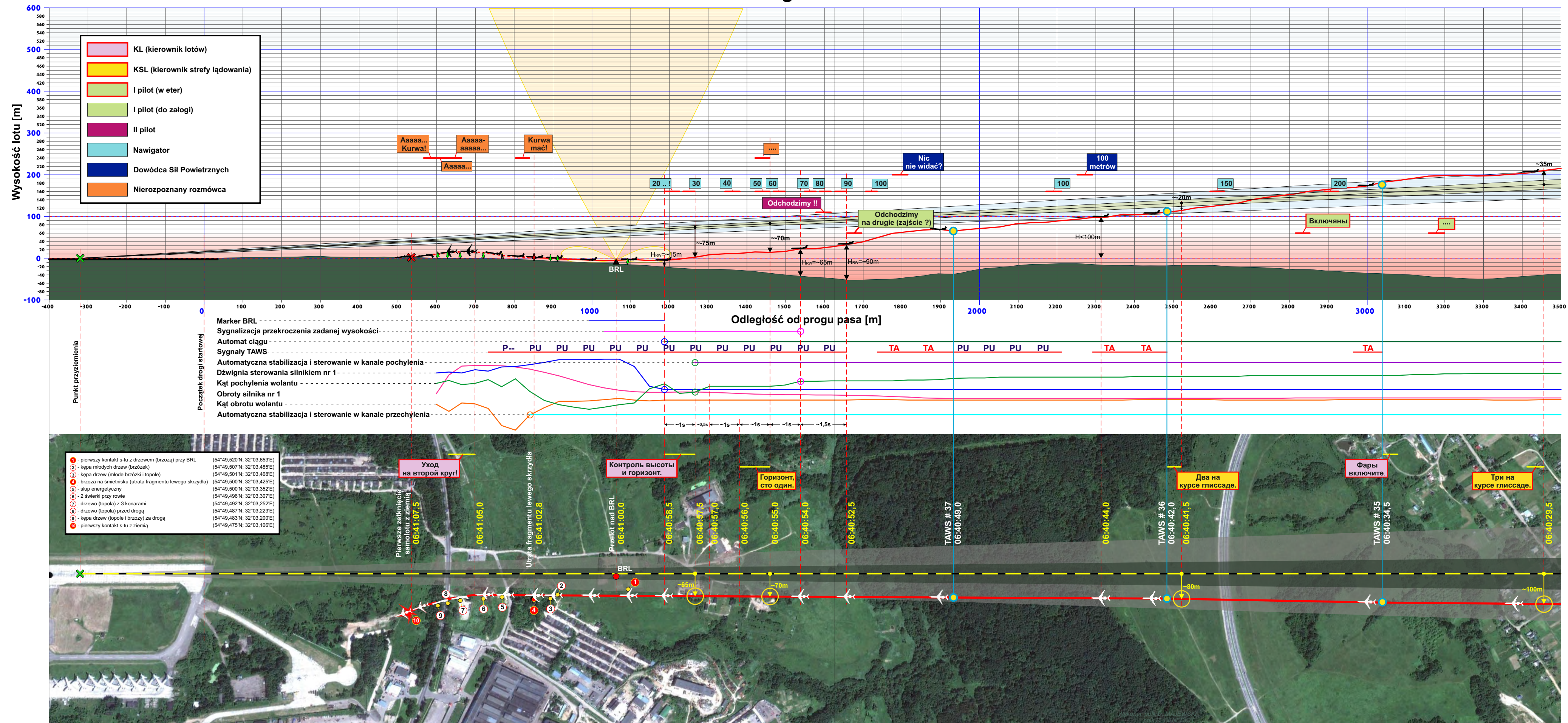


PROFIL PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA

Załącznik nr 1.1 – Profil podejścia do lądowania samolotu Tu-154M nr 101 na lotnisko
SMOLEŃSK PÓŁNOCNY w dniu 10.04.2010 r. (od 3500 m)

Załącznik nr 1.2 – Profil podejścia do lądowania samolotu Tu-154M nr 101 na lotnisko
SMOLEŃSK PÓŁNOCNY w dniu 10.04.2010 r. (od 10500 m)

Profil podejścia do lądowania samolotu Tu-154M nr 101 na lotnisko SMOLEŃSK PÓŁNOCNY w dniu 10.04.2010 r. (od 3500 m) według czasu UTC



Opis i analiza pracy systemów pokładowych samolotu Tu-154M nr 101

SPIS TREŚCI

1. Systemy TAWS i FMS	2
1.1. System TAWS	2
1.2. System zarządzania lotem FMS	4
2. Urządzenia rejestrujące zabudowane na samolocie Tu-154M	5
2.1. Systemy rejestracji parametrów lotu	5
2.2. Porównanie zapisów z rejestratorów MŁP-14-5, KBN-1-1 oraz ATM-QAR	6
2.3. Rejestrator rozmów w kabinie MARS-BM	7
2.4. Synchronizacja zapisów MSRP i MARS-BM	9
3. Ocena działania instalacji i systemów samolotu Tu-154M na podstawie analizy zapisów rejestratorów MSRP i ATM-QAR	10
3.1. Układ automatycznego sterowania ABSU	10
3.2. Instalacja hydrauliczna	23
3.3. Analiza pracy zespołu napędowego	26
3.4. Instalacja paliwowa	32
3.5. Instalacja przeciwooblodzeniowa samolotu Tu-154M	33
3.5.1. Instalacja przeciwooblodzeniowa silników	33
3.5.2. Instalacja przeciwooblodzeniowa skrzydeł i statecznika pionowego	33
3.5.3. Instalacja przeciwooblodzeniowa slotów	33
3.5.4. Instalacja sygnalizacji oblodzenia	34
3.5.5. Instalacja przeciwooblodzeniowa odbiornika ciśnień powietrznych PPD	34
3.6. Analiza pracy instalacji elektrycznej	36
3.7. Sprawność przyrządów pokładowych na podstawie analizy zapisu wybranych parametrów lotu	40
4. Użytkowanie statku powietrznego przez pilota w locie, podczas którego zaistniało zdarzenie lotnicze	44
5. Wnioski z ekspertyzy rejestratorów pokładowych samolotu Tu-154M	52

1. Systemy TAWS i FMS

Samolot Tu-154M nr 101 był wyposażony w system ostrzegania o niebezpiecznym zbliżaniu się do ziemi (TAWS) i system zarządzania lotem FMS. Oba te systemy wyprodukowała firma Universal Avionics Systems Corporation (UASC) z USA.

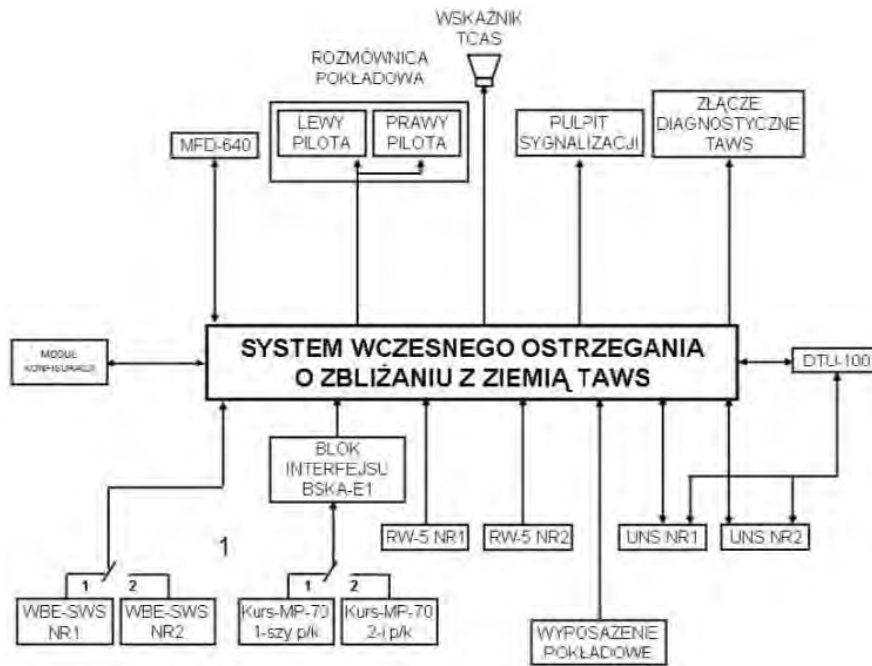
1.1. System TAWS

System TAWS służy do ostrzegania załogi samolotu o powstaniu warunków lotu, które mogą doprowadzić do niezamierzonego zderzenia z ziemią.

System TAWS zapewnia:

- 1) zobrazowanie ukształtowania powierzchni ziemi w odniesieniu do bieżącego i przewidywanego położenia samolotu;
- 2) wczesne ostrzeganie o niebezpiecznym zbliżaniu się do ziemi;
- 3) wczesne ostrzeganie o przedwczesnym zniżaniu;
- 4) generowanie sygnałów alarmowych zgodnie z zakresami możliwości funkcjonalnych standardowego systemu ostrzegania o niebezpiecznym zbliżeniu do ziemi (GPWS) w następujących zakresach:
 - a) przekroczenie pionowej prędkości zniżania;
 - b) przekroczenie pionowej prędkości zbliżania do ziemi;
 - c) utrata wysokości po starcie lub podczas odejścia na drugi krąg;
 - d) lot blisko powierzchni ziemi w konfiguracji innej niż do lądowania;
 - e) niedopuszczalne odchylenie poniżej ścieżki zniżania;
- 5) wizualne i dźwiękowe ostrzeganie załogi;
- 6) wyświetlanie aktualnego planu lotu z systemu FMS na tle ukształtowania terenu.

Strukturę systemu TAWS i jego współpracę z wyposażeniem pokładowym samolotu Tu-154M nr 101 przedstawiono na schemacie (Rys. 1).



Rys. 1. Schemat strukturalny systemu TAWS

System TAWS, wykorzystując informację z FMS, centrali danych aerodynamicznych, radiowysokościomierza, czujników położenia kłap i podwozia oraz sygnałów systemu lądowania ILS, określa stan samolotu i z wyprzedzeniem formuje i wysyła do sygnalizatorów komendy ostrzegawcze i awaryjne o potencjalnym zagrożeniu. System generuje ostrzeżenia i sygnały alarmowe o zbliżeniu się do ziemi, porównując parametry położenia samolotu z systemem FMS z odpowiednimi parametrami bazy danych ukształtowania terenu. Baza danych ukształtowania terenu, przechowywana w pamięci systemu, zawiera dane punktów w przybliżeniu co 0,5 mili z całego świata, co 0,25 mili pomiędzy 60° szerokości geograficznej południowej i 70° szerokości geograficznej północnej w zakresie 15 mil morskich od każdego dużego lotniska i co 0,1 mili w zakresie 6 mil morskich dla lotnisk w górach.

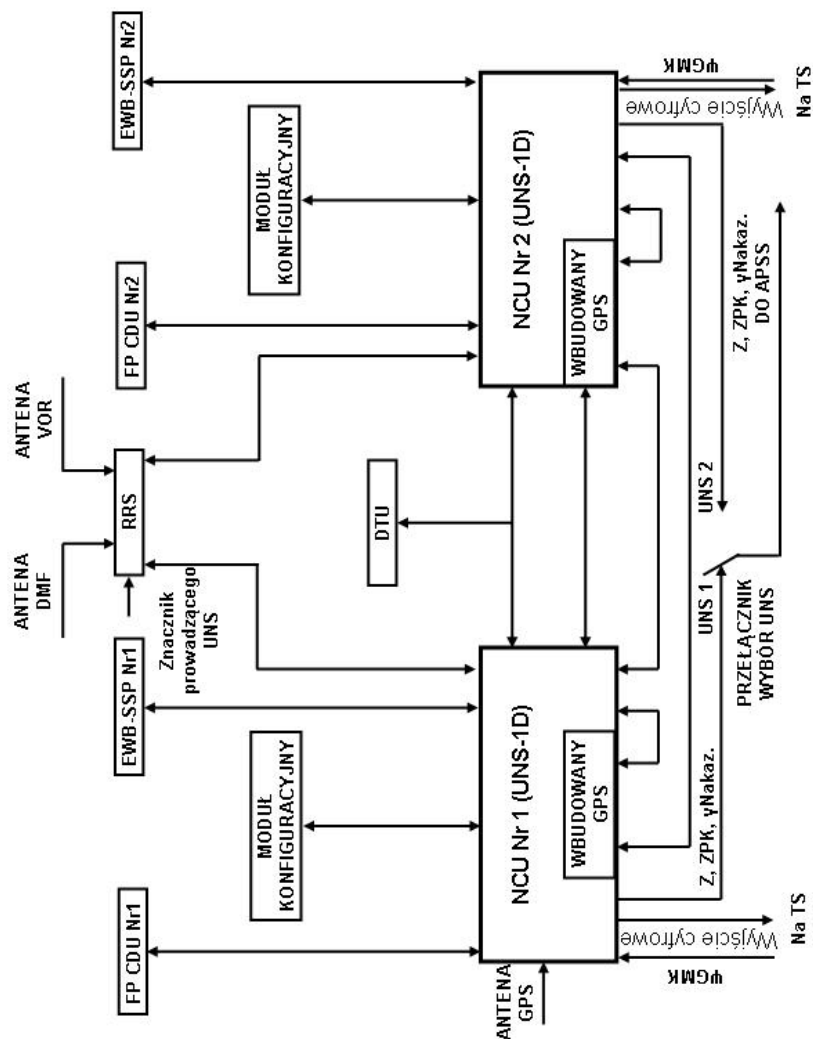
W załączniku do „Instrukcji użytkowania w locie samolotów Tu-154M wyposażonych w TAWS” zapisano dodatkowe ograniczenie: „podczas podejścia do lądowania na lotnisku nieumieszczonym w bazie danych o lotniskach, funkcje wczesnego ostrzegania o zbliżeniu się do powierzchni ziemi systemu TAWS powinny być wyłączone poprzez naciśnięcie przycisku TERR INHIBIT w celu niedopuszczenia do wysyłania fałszywych sygnałów alarmowych”, przy czym standardowe zakresy pracy GPWS pozostają dostępne. Również w rozdziale 8.17.8a.1 załącznika do instrukcji użytkowania w locie zawarte jest ostrzeżenie o zakazie wykorzystania informacji TAWS, zobrazonej na wskaźniku MFD-640, do nawigowania.

Istnieje szczególna właściwość eksploatacji TAWS w czasie pilotowania

z wykorzystaniem barometrycznej korekcji wysokości QFE. W celu niedopuszczenia do pojawienia się fałszywych ostrzeżeń, przed nastawieniem QFE na elektronicznym wysokościomierzu barometrycznym (WBE-SWS) należy włączyć zakres lotu według QFE, naciskając odpowiedni przycisk-tabliczkę (załącznik do instrukcji użytkownika w locie rozdział 8.17.8a.2 (5)). Jednakże w tym samym rozdziale instrukcji użytkownika w locie zawarte jest ostrzeżenie, że równoczesne wykorzystanie zakresów TERR INHIBIT i QFE jest niemożliwe. Zakresu QFE nie można również wykorzystywać przy braku w bazie danych systemu docelowego lotniska.

1.2. System zarządzania lotem FMS

System zarządzania lotem FMS przeznaczony jest do realizacji zadań nawigacyjnych w czasie lotów we wszystkich regionach świata. Na samolocie zamontowano dwa komplety systemu. Strukturę systemu FMS i jego współdziałanie z pokładowymi systemami-czujnikami przedstawiono na schemacie (Rys. 2).



Rys. 2. Schemat strukturalny systemu zarządzania lotem FMS

System zarządzania lotem zapewnia przekazanie sygnału sterującego w płaszczyźnie poziomej (przechylenie nakazane) do automatycznego systemu pokładowego ABSU-154-2 oraz informacji o położeniu samolotu do przyrządów załogi (Z, ZPU) z towarzyszeniem sygnału sprawności. Przekazu sygnału sterującego w płaszczyźnie pionowej (pochylenie nakazane) nie przewidziano.

Rozdział 8.16.9 uzupełnienia do instrukcji użytkownika w locie nakłada ograniczenia na wykorzystanie FMS:

- wykorzystanie systemu przy standardowej procedurze odlotu (SID) i przylotu (STAR) dozwolone jest tylko w zakresie pomocniczym (bez automatycznego sterowania samolotem);
- wykorzystanie zakresu manewru pionowego dopuszczalne jest tylko w zakresie pomocniczym.

2. Urządzenia rejestrujące zabudowane na samolocie Tu-154M

2.1. Systemy rejestracji parametrów lotu

Na miejscu wypadku 10.04.2010 r. zostały odnalezione następujące rejestratory samolotu Tu-154M: katastroficzny MŁP-14-5, eksploatacyjny KBN-1-1, kasecja pamięci ATM-MEM15 (odnaleziona w szczątkach rejestratora ATM-QAR). Rejestrator K3-63 nie został odnaleziony na miejscu wypadku. Informacje zapisane przez ten rejestrator znajdują się w całości w zapisach rejestratorów systemu MSRP oraz ATM-QAR.

Odczyt danych z rejestratorów MŁP-14-5 i KBN-1-1 został przeprowadzony w Moskwie w siedzibie Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego w obecności polskich specjalistów oraz polskiego prokuratora wojskowego. Strona rosyjska przekazała Komisji kopię pierwotnych danych zapisu rejestratora katastroficznego MŁP-14-5 oraz rejestratora eksploatacyjnego KBN-1-1 31.05.2010 r.

Odczyt danych z pamięci kasecji ATM-MEM15 rejestratora ATM-QAR został przeprowadzony w Warszawie w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych. Dane zostały odczytane w całości. Pliki do analizy utworzono na podstawie grafików skalowania dostarczonych z 36 splt. Skalowania zostały potwierdzone za pomocą danych z zakładu remontowego przeprowadzającego ostatni remont samolotu.

Analizę danych przeprowadzono za pomocą oprogramowania FDS (Flight Data Service), wersji 6 oraz wersji 8 firmy ATM (Advanced Technology Manufacturing).

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

W celu porównania zawartości plików z danymi zarejestrowanymi podczas lotu 10.04.2010 r. przez rejestratory MŁP-14-5, KBN-1-1 oraz ATM-QAR dokonano porównania wartości kodowych wybranych parametrów. Metodę porównania oparto na strukturze zapisu. Ponieważ jednostką nadrzędną zawierającą czas jest subkadr¹, z zapisów wyodrębniono kompletne subkadry zawierające numer kodowy samolotu². 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 miałby tę samą wartość w trakcie całego lotu w obu zapisach.

