizacja NIESPR. GENERATORA NR 2, SPADEK CISNIENIA OLEJU, NIESPRAWNY SILNIK NR 2 związana była z wykonaniem procedury wyłączenia silnika nr 2 po przyziemieniu samolotu po wylądowaniu na lotnisku WARSZAWA-OKĘCIE.
4. Lot poprzedzający ten, podczas którego wystąpił wypadek wykonywany był przez inną załogę, przekroczenia wymienione w punkcie 2 i 3 nie miały wpływu ani związku przyczynowego z zaistnieniem wypadku.

11. Bibliografia.

- „Ту-154М РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ Книга 1, 2”;
- „Ту-154М РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ”;
- „MAGNETOFON POKŁADOWY MAPS-BM – INSTRUKCJA OBSŁUGI TECHNICZNEJ”;
- „БОРТОВАЯ СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА МСРП-64М-2 - РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ Часть I”;
- Instrukcja „Приборное оборудование самолета Ту-154Б-2 и его летная эксплуатация”
- Instrukcja „Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154-2 Руководство по технической эксплуатации, Ч а с т ь I Общие сведения о системе АБСУ-154-2”
- „FDS – 8 dla Windows PODRĘCZNIK UŻYTKOWNIKA”;
- „FDS – 6.54 Podręcznik użytkownika”
- Biuletyn QAR „Установка Системы АVM-219 Измерения Вибрации Двигателей Д-30КУ на Самолете ТУ-154М”
- „Opinia nr E-fon-5/11 z przeprowadzonych badań fonoskopijnych”, Centralne Laboratorium Kryminalistyczne Policji w Warszawie,
- „Sprawozdanie z badań fonoskopijnych”, Agencja Bezpieczeństwa Wewnętrznego.

12. Wnioski z ekspertyzy rejestratorów pokładowych samolotu TU-154M o numerze bocznym 101.

- System rejestracji MSRP pracował w dniu 10.04.2010 r. przez 3 godziny 48 minut i 29 sekundy od chwili jego włączenia o godz. 4:52:35 do jego zniszczenia w czasie wypadku o godz. 8.41.04 (czas MSRP).
- Zapis danych w całym czasie rejestracji był ciągły i wiarygodny, a ilość błędów rejestracji mieściła się w zakresie poziomu dopuszczalnego określonego przez producenta system.
- Porównanie danych systemu MSRP (rejestratory MŁP-14-5 oraz KBN-1-1) i danych rejestratora ATM-QAR jednoznacznie wskazuje, że zapisy wszystkich trzech rejestratorów są zapisami tego samego lotu.
- Łączny czas zapisu rejestratora głosu MARS-BM wynosi 38 minut 14 sekund i trwał od 8.02.53,5 do 8.41.07,5 (czasu MARS-BM).
- Z analizy parametrów zarejestrowanych przez system MSRP, rejestrator ATM-QAR oraz rejestratora rozmów MARS-BM wynika, że czas MSRP/ATM-QAR jest opóźniony o 3.425 sekundy w stosunku do czasu MARS-BM. Do analiz przyjęto opóźnienie 3 sekundy.
- Podczas całego lotu¹⁰ do chwili zderzenia samolotu z drzewem o średnicy 30-40 cm nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności żadnego systemu, urządzenia lub elementu samolotu monitorowanego przez system MSRP oraz ATM-QAR.
- Analizując zapis rejestratora parametrów lotu ATM-QAR nie stwierdzono anomalii w funkcjonowaniu układu automatycznego sterowania ABSU. Wysunięcia trzonów mechanizmów wykonawczych zmieniających położenie sterów wysokości, lotek oraz steru kierunku były płynne i nie osiągały wartości skrajnych.
- Podczas analizy pracy układu elektroenergetycznego samolotu nie stwierdzono sygnałów świadczących o niesprawności któregośkolwiek ze źródeł zasilania pierwotnego oraz wtórnego. Systemy oraz urządzenia na samolocie były zasilane zgodnie z ich warunkami technicznymi podczas całego lotu.
- Podczas całego lotu instalacje przeciwoblodzeniowe działały zgodnie z warunkami technicznymi oraz podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały oblodzenia zarejestrowane przez rejestrator.
- Podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności sztucznych horyzontów oraz radiowysokościomierzy na lewej i prawej tablicy przyrządów. Zmiany wszystkich parametrów wiarygodnie odwzorowują położenie samolotu względem osi geometrycznych.
- Przekroczenia w użytkowaniu samolotu przez załogę podczas lotu nie miały wpływu ani związku przyczynowego z zaistnieniem wypadku.
- Analiza zapisów parametrów lotu oraz rozmów w kabinie pilotów nie wykazała występowania żadnych anomalii systemów nawigacyjnych spowodowanych oddziaływaniem nieznanymi źródłami promieniowania w tym. telefonów komórkowych.

KONIEC

¹⁰ Cały lot - czas od momentu uruchomienia silników przed lotem do momentu zderzenia się samolotu z drzewem o średnicy 30-40 cm.