Rejestratory MSRP i ATM-QAR rejestrują godziny i minuty, natomiast sekundy wylicza się, dodając 0,5 s na każdy kolejny kadr danych (rejestrowane są 2 kadry w czasie 1 s). Obliczenia wykonuje się na danych z każdego pierwszego kadru po zmianie pełnej minuty.

W wyniku przeprowadzonych obliczeń otrzymano 229 (co 1 min) punktów porównawczych. Stwierdzono, że liczba błędów zapisu z rejestratora KBN-1-1 jest pomijalna. Liczba 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 po dekompresji 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.

Ze względu na kompletność danych i brak zakłóceń zapisu, do dalszych prac wybrano zapis z rejestratora ATM-QAR.

Algorytm kompresji wbudowany w rejestratory serii ATM-QAR powoduje opóźnienie

¹ Jednostka struktury danych w systemie MSRP. Trwa 5 s i zawiera 10 kadrów. Pierwszy bajt każdego kadru służy do zapisu tzw. danych służbowych (godzina, minuta, dzień, miesiąc, ostatnia cyfra roku, nr rejsu, nr kodowy samolotu). Kolejne kadry w subkadry zawierają kolejne z 10 bajtów danych służbowych.

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

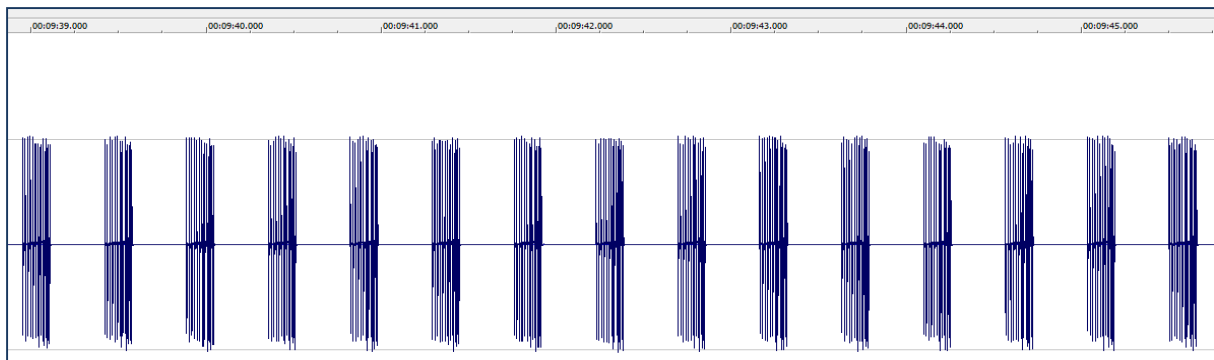
zapisu danych w pamięci o 1,5 s. Ostatnie poprawne dane zostały zapisane o godz. 8:41:02,5³. W celu uzupełnienia zapisu o brakujące 1,5 s podjęto próbę uzyskania ich z rejestratora MŁP-14-5⁴. Z zapisu zarejestrowanego przez MŁP-14-5 (plik 85837.FDR.ALLData.dat) wyodrębniono 4 kadry zawierające sekundy 41:02 i 41:03. Z zapisu rejestratora ATM-QAR 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 101 z 10.04.2010 r. kończący się o godz. 8:41:04. Należy przyjąć, że po 8:41:04 w czasie krótszym niż 0,5 s nastąpiło zniszczenie instalacji elektrycznej systemu rejestracji MSRP, co przerwało jego pracę.

2.3. Rejestrator rozmów w kabinie MARS-BM

Zabudowany na samolocie Tu-154M nr 101 rejestrator rozmów w kabinie MARS-BM rejestrował następującą informację akustyczną:

- kanał I – dowódca statku powietrznego – słuchawki (łącznie z samopodsłuchem);
- kanał II – drugi pilot – słuchawki (łącznie z samopodsłuchem);
- kanał III – suma sygnałów z trzech mikrofonów umieszczonych w kabinie samolotu;
- kanał IV – zakodowany sygnał czasu (godzina i minuta podawana co 0,5 s).

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

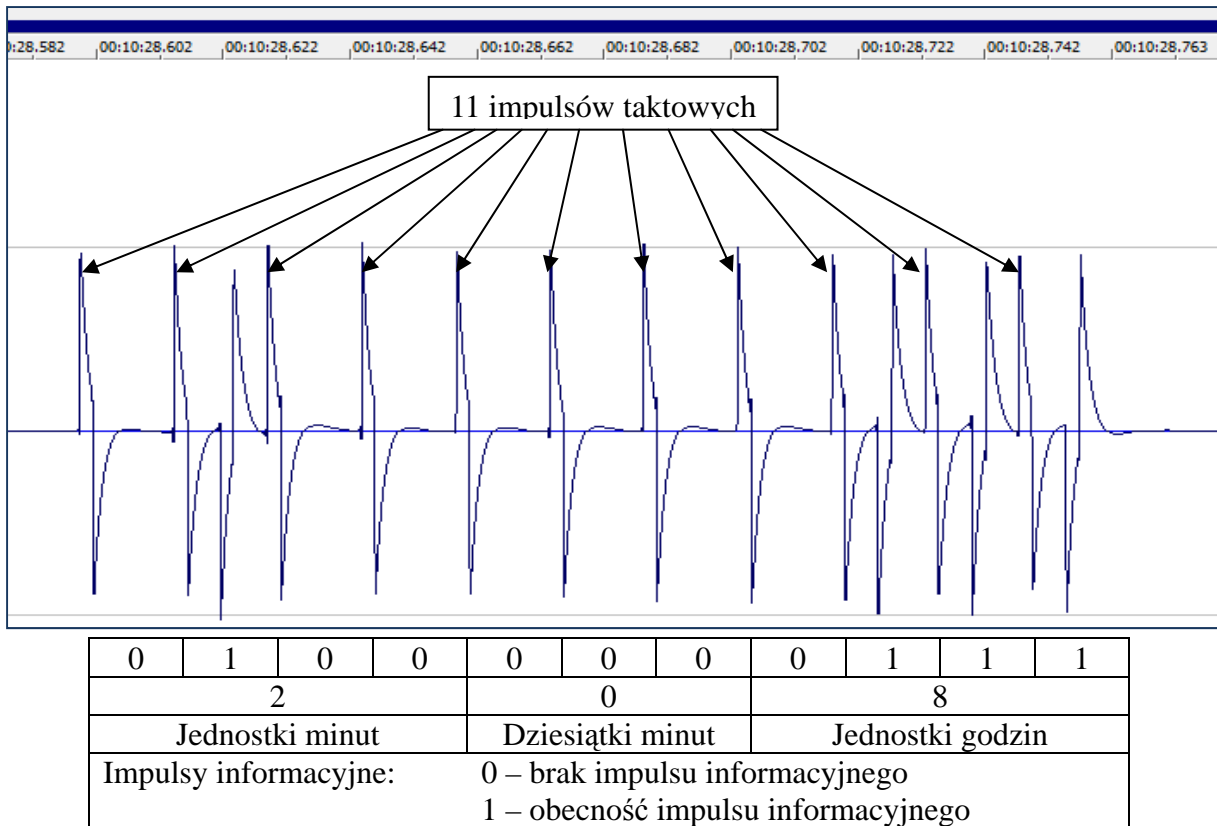


Rys. 3. Fragmenty sygnałów znaczników czasu

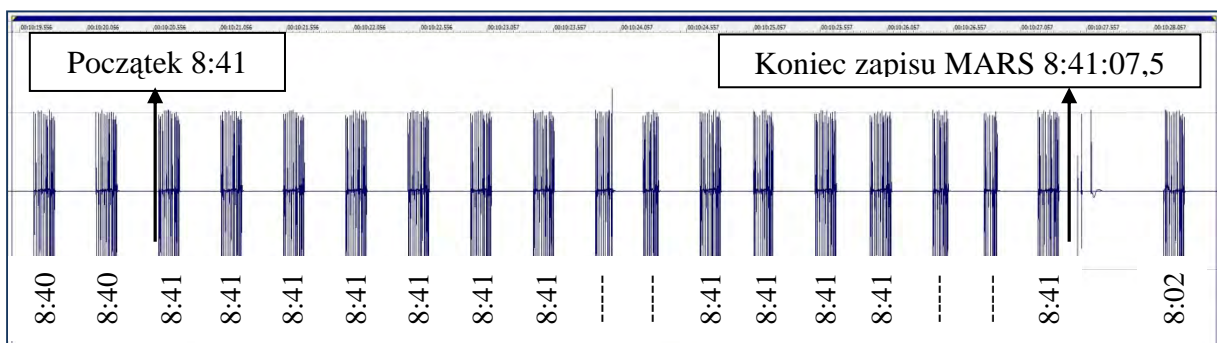
Pojedynczy znacznik czasu składa się z 11 jednakowo oddalonych od siebie impulsów taktowych pogrupowanych w trzech sekcjach (4-3-4). Po impulsie taktowym występuje impuls informacyjny. Taka organizacja ciągu impulsów pozwala binarnie zakodować informację o jednostkach i dziesiątkach minut oraz jednostkach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

³ W całym załączniku nr 2 przyjęto lokalny czas warszawski wpisany do rejestratora ATM-QAR.

⁴ Zapis z rejestratora KBN-1-1 kończy się kilka sekund przed początkiem 41 min, był więc do tego celu nieprzydatny.



Rys. 4. Sposób kodowania czasu na IV kanale – początek nagrania 8:02



Rys. 5. Widok ostatnich 16 zarejestrowanych znaczników czasu godz. 8:41

Z analizy zapisu IV kanału wynika, że przed zmianą godziny na początku nagrania zarejestrowano 12 jednakowych znaczników czasu z zakodowaną godz. 8:02, czyli zapis rozpoczął się nie później niż 0,5 s po godz. **8:02:53,5**. Analogicznie wyznaczono koniec nagrania – ustalono, że jest to 16 sygnał czasu o takiej samej strukturze zarejestrowany na końcu nagrania⁵ (Rys. 5). Na tej podstawie określono, że koniec rejestracji zapisu przez rejestrator MARS-BM nastąpił nie później niż 0,5 s po godz. **8:41:07,5**.

Całkowity czas zapisu rejestratora wynosi **38 min i 14 s**.

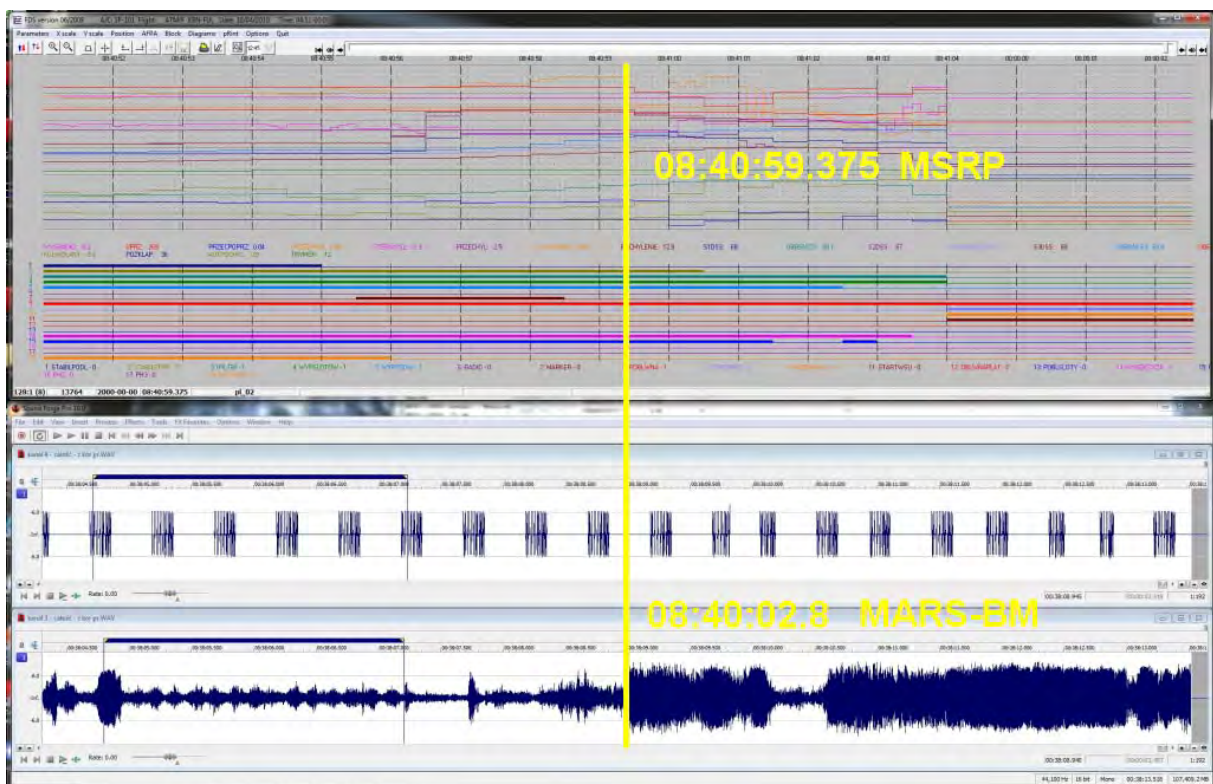
⁵ Cztery błędne ciągi impulsów w końcowej fazie nagrania spowodowane były wystąpieniem wstrząsów w wyniku zderzeń samolotu z drzewami.

2.4. Synchronizacja zapisów MSRP i MARS-BM

System rejestracji MSRP wykorzystuje do odmierzenia czasu lotu blok ITW-4. Aktualny czas wprowadzony jest do ITW-4 przed lotem przez obsługę przygotowującą samolot. 10.04.2010 r. do ITW-4 wprowadzono czas warszawski. Czas lotu odmierzany przez ITW-4 jest bezpośrednio zapisywany na czwartej ścieżce rejestratora rozmów MARS-BM oraz, ze względu na przyjęty sposób kodowania, z opóźnieniem rejestrowany w systemach MSRP i ATM-QAR. Maksymalne opóźnienie zapisu czasu zarejestrowanego w MSRP i ATM-QAR w stosunku do MARS-BM wynosi nie więcej niż 5 s.

Opóźnienie zapisu systemu MSRP w stosunku do MARS-BM określono, porównując moment wystąpienia zjawisk charakterystycznych dla zderzenia z przeszkodą, w wyniku którego nastąpiła utrata lewej końcówki skrzydła. 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** s w stosunku do czasu MARS-BM. Do dalszych analiz przyjęto opóźnienie **3** s.



Rys. 6. Zależność czasu MSRP i MARS-BM w chwili uderzenia w brzozę

3. Ocena działania instalacji i systemów samolotu Tu-154M na podstawie analizy zapisów rejestratorów MSRP i ATM-QAR

3.1. Układ automatycznego sterowania ABSU

Samolot Tu-154M nr 101 wyposażony był w układ automatycznego sterowania ABSU-154-2, mógł być sterowany w pełnym zakresie eksploatacyjnych wyważań oraz wysokości i prędkości lotu, z wyjątkiem startu (do wysokości 400 m) i lądowania (poniżej wysokości 30 m).

Układ ABSU zapewnia:

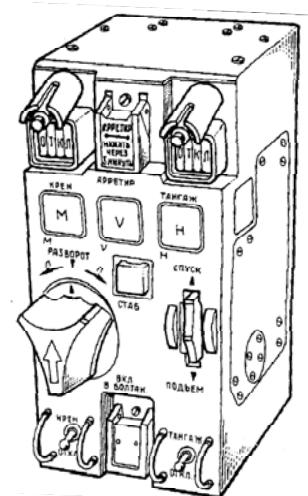
- utrzymanie założonych charakterystyk stateczności i sterowności we wszystkich fazach lotu (z wyjątkiem startu do wysokości 400 m i lądowania, poniżej wysokości 30 m);
- automatyczne sterowanie samolotem we wszystkich fazach lotu wg sygnałów zestawu pilotażowo-nawigacyjnego;
- automatyczne lub dyrektywne (wg wskazówek nakazu) sterowanie samolotem podczas podejścia do lądowania do wysokości 30 m;
- automatyczne przejście na drugi krąg;
- automatyczną stabilizację prędkości przyrządowej (z wykorzystaniem automatu ciągu) podczas podejścia do lądowania do wysokości 4-6 m.

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

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. Kąty te mogą być zmieniane bez odłączania zakresu za pomocą pokręteł РАЗБОРОТ i СПИСК-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.

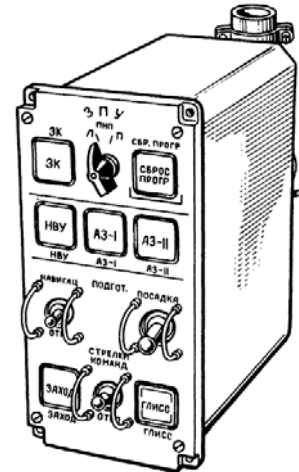


Rys. 7. Pulpit PN-46

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.

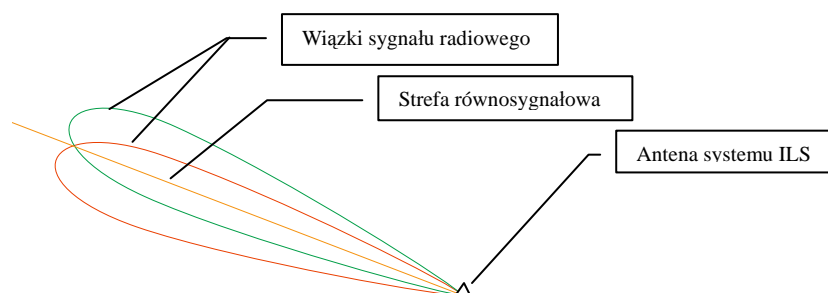


Rys. 8. Pulpit sterowania PN-5

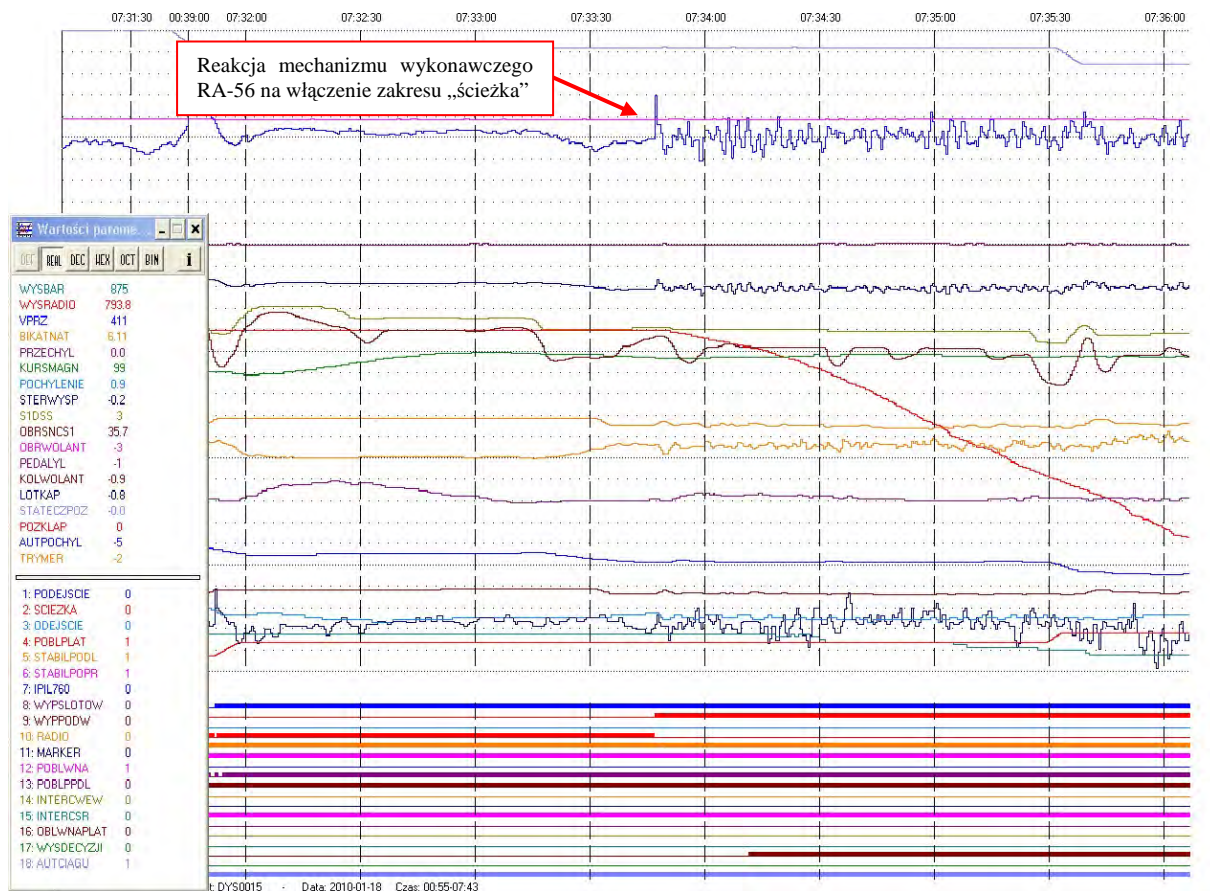
Automatyczne włączenie następuje w chwili przechwycenia ścieżki zniżania (kiedy samolot znajdzie się w miejscu zrównania się sygnałów radiowych ścieżki z systemu ILS) pod warunkiem, że samolot był w konfiguracji do lądowania (klapy wychylone na kąt większy niż 36°). Dla kłap wychylonych na kąt 28° zakres „ścieżka” należy włączyć ręcznie przyciskiem ГЛИСС na pulpicie PN-5.

Na wysokościach progowych 250 m, 100 m i 30 m zmieniają się współczynniki wzmocnienia i opóźnień poszczególnych elementów układu automatycznego sterowania oraz 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”.



Rys. 9. Schemat tworzenia strefy równosygnałowej dla ścieżki przez system ILS



Rys. 10. Typowy przebieg parametrów lotu w chwili włączenia zakresu „ścieżka”

Na Rys. 10 przedstawiono typowy przebieg parametrów pracy układu automatycznego sterowania w chwili włączenia zakresu „ścieżka”. Charakterystyczna jest zdecydowanie szybsza reakcja mechanizmu RA-56 i odpowiadające jej 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 ten służy do automatycznego sterowania samolotem w czasie odejścia na drugi krąg. Włączenie zakresu jest możliwe, jeśli wcześniej system automatycznego sterowania pracował na zakresie „ścieżka”. Zakres można włączyć przyciskami na kolumnach sterowych lub przestawieniem co najmniej dwóch DSS (dźwignie sterowania silnikiem) na zakres startowy.

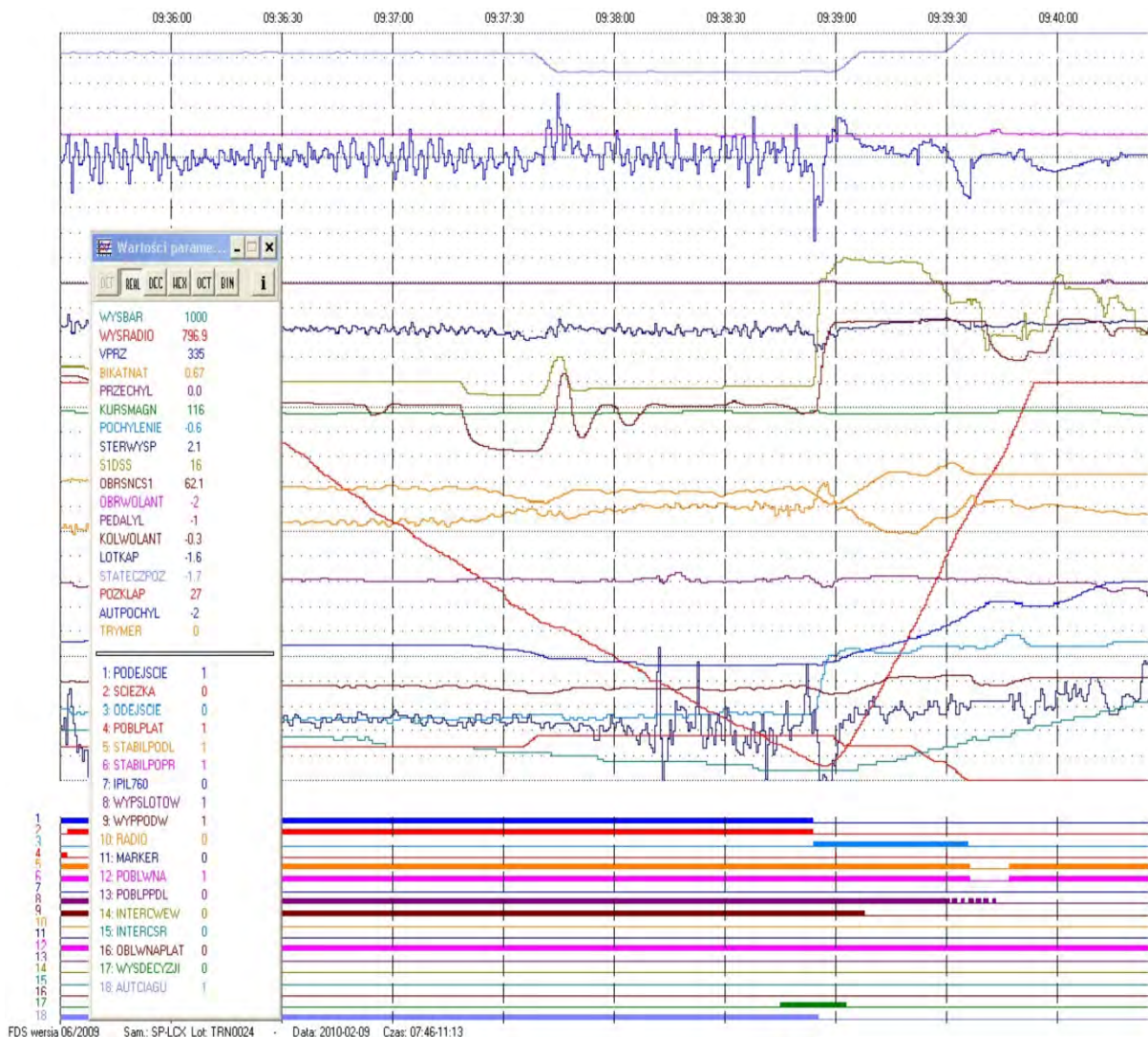
Po włączeniu zakresu „odejście na drugi krąg” (УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ) elektromechanizm przestawia DSS na zakres startowy, a system automatycznego sterowania utrzymuje prędkość lotu zgodnie z programem zależnym od położenia klap.

W trakcie nabierania prędkości 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 stały kąt 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 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. 11. Typowy przebieg parametrów lotu w chwili włączenia zakresu „odejście na drugi krąg”



Rys. 12. 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 ODEJŚCIE 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 DSS wymaga przemieszczenia przynajmniej dwóch DSS na panelu środkowym w skrajne przednie położenie. Nie jest możliwe włączenie tego zakresu przez przestawienie 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 przeniżenia podane są na Rys. 13.

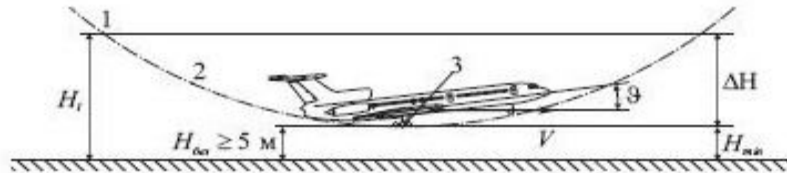


Рис. 6.9. Траектория движения самолета Ту-154М при уходе на второй круг:

- 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

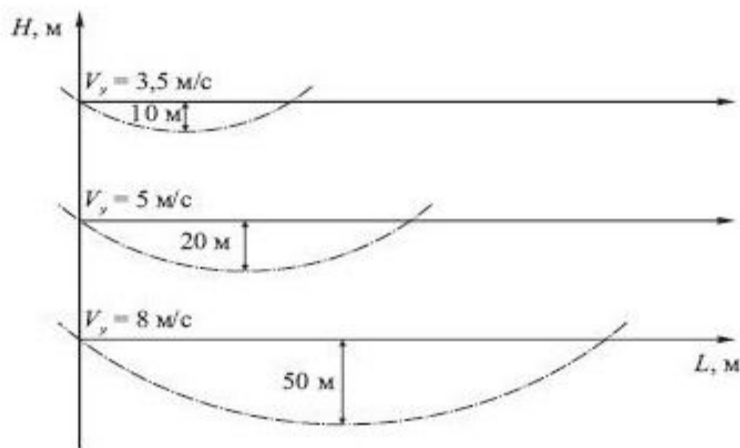


Рис. 6.10. Просадка самолета Ту-154М при уходе на второй круг

Rys. 13. Orientacyjne wysokości niezbędne do przejścia na wznoszenie po włączeniu zakresu „odejście na drugi krąg”

4) Analiza funkcjonowania układu sterowania samolotu

Funkcjonowanie układu sterowania samolotem ABSU-154-2 w czasie lotu samolotu 10.04.2010 r. przeanalizowano na podstawie zapisu rejestratora parametrów lotu ATM-QAR.

Załoga włączyła automatyczną stabilizację w kanale podłużnym i poprzecznym 55 s po starcie z lotniska WARSZAWA-OKĘCIE (07:27:14⁶). Samolot osiągnął wysokość 512 m i kontynuował wznoszenie do wysokości przelotowej. Przelot w rejon lotniska SMOLEŃSK PÓŁNOCNY, podejście 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 według RW 21,9 m. Odłączenie automatycznej stabilizacji w kanale

⁶ Czas warszawski.

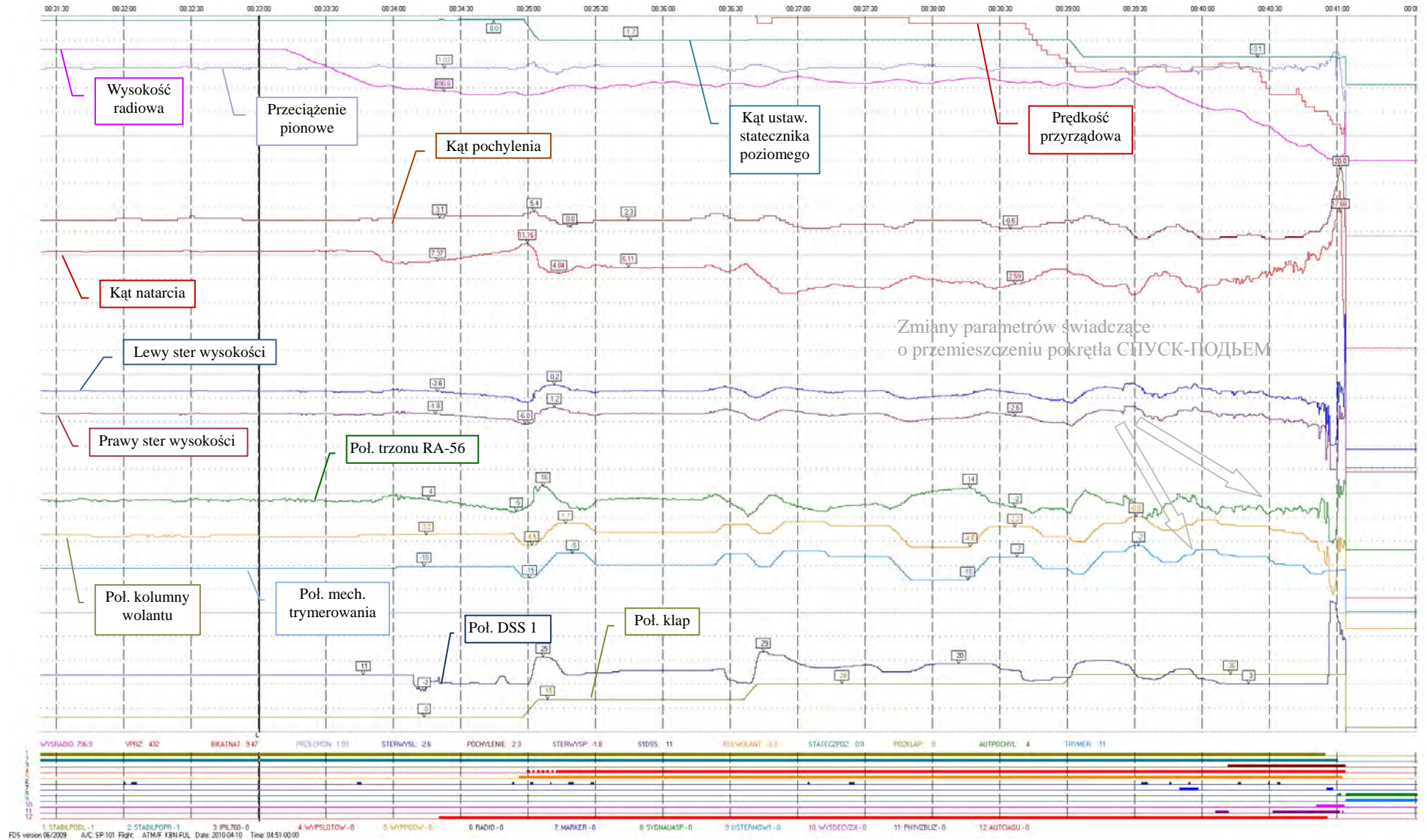
poprzecznym nastąpiło w wyniku obrotu wolantu o kąt większy niż 30° o 08:41:00,5 na wysokości według RW 6,2 m.

Lotnisko SMOLEŃSK PÓŁNOCNY nie było wyposażone w system 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 mogła być zmieniana za pomocą pokrętła СПУСК-ПОДЪЕМ znajdującego się na pulpicie PU-46. 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 trymerowania MET-4U w kanale pochylenia świadczą, że w czasie zniżania załoga korygowała położenie samolotu na ścieżce – wielokrotnie zmieniane było położenie pokrętła СПУСК-ПОДЪЕМ na pulpicie PU-46.

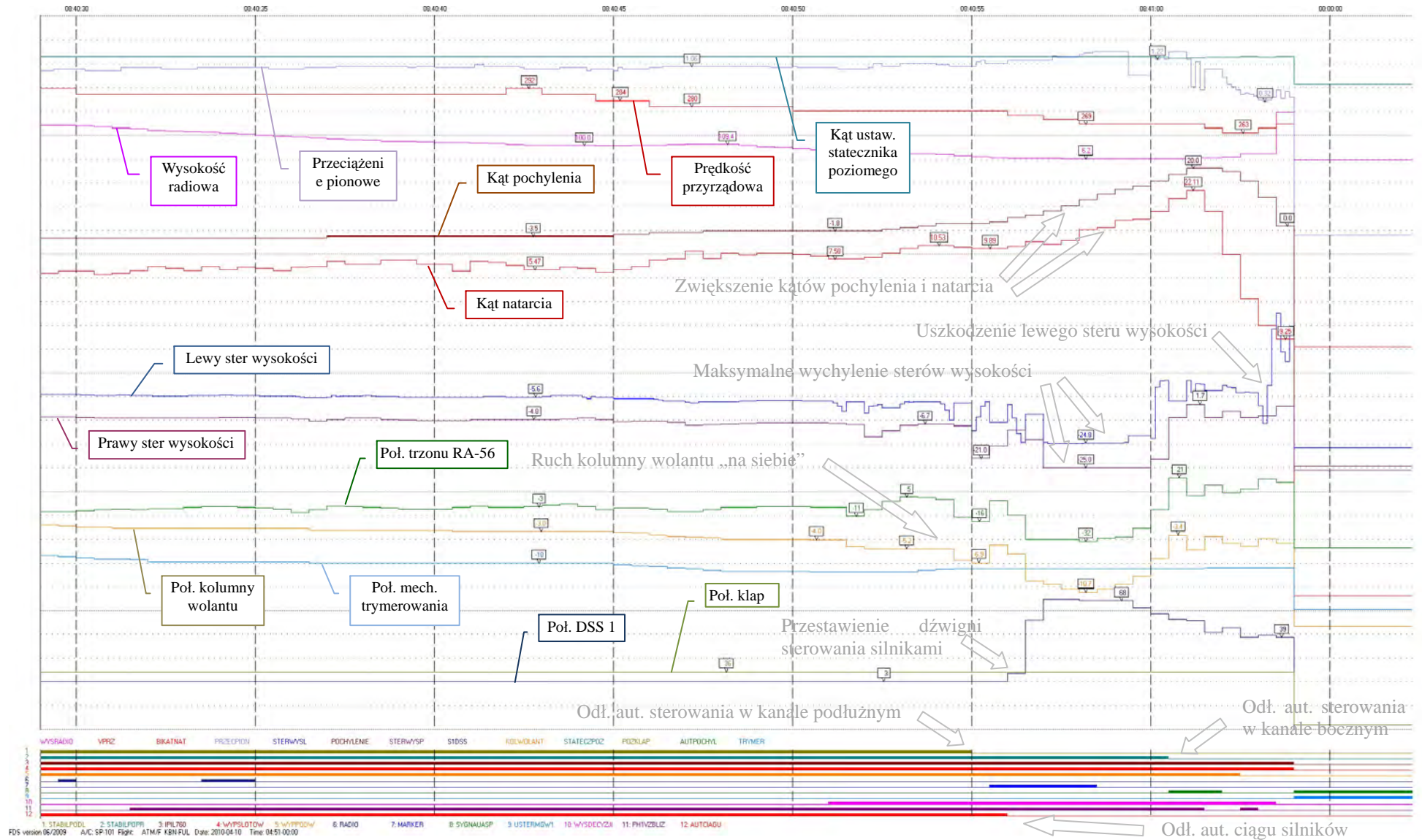
Ustawienia zakresów pracy ABSU nie są rejestrowane. Komisja nie była w stanie jednoznacznie określić, w jakim zakresie pracował układ automatycznego sterowania samolotem w kanale bocznym w ostatniej fazie lotu (po wykonaniu „czwartego zakrętu” do lądowania). Prawdopodobnie był to zakres⁷, w którym samolot automatycznie utrzymywany był na kursie do punktu nawigacyjnego DRL10 zaprogramowanego w systemie FMS.

Kolejne wykresy przedstawiają wybrane zapisy zarejestrowanych parametrów lotu samolotu Tu-154M nr 101 w dniu 10.04.2010 r.

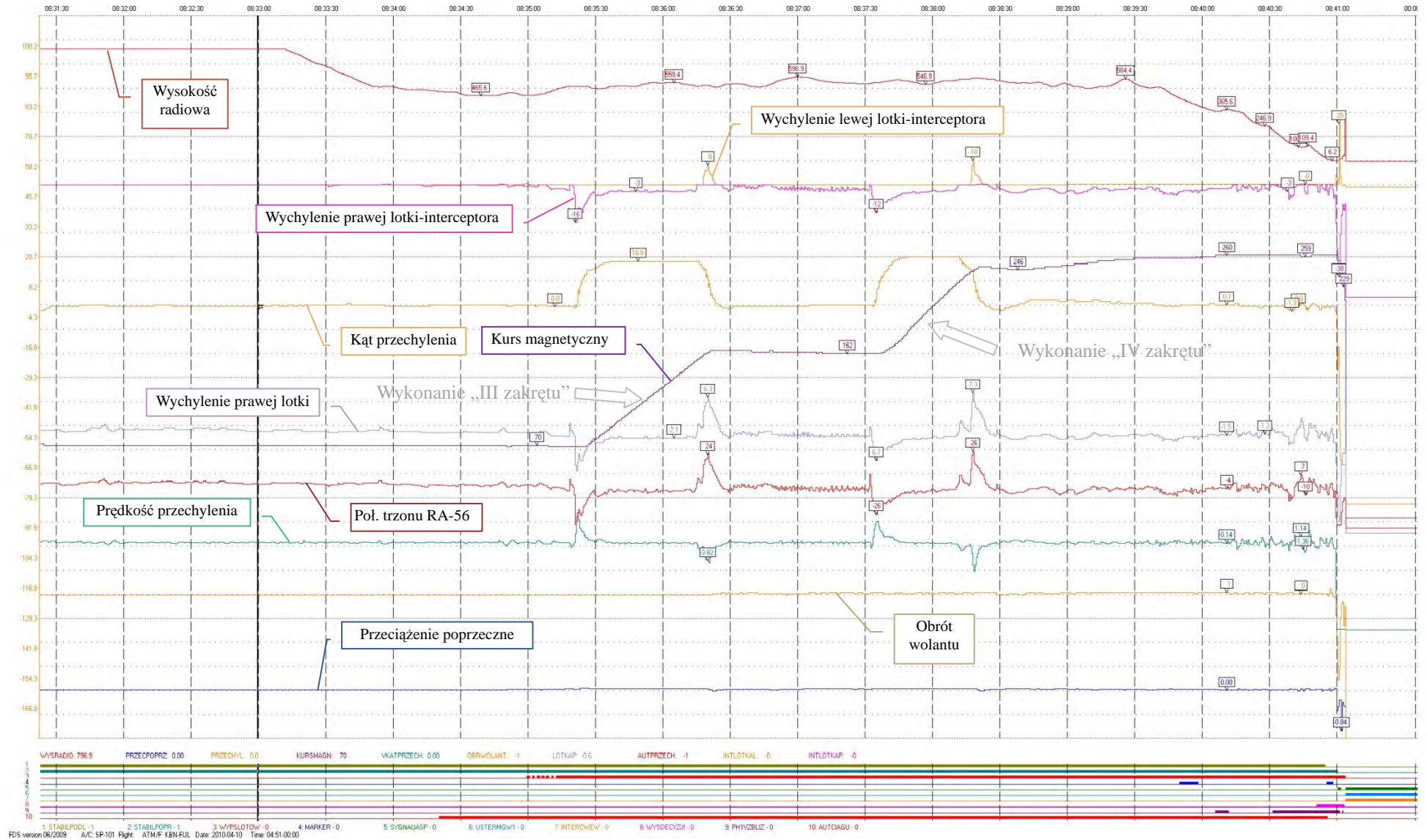
⁷ Inne zakresy pracy układu ABSU w kanale bocznym, jaki mogła wykorzystywać załoga, to stabilizacja kąta przechylenia - w takim przypadku możliwe było sterowanie samolotem za pomocą pokrętła ПАЗБОПОТ, znajdującego się na pulpicie PU-46 obok pokrętła СПУСК-ПОДЪЕМ lub zakres automatycznej stabilizacji kursu, którego wartość można zmieniać za pomocą pokrętła na wskaźniku PNP-1.



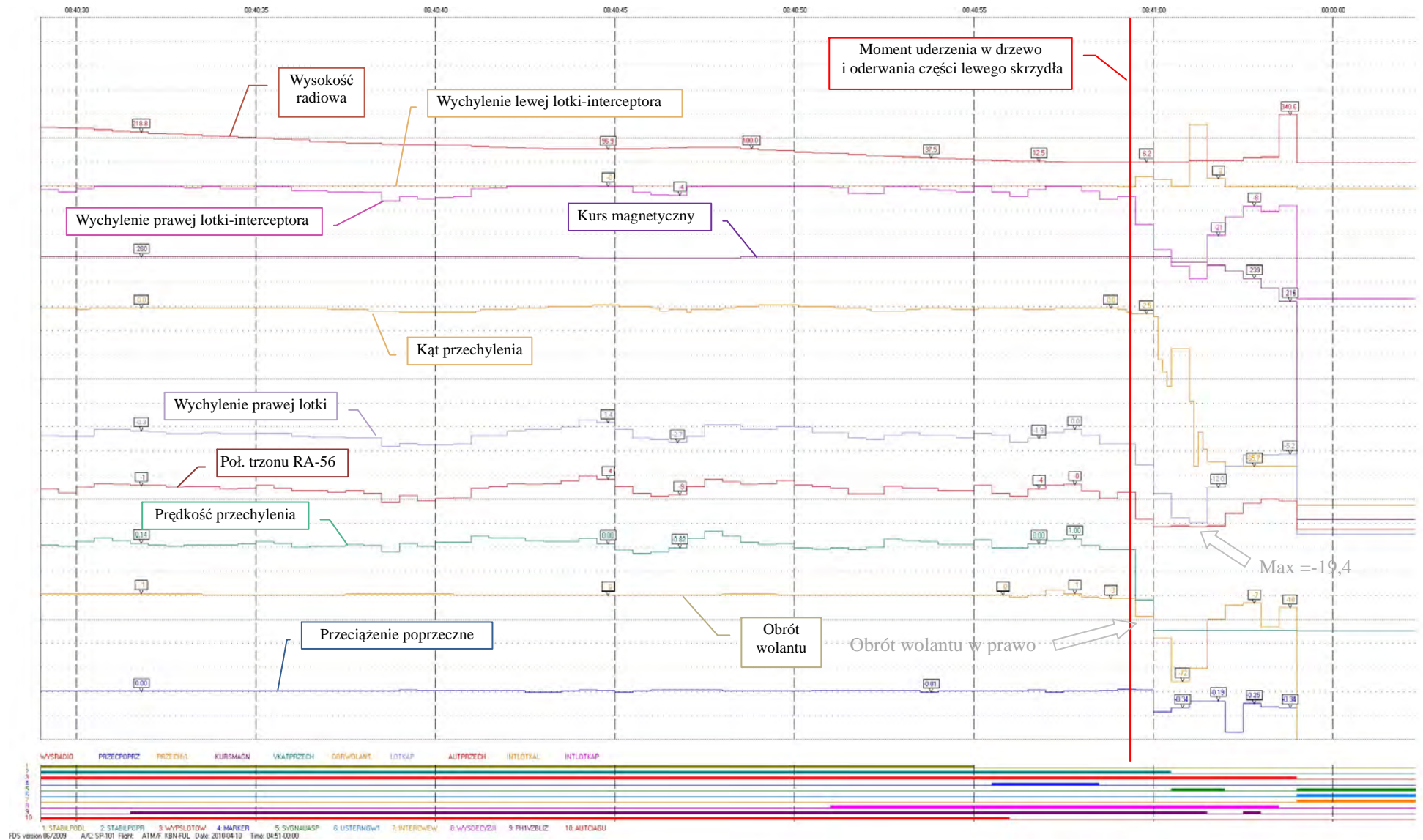
Rys. 14. Przebieg wybranych parametrów w czasie podejścia do lądowania – kanał podłużny



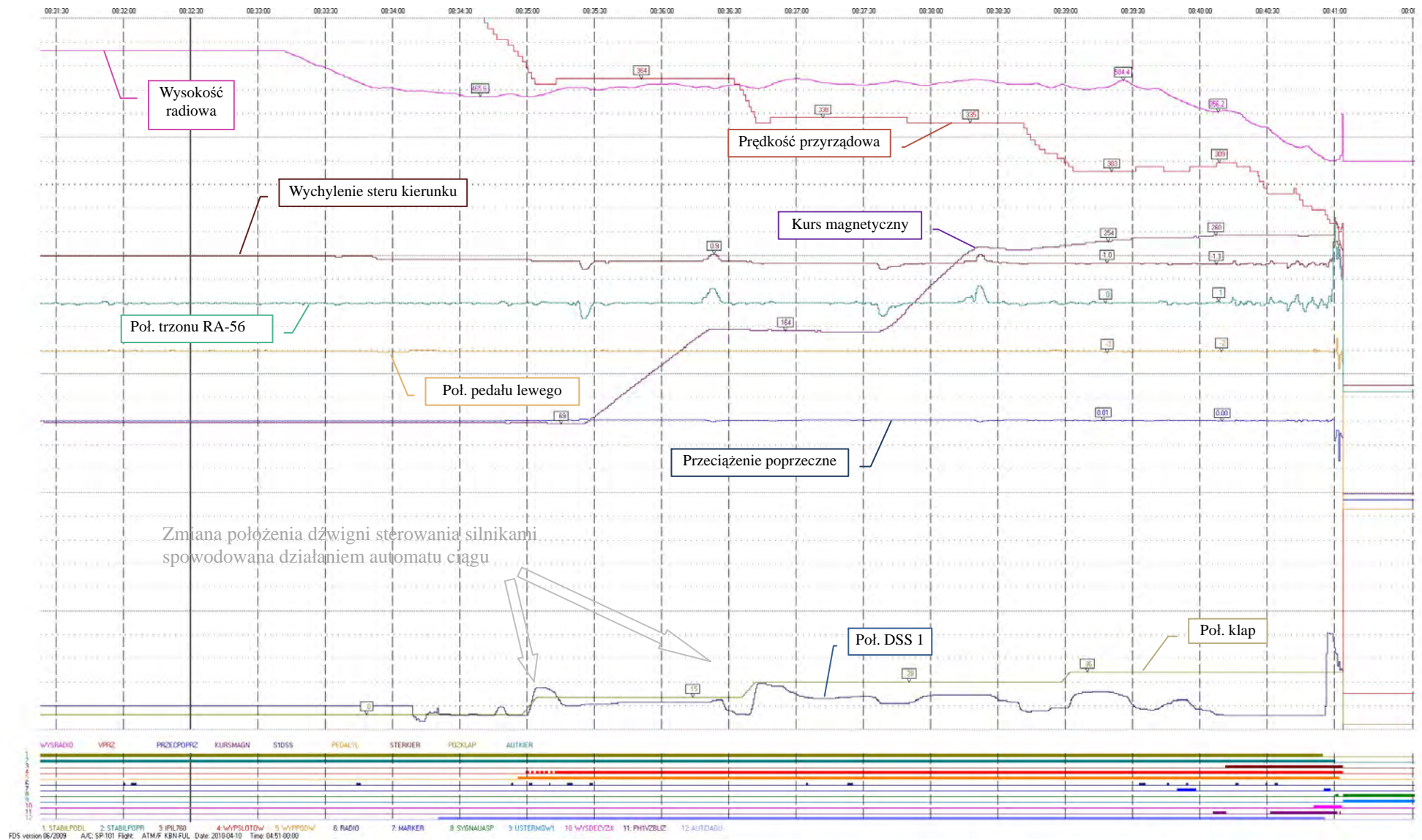
Rys. 15. Przebieg wybranych parametrów na ścieżce podejścia do lądowania – kanał podłużny



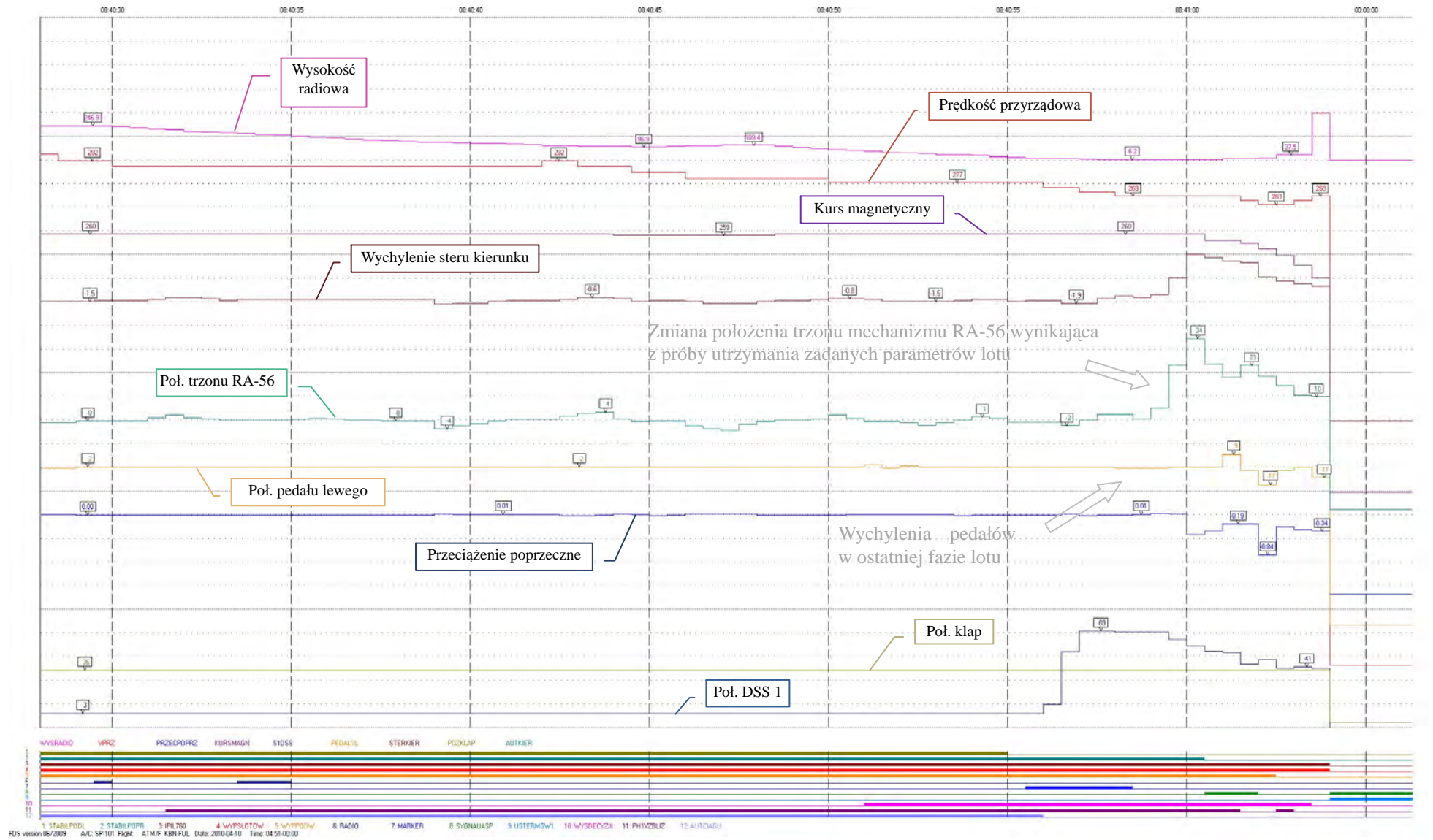
Rys. 16. Przebieg wybranych parametrów w czasie podejścia do lądowania – kanał poprzeczny – sterowanie lotkami



Rys. 17. Przebieg wybranych parametrów na ścieżce podejścia do lądowania – kanał poprzeczny – sterowanie lotkami



Rys. 18. Przebieg wybranych parametrów w czasie podejścia do lądowania – kanał poprzeczny – ster kierunku



Rys. 19. Przebieg wybranych parametrów na ścieżce podejścia do lądowania – kanał poprzeczny – ster kierunku

Wnioski dotyczące pracy układu ABSU:

- 1) 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.
- 2) W czasie podejścia do lądowania załoga wykorzystywała ABSU:
 - a) w kanale podłużnym w trybie automatycznej stabilizacji kąta pochylenia samolotu;
 - b) w kanale bocznym w trybie (najprawdopodobniej) stabilizacji linii drogi.
- 3) MSRP i ATM-QAR oraz MARS-BM nie zarejestrowały odłączenia układu automatycznego sterowania (np. poprzez naciśnięcie przycisku na wolancie) w kanale podłużnym przed rozpoczęciem manewru odejścia na drugi krąg, co wskazuje, że załoga nie przygotowała układu ABSU w sposób umożliwiający zadziałanie automatycznego odejścia na drugi krąg.
- 4) 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.
- 5) Układ automatycznego sterowania został odłączony przemieszczeniem kolumny wolantu i obrotem wolantu.
- 6) 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) Wciśnięcie przycisku ODEJŚCIE nie pozostawia śladu na zapisie MSRP/ATM-QAR, jeśli zakres odejścia nie aktywuje się.
- 8) Samolot w momencie podjęcia przez dowódcę statku powietrznego decyzji o odejściu na drugi krąg zniżał się z prędkością opadania 6,2 m/s. Wykonanie tego manewru (przy założeniu, że procedura przeprowadzona byłaby prawidłowo – właściwy kąt natarcia, praca silników na zakresie startowym) wymagało zainicjowania procedury na wysokości powyżej 35 m nad przeszkodami terenowymi.

3.2. Instalacja hydrauliczna

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

PH1VZBLIZ nadmierny spadek ciśnienia (do wartości poniżej 100 kg/cm²) w instalacji hydraulicznej nr 1 lub sygnalizacja o wygenerowaniu komend przez TAWS;

- PH2 nadmierny spadek ciśnienia (do wartości poniżej 100 kg/cm²) w instalacji hydraulicznej nr 2;
- PH3 nadmierny spadek ciśnienia (do wartości poniżej 100 kg/cm²) w instalacji hydraulicznej nr 3.

W końcowej fazie lotu kilkakrotnie zostały zarejestrowane w kanale PH1VZBLIZ sygnały o wartości 1. Sygnały te pochodziły od systemu TAWS, a nie z sygnalizatora ciśnienia instalacji hydraulicznej nr 1.

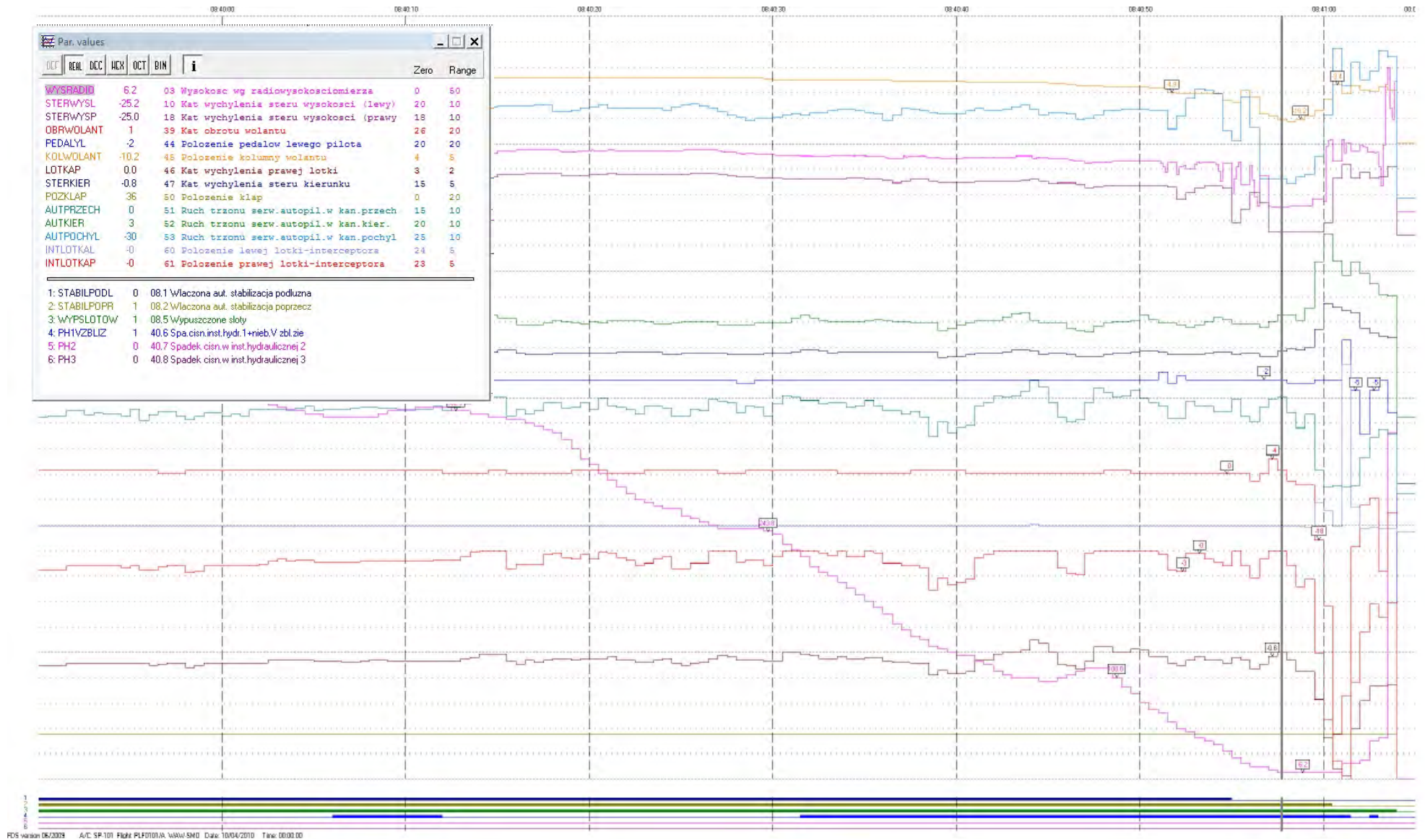
Ponadto rejestrator MSRP/ATM-QAR zapisuje informacje pozwalające ocenić zgodność między ruchami wolantu i autopilota a wychyleniami płaszczyzn sterujących samolotu. Są to następujące kanały:

Tab. 1. Parametry lotu do oceny pracy instalacji 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.	AUTOPOCHYL	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. 20. 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-BM, 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 były zgodne z ruchami wolantu i mechanizmu wykonawczego autopilota,
 - wychylenia steru wysokości były zgodne z ruchami kolumny wolantu i mechanizmu wykonawczego autopilota,
 - wychylenia steru kierunku były 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 uległo 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 było rozbieżności pomiędzy ruchami wolantu i pedałów a reakcją płaszczyzn sterowych samolotu, co oznacza, że instalacje hydrauliczne do końca zapewniały prawidłowe sterowanie samolotem.

3.3. Analiza pracy zespołu napędowego

Oceny pracy zespołu napędowego w trakcie przelotu samolotu z WARSZAWY do SMOLEŃSKA wraz z analizą ostatniej fazy tego lotu (od ok. 7 km do progu pasa startowego) dokonano na podstawie analizy parametrów pracy silników wymienionych w tab. 2 i 3 oraz przedstawionych w postaci wykresu.

Tab. 2. Parametry ciągłe

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

Tab. 3. Parametry dyskretne

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

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

Drgania silników mierzone były na samolocie Tu-154M nr 101 przez dwa niezależne układy dla każdego z silników. Podstawowy układ mierzył drgania przedniej i tylnej podpory silnika (rejestrowane były tylko drgania tylnej podpory), a dodatkowy układ (AVM-219 firmy Vibrolot ltd.) mierzył drgania „N1” wirnika niskiego ciśnienia oraz drgania „N2” wirnika

wysokiego ciśnienia (rejestrowane były oba parametry). Analiza zapisu drgań wykazała, że do momentu zderzenia z pierwszymi przeszkodami ich wartości odpowiadały WT i były znacząco niższe od granicznych zakresów: 55% - określających maksymalną/niebezpieczną wibrację silników (wg IW-50), oraz 65% - określającej maksymalną/wysoką wibrację silników (wg AVM-219). Maksymalne wartości drgań i ich zmianę dla wszystkich (trzech) silników zarejestrowano podczas startu samolotu (np. maksymalna, chwilowa wartość drgań na tylnej podporze silnika nr 3 osiągnęła ok. 20,38%).

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

Analiza zapisu parametrów dyskretnych związanych z pracą zespołu napędowego od momentu uruchomienia silników do godz. 08:41:03,5, tj. 0,5 s przed końcem wiarygodnego zapisu rejestratora ATM-QAR, wykazała brak sygnałów stanów awaryjnych, takich jak:

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

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



Rys. 21. Parametry pracy silników samolotu Tu-154M

O godz. 08:40:55,5, gdy obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 wynosiły odpowiednio 41,9%, 38,6%, 45,2% (co odpowiada w przybliżeniu zakresowi nieznacznie powyżej „małego gazu”), nastąpiło ręczne, w czasie 1 s, przestawienie wszystkich DSS w położenie 69°, tj. na zakres „startowy” - co wiązało się z jednoczesnym odłączeniem automatu ciągu. Temperatury gazów za turbiną i obroty pędni niskiego ciśnienia wszystkich silników wzrastały płynnie, bez zarzutów i zawisania. Gdy o godz. 08:40:59,375 samolot zderzył się końcówką lewego skrzydła z dużą brzozą, obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 zdążyły wzrosnąć do wartości odpowiednio 68,1%, 61,9%, 68,6%.

O godz. 08:41:02,9 obroty pędni niskiego ciśnienia silników nr 1, 2, 3 osiągnęły wartości odpowiednio 83,8%, 84,0%, 83,3%, co odpowiada w przybliżeniu zakresowi „nominalnemu”. Silniki nie zdążyły więc osiągnąć zakresu „startowego”. Obroty pędni niskiego ciśnienia wzrosły od wartości w przybliżeniu „małego gazu” do wartości w przybliżeniu odpowiadającej zakresowi nominalnemu w czasie 7,4 s. Czas i sposób przyspieszania silników świadczy o ich dobrym stanie technicznym i właściwej regulacji.

Analizy powyższych danych oraz ich zobrazowania wykazały, że wszystkie rejestrowane parametry pracy silników do chwili zderzenia z przeszkodami przyjmowały wartości zgodne z określonymi w dokumentacji eksploatacyjnej dla danych zakresów pracy. Wykresy zmienności tych parametrów dla silników nr 1, 2 i 3 są prawie identyczne – silniki pracowały zgodnie.

Z przeprowadzonych oględzin silników na miejscu katastrofy oraz analizy zebranego materiału fotograficznego wynika, że:

- na wszystkich trzech silnikach nie było uszkodzeń korpusów charakterystycznych dla rozpadu w locie elementów wirujących silników,
- na silnikach i ich osłonach nie ma śladów świadczących o ich pożarze,
- charakter uszkodzeń silników (wessane do wnętrza błoto i wygięcie łopatek) świadczy o tym, że pracowały one w momencie katastrofy,
- nie stwierdzono uszkodzeń oraz innych śladów mogących świadczyć o awarii silnika spowodowanej inną przyczyną niż zderzenie z ziemią,

można więc ponad wszelką wątpliwość stwierdzić, że nic nie wpłynęło **na funkcjonowanie zespołu napędowego w trakcie lotu.**

3.4. Instalacja paliwowa

Analiza tankowania samolotu w okresie 2 tygodni poprzedzających wypadek, przeprowadzona na podstawie dokumentów 36 splt wykazała, że paliwo tankowane do samolotu Tu-154M nr 101 od 26.03. do 9.04.2010 r. było zgodne z wykazem paliw dopuszczonych przez producenta do stosowania na tym typie samolotu i spełniało kryteria jakościowe. Dodatkowe badania laboratoryjne paliwa zatankowanego do samolotu 9.04. wykazały, że właściwości paliwa były zgodne z normami. Wyniki badań próbek paliwa pobranych w obecności członków Komisji z wraku samolotu na miejscu wypadku, które przeprowadzono w Rosji, potwierdziły dobrą jakość paliwa zatankowanego w Polsce.

Na podstawie zapisów w Książce obsługi statku powietrznego Nr 101, 90A837, RWD 343/14, str. 20/109 ustalono, że 10.04.2010 r. przed lotem w samolocie było 18 672 kg paliwa.

O godz. 08:40:53,9, gdy kąt przechylenia samolotu wynosił 0° i kąt pochylenia 0° , sumaryczna ilość paliwa w zbiornikach samolotu wynosiła 10 600 kg.

Rejestratory parametrów lotu MSRP zapisują dane dotyczące instalacji paliwowej w dwóch kanałach:

- sumaryczna ilość paliwa – parametr ciągły, sygnał proporcjonalny do sumarycznej ilości paliwa podawany jest z bloku BPS-3-1T wchodzącego w skład systemu pomiaru i sterowania zużyciem paliwa SUIT4-1T. Zakres rejestrowanego sygnału wynosi 0-40 t.
- ręczne zużycie paliwa – parametr dyskretny, sygnał rejestrowany jest przy awarii lub ręcznym wyłączeniu automatu zużycia paliwa wchodzącego w skład systemu pomiaru i sterowania zużyciem paliwa SUIT4-1T. W przypadku awarii lub wyłączenia automatu zużycia świeci też lampka sygnalizacyjna na tablicy technika pokładowego.

O godz. 07:58:57,5 w zapisie rejestratorów parametrów lotu pojawił się sygnał świadczący o awarii lub ręcznym wyłączeniu systemu sterowania i pomiaru zużycia paliwa SUIT4-1T. Sygnał ten pojawił się w tym samym kanale (ODSCIEZKI), w którym pojawił się sygnał granicznego odejścia od ścieżki zniżania. Zgodnie z „Ty-154M. Руководство по летной эксплуатации”, pkt 8.3.2.(6)1, str. 8.3.5, technik pokładowy powinien niezwłocznie zameldować dowódcy statku powietrznego o wykrytych odchyleniach w funkcjonowaniu instalacji paliwowej. W zapisie MARS-BM nie ma takiego meldunku, można więc domniemywać, że przełączenie systemu sterowania i pomiaru zużycia paliwa w tryb ręczny było zamierzone. Zapis zaczął się dopiero od godz. 8:02:53,5, więc ewentualny meldunek technika pokładowego mógł się nie zapisać. Z informacji otrzymanych od byłego Szefa Sekcji Techniki Lotniczej 36 splt wynika, że automatykę paliwową w Tu-154M wyłączano, kiedy

zachodziła potrzeba takiego wypracowania paliwa, aby nie trzeba było trymerować samolotu na lotkach, co umożliwiało zmniejszenie zużycia paliwa.

O godz. 08:30:44 z zapisu rejestratorów parametrów lotu wynika, że system sterowania i pomiaru zużycia paliwa znowu działał w trybie automatycznym. Stan taki trwał do momentu wypadku. Zmianie funkcjonowania instalacji paliwowej nie towarzyszył żaden meldunek technika pokładowego do dowódcy statku powietrznego, wymagany w takiej sytuacji.

3.5. Instalacja przeciwooblodzeniowa samolotu Tu-154M

3.5.1. 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. Każdy silnik ma niezależną instalację przeciwooblodzeniową. Włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej każdego silnika sygnalizowane jest zaświeceniem żółtej lampki sygnalizacyjnej znajdującej się przy każdym włączniku (Rys. 22). Rejestrator parametrów lotu MSRP rejestruje włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej wlotów silników – parametr POBLWNA.

3.5.2. Instalacja przeciwooblodzeniowa skrzydeł i statecznika pionowego

Noski centroplata środkowego i statecznika poziomego ogrzewane są gorącym powietrzem odbieranym z silników. Włączenie układu ogrzewania sygnalizowane jest świeceniem dwóch żółtych lampek LEWA i PRAWA zabudowanych nad wyłącznikiem tego układu (Rys. 22). 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 DSL-40 i blokiem elektroniki PE-11M.

3.5.3. Instalacja przeciwooblodzeniowa slotów

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 chłodzenie 115,5 s. Podczas lotu w warunkach oblodzenia instalacja może pracować bez ograniczeń. Podczas postoju na ziemi instalacja zabezpieczona jest wyłącznikiem krańcowym obciążenia podwozia.

3.5.4. Instalacja sygnalizacji oblodzenia

Oblodzenie sygnalizowane jest świeceniem czerwonej lampki sygnalizacyjnej OBLODZENIE (Rys. 22). 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.

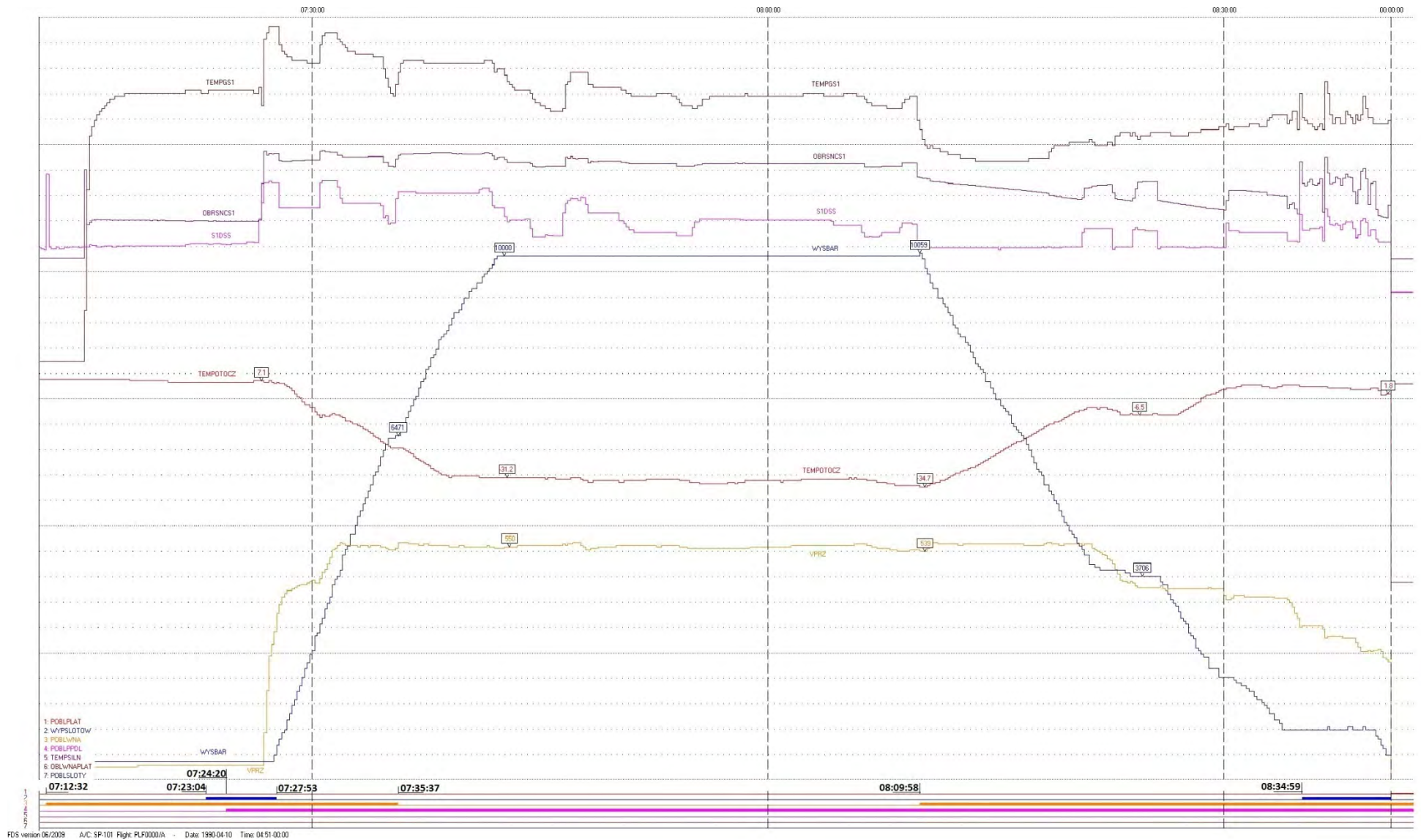
3.5.5. Instalacja przeciwoblozeniowa odbiornika ciśnień powietrznych PPD⁸

W celu zabezpieczenia PPD przed oblodzeniem w odbiornikach zainstalowano elektryczne elementy grzejne zasilane napięciem stałym 27 V. Rejestrator MSRP rejestruje włączenie tylko ogrzewania PPD I PILOTA (przełącznik zaznaczony czerwonym kółkiem poniżej).



Rys. 22. Panel sterowania włączeniem i sprawdzaniem układu ogrzewania PPD (z lewej) oraz panel sterowania instalacją przeciwoblozeniową (z prawej) samolotu Tu-154M

⁸ PPD – odbiornik ciśnień powietrznych.



Rys. 23. Zapis pracy instalacji przeciwbłędzeniowej

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 10 000 m realizowany był bez włączonej instalacji. Drugi raz włączenie nastąpiło o godz. 08:09:58 na wysokości 10 000 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. Nie wystąpiły sygnały oblodzenia zarejestrowane przez rejestrator.

3.6. 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. 24 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 i 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:

Tab. 4. Parametry analogowe instalacji elektrycznej

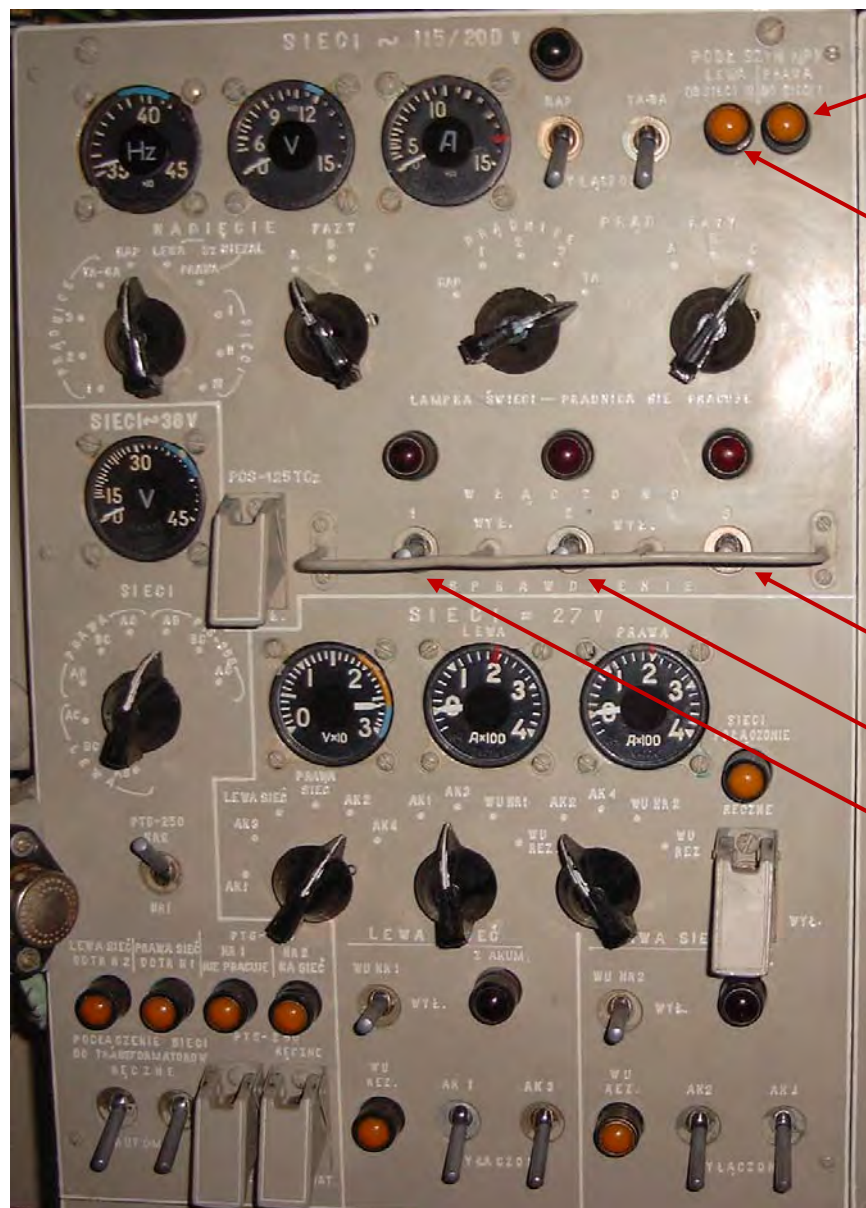
Lp.	Opis	Mnemonik
1.	Napięcie w sieci 27 V – rejestrowana jest wartość napięcia na prawej tablicy AZS układu zasilania 27V	TABPL27V

Tabela 5. Parametry dyskretnie instalacji elektrycznej

Lp.	Opis	Mnemonik
1.	Przełączenie zasilania szyny NPK ⁹ prawej sieci na sieć nr 1	NPKP3SIEC1
2.	Przełączenie zasilania szyny NPK lewej sieci na sieć nr 3	NPKL1SIEC3
3.	Odłączenie prądnic nr 3 od sieci	G3NIESPR
4.	Odłączenie prądnic nr 2 od sieci	G2NIESPR
5.	Odłączenie prądnic nr 1 od sieci	G1NIESPR
6.	Obecność napięcia 27 V na lewej tablicy AZS ¹⁰	TABLAZS27V
7.	Napięcie 36 V na szynie przetwornicy PTS-250 nr 1	SZYNAWA36V
8.	Napięcie 36 V na szynie lewej (przetwornicy PTS-250 nr 2)	LSIEC36V
9.	Napięcie 36 V na szynie prawej	SIECPR36V

⁹ NPK – Nawigacyjno Pilotażnyj Kompleks.

¹⁰ AZS – Automat Zabezpieczenia Sieci.



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

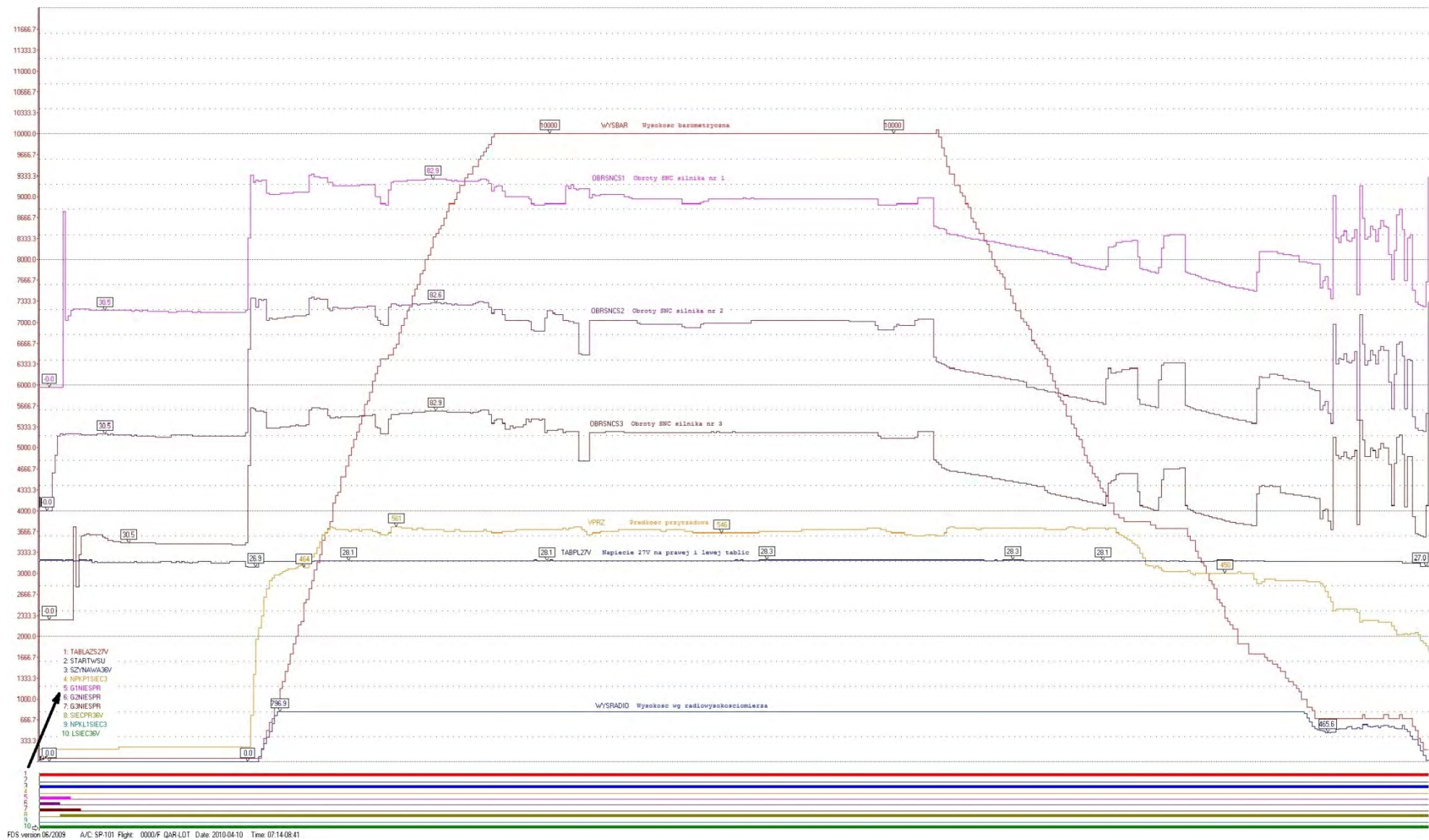
Przełączenie zasilania szyny NPK lewej sieci na sieć nr 3 (NPKL1SIEC3)

Odłączenie prądnicy nr 3 od sieci (G3NIESPR)

Odłączenie prądnicy nr 2 od sieci (G2NIESPR)

Odłączenie prądnicy nr 1 od sieci (G1NIESPR)

Rys. 24. Tablica sterowania układem elektroenergetycznym samolotu Tu-154M (inżynier pokładowy)



Rys. 25 Przebieg parametrów lotu dla instalacji elektrycznej

Wnioski:

- 1) Podczas lotu 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, silnik nr 3 – prądnica nr 3. Podczas lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o odłączeniu automatycznym lub ręcznym 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 36 V i sygnały świadczące o automatycznym lub ręcznym uruchomieniu awaryjnych źródeł zasilania dla tego układu.
- 5) Podczas lotu 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, nie wystąpił sygnał braku napięcia na szynie lewej.

3.7. 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.

Tab. 6. Parametry analogowe

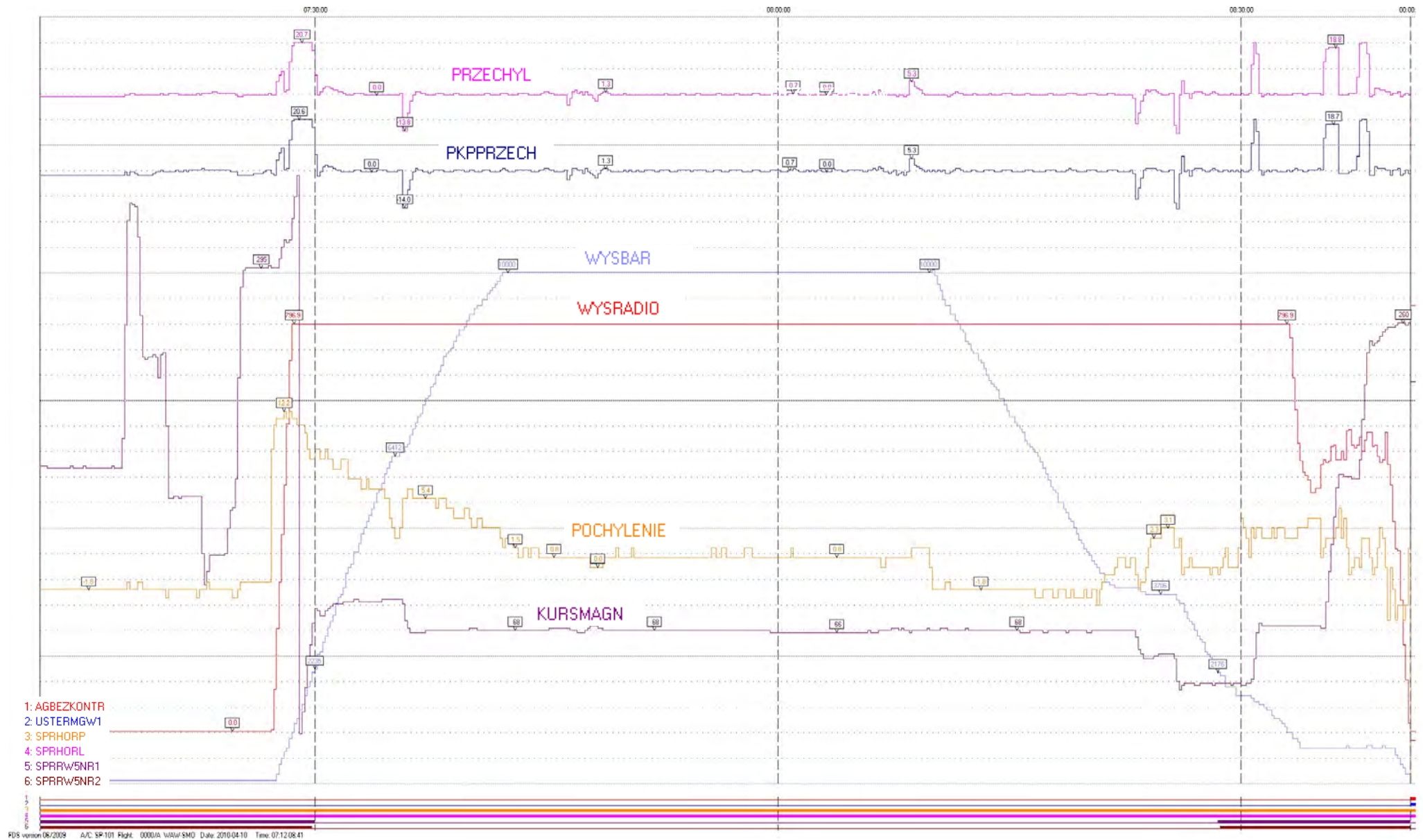
Lp.	Parametr	Zakres pomiarowy		Mnemonik
		od	do	
1.	Kąt przechylenia z lewego PKP	-82,5 °	+82,5°	PRZECHYL
2.	Kurs żyromagnetyczny	0	360°	KURSMAGN
3.	Kąt pochylenia z MGW nr 3	-83°	83°	POCHYLENIE
4.	Kąt przechylenia prawego PKP	-82,5°	+82,5°	PKPPRZECH

Tab. 7. Parametry dyskretne (dwustanowe)

Lp.	Parametr	Mnemonik
1.	Gotowość sztucznego horyzontu lewego - sygnalizacja sprawności sztucznego horyzontu, brak sygnału świadczy o pojawieniu się czerwonej chorągiewki АГ na wskaźniku PKP-1 lewej tablicy przyrządów	SPRHORL
2.	Gotowość sztucznego horyzontu prawego - sygnalizacja sprawności sztucznego horyzontu, brak sygnału świadczy o pojawieniu się czerwonej chorągiewki АГ na wskaźniku PKP-1 prawej tablicy przyrządów	SPRHORP
3.	Sprawność RW nr 1 – sygnał generowany przez układ wewnętrznej kontroli radiowysokościomierza	SPRRW5NR1
4.	Sprawność RW nr 2 – sygnał generowany przez układ wewnętrznej kontroli radiowysokościomierza	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 АГ na obu wskaźnikach PKP-1	AGBEZKONTR
6.	Usterka pionu żyroskopowego MGW nr 1 – sygnał świadczący o niesprawności pionu żyroskopowego MGW	USTERMGW1



Rys. 26. 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



Rys. 27. Przebieg parametrów lotu dla wybranych przyrządów pokładowych

Wnioski:

- 1) Podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności sztucznych horyzontów na lewej i 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 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.

4. 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 „Ту-154М. Руководство по летной эксплуатации Книга 1, 2”, (Tu-154M. Instrukcja użytkowania w locie. Część 1, 2) oraz zaleceniami wynikającymi z przepisów ruchu lotniczego.

Do wykonania analizy wykorzystano oprogramowanie FDS (Flight Data Service), wersji 6 oraz wersji 8 firmy ATM (Advanced Technology Manufacturing). Za pomocą reguł automatycznej analizy AFPA (Automatic Flight Parameters Analysis) wykonano sprawdzenie 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.

Tab. 8. Wyniki analizy AFPA przeprowadzone na danych z lotu w dniu 10.04.2010 r.

AFPA C5-1			
Lp.	Nr procedury	Opis procedury	Czas trwania oraz wartości parametrów dodatkowych
1.	AL35A	Kołowanie z wypuszczoną mechanizacją Rys. 28	Czas trwania: 07:23:04-07:23:07 POZKLAP: 4 WYPSLOTOW: 1
2.	AL35A	Kołowanie z wypuszczoną mechanizacją Rys. 28	Czas trwania: 07:24:53-07:25:17 POZKLAP: 28 WYPSLOTOW: 1
3.	AL29A	Chowanie klap z 28 poniżej $V_p < 330$ km/h Rys. 28	Czas trwania: 07:27:29-07:27:30 VPRZ: 327 POZKLAP: 27
4.	AL09A	Schowanie klap przy $V_p < 410$ km/h Rys. 28	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. 29	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 ≤ 250 m	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. 32	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. 32	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

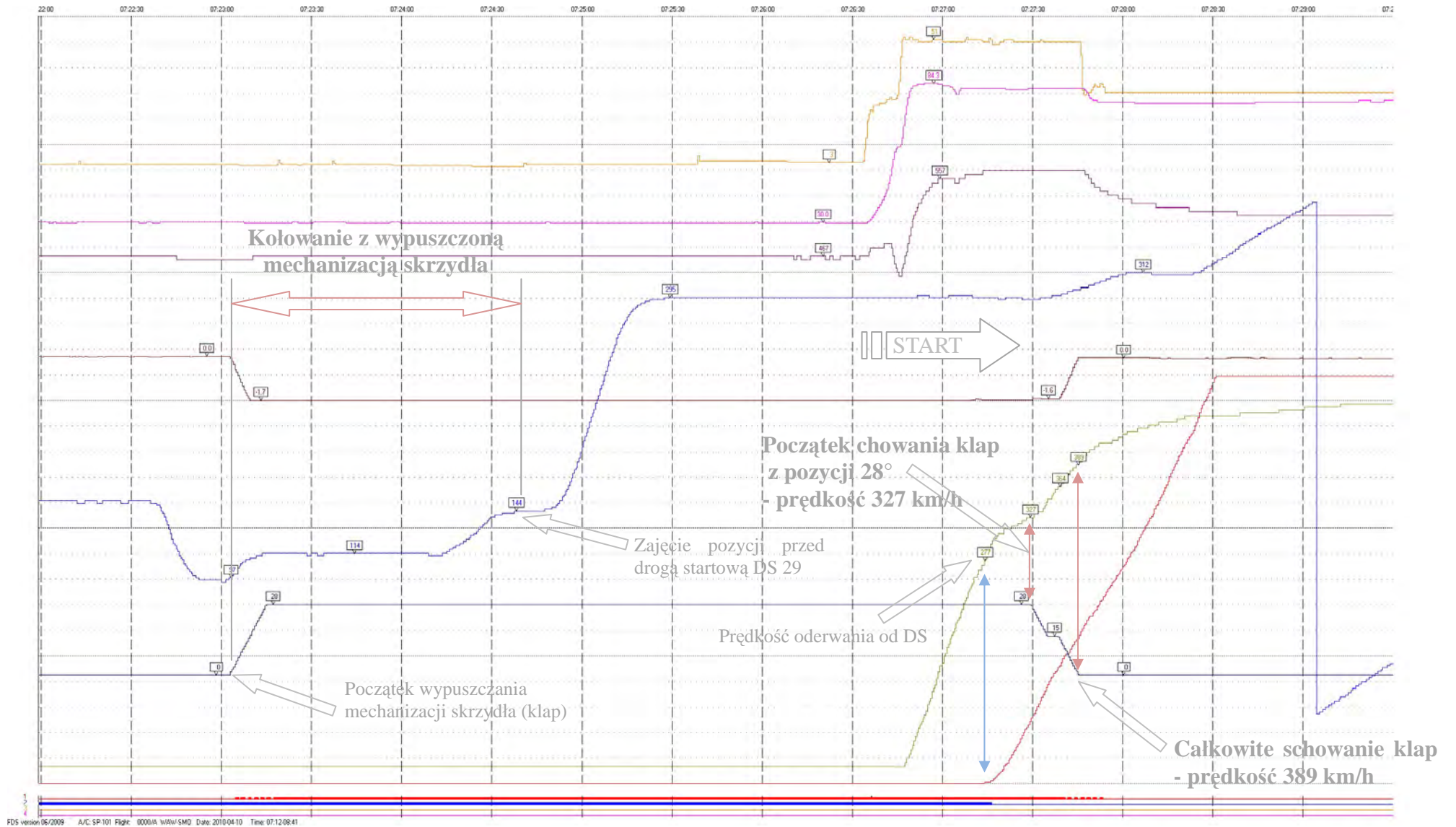
Przekroczenia zawarte w pkt 6-11 oraz 14-15 (kolor szary w tabeli powyżej) nastąpiły po rozpoczęciu procesu niszczenia po zderzeniu się samolotu z drzewem o średnicy około 30-40 cm.

Konfigurację samolotu podczas startu oraz podczas lądowania przedstawiono na Rys. 30 i Rys. 31. Z danych przedstawionych na wykresach wynika, że samolot we wszystkich fazach lotu miał konfigurację zgodnie z instrukcją użytkownika w locie samolotu Tu-154M.

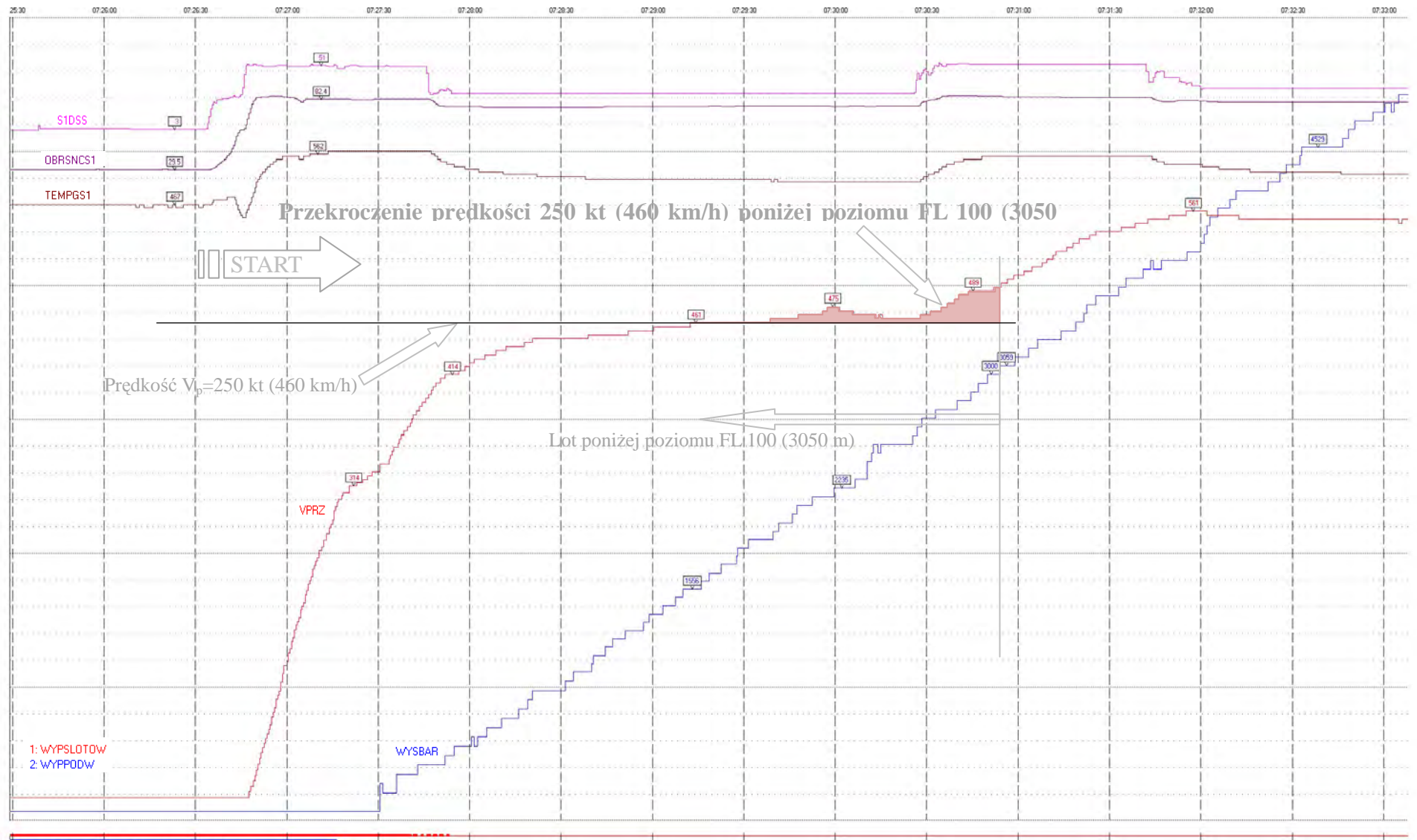
Na podstawie zapisu rejestratora rozmów w kabinie MARS-BM określono, że wypuszczenie reflektorów nastąpiło podczas realizacji karty do lądowania o godz. 8:39:23 przy prędkości samolotu 303 km/h – zgodnie z warunkami technicznymi.

Wszystkie wymienione w pkt 1-5 i w 12-13 przekroczenia nie były spowodowane niewłaściwym funkcjonowaniem statku powietrznego, lecz wynikały z niewłaściwego użytkownika samolotu przez załogę.

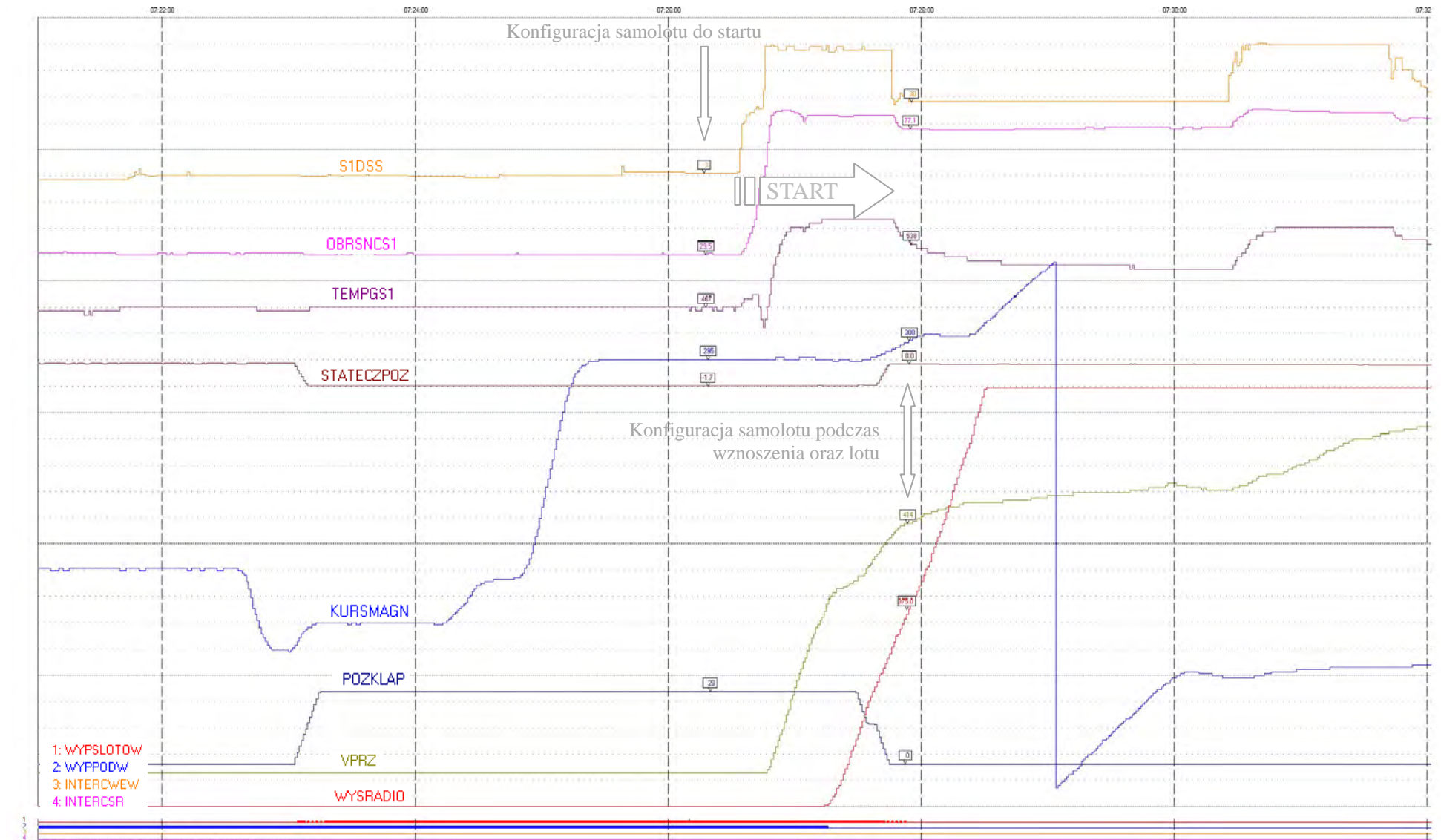
Podczas analizy nie stwierdzono sygnalizacji stanów awaryjnych systemów oraz niesprawności przyrządów. Charakter przebiegu wszystkich parametrów nie wskazuje na niewłaściwe funkcjonowanie agregatów, systemów oraz urządzeń na samolocie podczas całego lotu do momentu zderzenia się samolotu lewym skrzydłem z drzewem o średnicy ok. 30-40 cm.



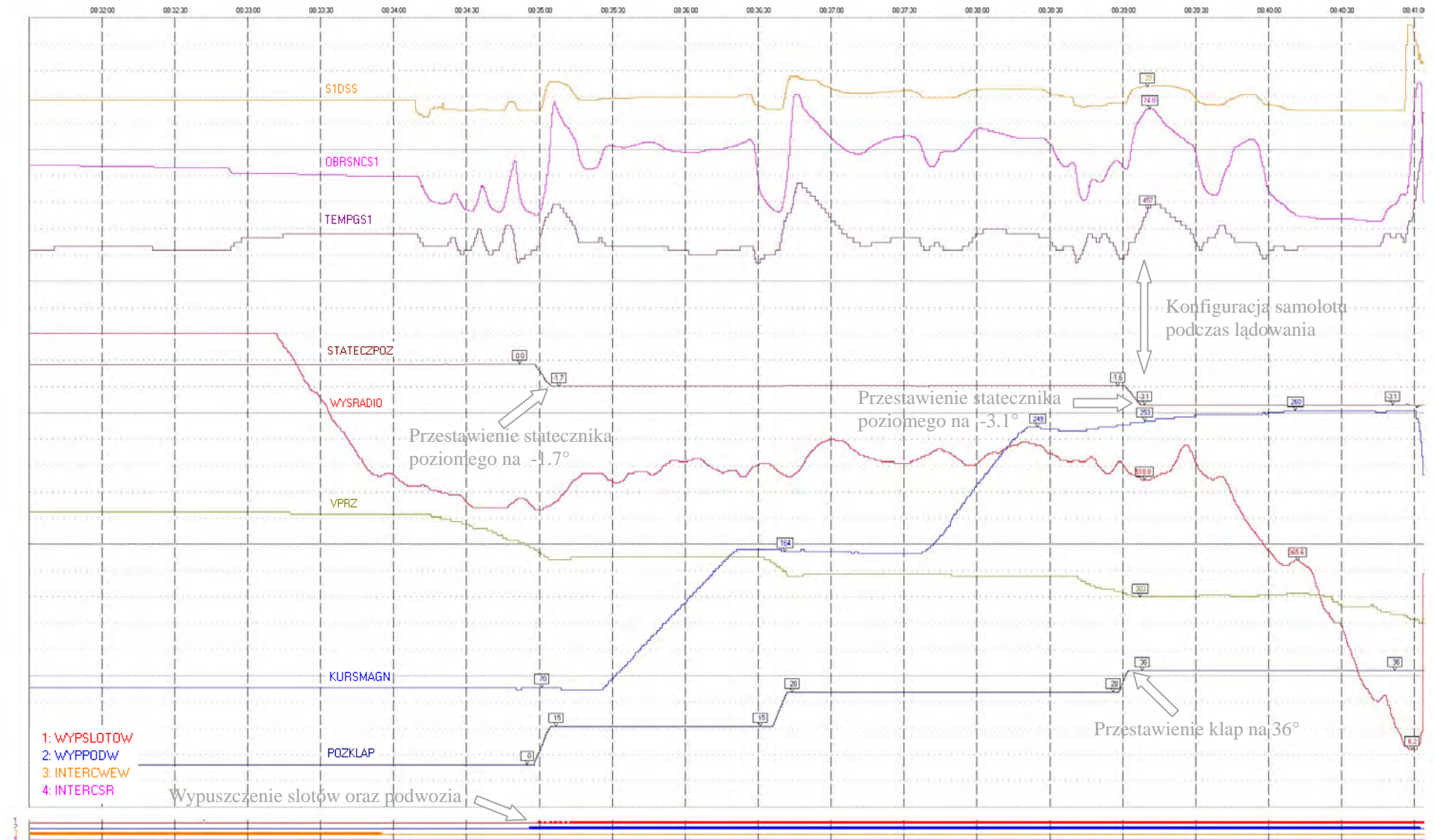
Rys. 28. Wybrane parametry fazy kołowania oraz startu



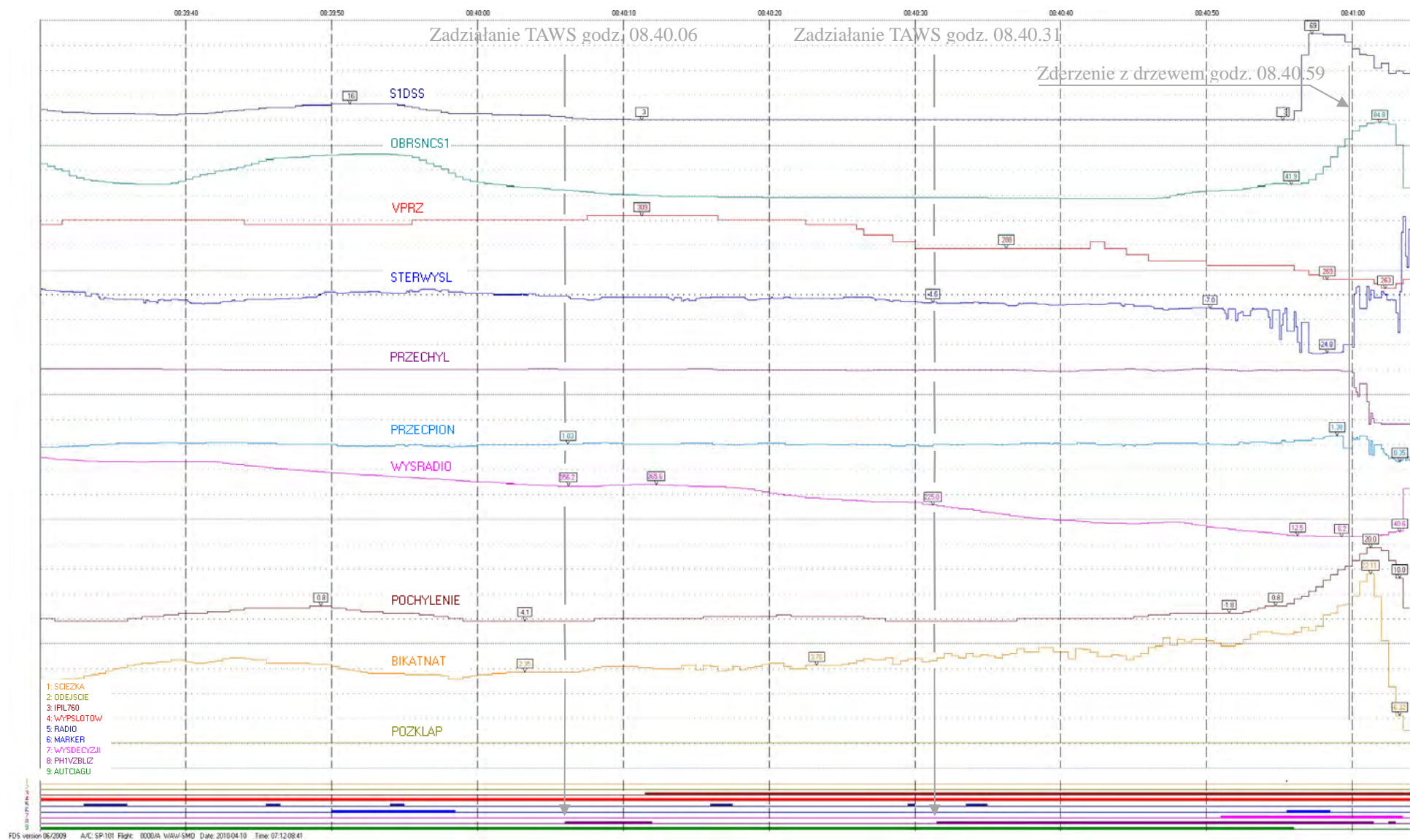
Rys. 29. Przekroczenie prędkości 250 kt (460 km/h) podczas lotu poniżej poziomu FL100 (3050 m)



Rys. 30. Konfiguracja samolotu podczas startu, wznoszenia oraz lotu



Rys. 31. Konfiguracja samolotu podczas lądowania



Rys. 32. 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 jakiegokolwiek 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 pkt 2 lit. a-d nie miały związku przyczynowego z zaistnieniem wypadku (szczegółowy opis w części pilotażowej).
- 4) Przekroczenia wymienione w pkt 2 lit. e zostały potwierdzone podczas analizy urządzenia TAWS.

5. Wnioski z ekspertyzy rejestratorów pokładowych samolotu Tu-154M

- 1) System rejestracji MSRP pracował w dniu 10.04.2010 r. przez 3 godz. 48 min i 29 s od chwili jego włączenia o godz. 4:52:35 do jego zniszczenia w czasie wypadku o godz. 8:41:04 (czas MSRP).
- 2) Zapis danych w całym czasie rejestracji był ciągły i wiarygodny, a liczba błędów rejestracji mieściła się w zakresie poziomu dopuszczalnego określonego przez producenta systemu.
- 3) 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.
- 4) Łączny czas zapisu rejestratora głosu MARS-BM wynosi 38 min 14 s i trwał od 8:02:53,5 do 8:41:07,5 (czasu MARS-BM).

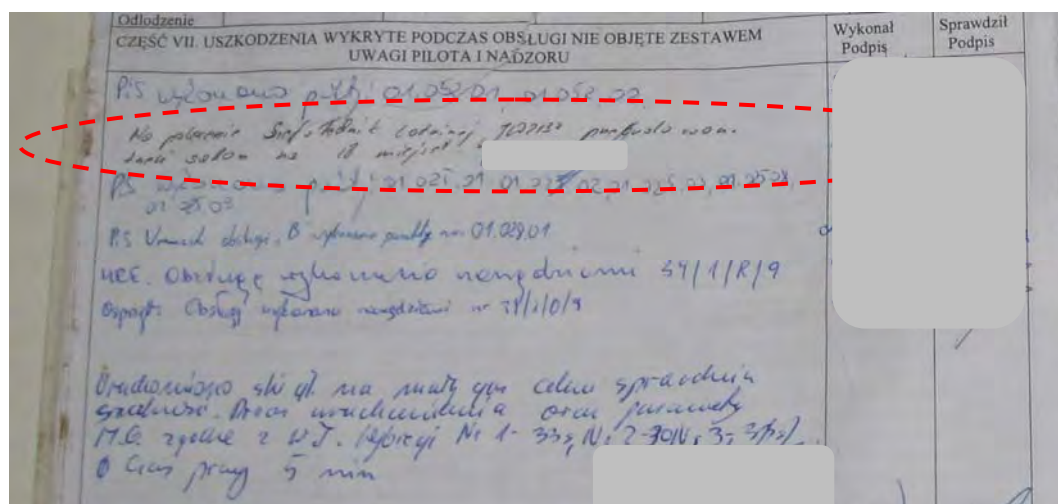
- 5) Z analizy parametrów zarejestrowanych przez system MSRP, rejestrator ATM-QAR oraz rejestrator rozmów MARS-BM wynika, że czas MSRP/ATM-QAR jest opóźniony o 3,425 s w stosunku do czasu MARS-BM. Do analiz przyjęto opóźnienie 3 s.
- 6) Podczas całego lotu¹¹ do chwili zderzenia samolotu z drzewem o średnicy 30-40 cm nie wystąpiły sygnały świadczące o niesprawności jakiegokolwiek systemu, urządzenia lub elementu samolotu monitorowanego przez system MSRP oraz ATM-QAR.
- 7) 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.
- 8) 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.
- 9) Podczas całego lotu instalacje przeciwooblodzeniowe działały zgodnie z warunkami technicznymi; podczas całego lotu nie wystąpiły sygnały oblodzenia zarejestrowane przez rejestrator.
- 10) 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.
- 11) Przekroczenia w użytkowaniu samolotu przez załogę podczas lotu nie miały związku przyczynowego z zaistnieniem wypadku.
- 12) Analiza zapisów parametrów lotu oraz rozmów w kabinie pilotów nie wykazała występowania anomalii systemów nawigacyjnych spowodowanych oddziaływaniem nieznanymi źródłami promieniowania, w tym telefonów komórkowych.

¹¹ Cały lot - czas od momentu uruchomienia silników przed lotem do momentu zderzenia się samolotu z drzewem o średnicy 30-40 cm.

KONFIGURACJA SAMOLOTU W CHWILI WYPADKU

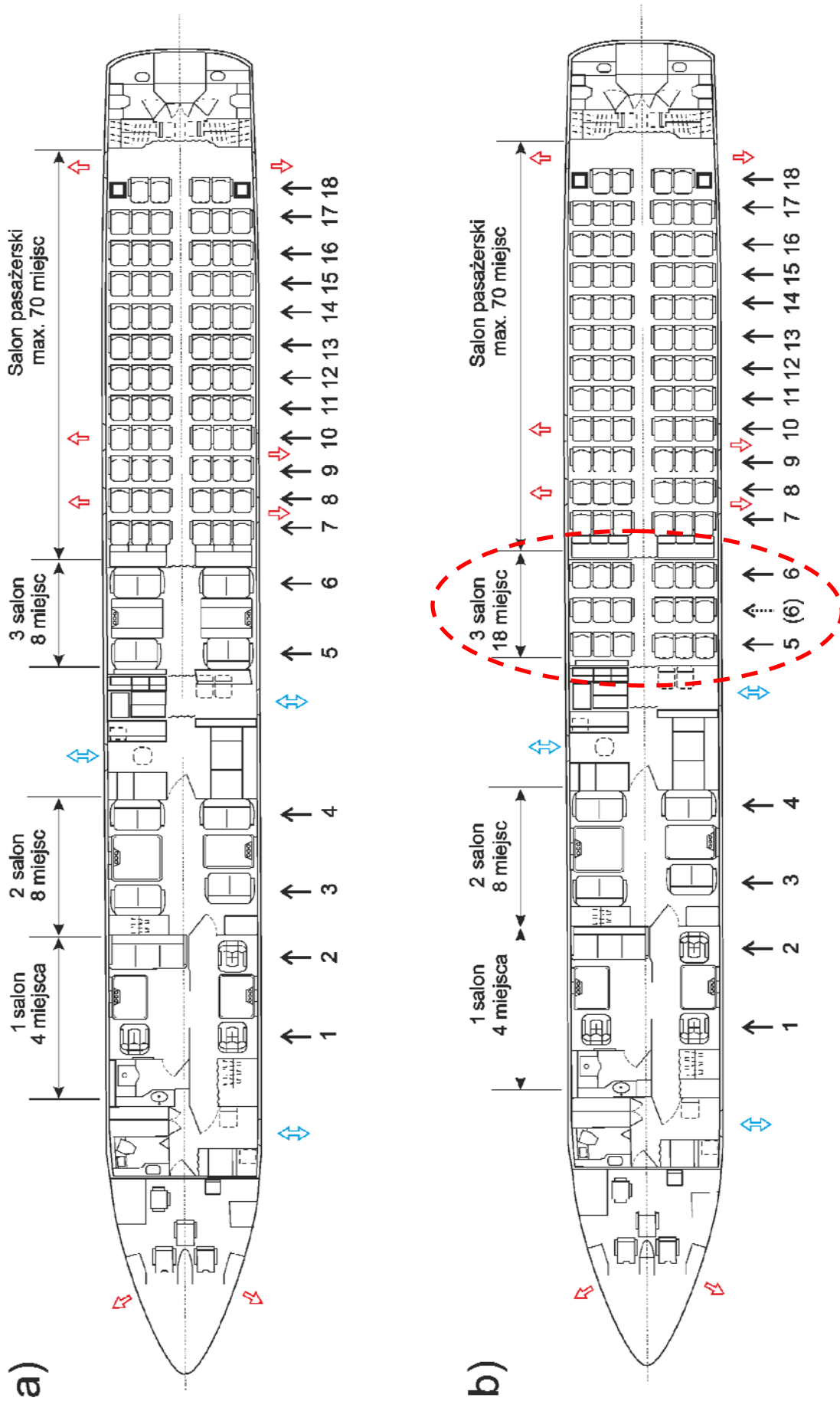
W trakcie ostatniego remontu samolotu Tu-154M nr 101 (90A837) nie była zmieniana konfiguracja jego wnętrza polegająca na zmianie ułożenia – ustawienia kanap i foteli w poszczególnych salonach, a tym samym nie zmieniła się liczba przewożonych pasażerów. Na pokładzie samolotu znajdowało się 18 rzędów miejsc siedzących umożliwiających bezpieczny przewóz dziewięćdziesięciu pasażerów. Szczegółowe informacje znajdują się w instrukcji „Самолет Ту-154М – Руководство по загрузке и центровке дополнение – к Руководству по загрузке и центровке самолетов Ту-154М борт. (зав.) № 101 (90А837) и № 102 (90А862) Спецотряда Польской Республики в вариантах компоновок »Салон« на 90 и 89 пассажирских мест”. Powyższa instrukcja nie przewiduje zmian konfiguracji wnętrza samolotu.

W dniu 06.04.2010 r. na polecenie Szefa Techniki Lotniczej 36 splt nakazano zmianę konfiguracji wnętrza samolotu z 90 na 100 miejsc dla pasażerów (rys. 1). Zmiana ta dotyczyła trzeciego salonu. Zgodnie z obowiązującą dokumentacją w tej części samolotu powinny znajdować się cztery dwuosobowe kanapy w dwóch rzędach i dwa stoły pomiędzy nimi. W miejsce zdemontowanego wyposażenia zamontowano trzy rzędy po sześć siedzeń jednoosobowych (po trzy z lewej i prawej strony samolotu). Zmiana ta zwiększyła liczbę miejsc siedzących w trzecim salonie z 8 na 18. Zwiększenie ogólnej liczby miejsc z 90 na 100 miało wpływ na zmianę wyważenia samolotu.



Rys. 1. Wpis w „Książce obsługi statku powietrznego Tu-154M nr 101 (90A837)” o wykonaniu przebudowy trzeciego salonu z 8 na 18 miejsc w dniu 06.04.2010 r.

Na rys. 2 przedstawiono w sposób graficzny zmiany, jakim zostały poddany pokład samolotu Tu-154M nr 101 (90A837).



Rys. 2. Widok przedziału pasażerskiego samolotu Tu-154M nr 101 (90A837):

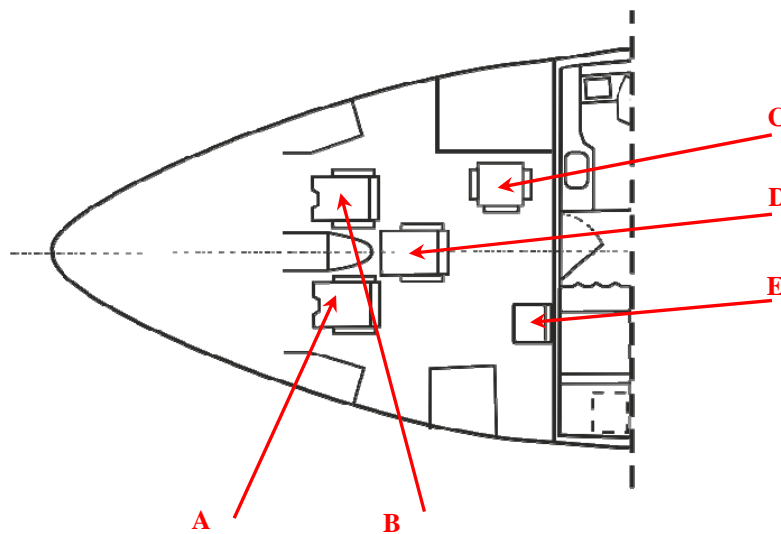
a) zatwierdzony i dopuszczony przez producenta;

b) po zmianie wykonanej w 36 splt w dniu 06.04.2010 r.

W kabinie pilotów znajdowało się pięć miejsc siedzących (rys. 3) W czasie lotu rejsowego w dniu 10.04.2010 r. w kabinie pilotów powinno znajdować się tylko czterech członków załogi, tj.:

- dowódca statku powietrznego (kapitan);
- drugi pilot;
- nawigator;
- technik pokładowy (inżynier).

Rozmieszczenie foteli poszczególnych członków załogi w kabinie pilotów przedstawiono na rys nr 3.



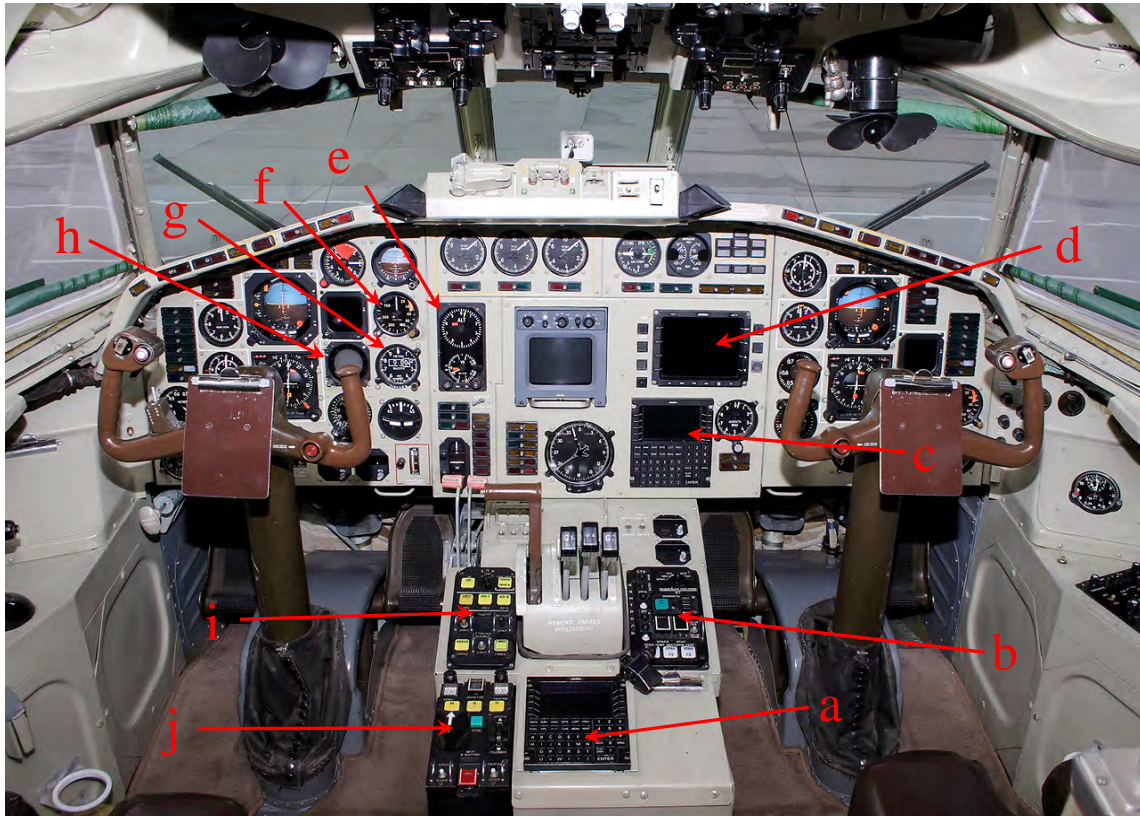
Rys. 3. Rozmieszczenie foteli poszczególnych członków załogi w kabinie pilotów:

- A – dowódcy statku powietrznego (kapitana);
- B – drugiego pilota;
- C – technika pokładowego (inżyniera);
- D – nawigatora;
- E – instruktora (tylko podczas lotów szkoleniowych).

Rysunek 4 przedstawia widok kabiny pilotów oraz najważniejszych przyrządów i pulpitów używanych w czasie ostatniej fazy lotu. Dowódca statku powietrznego miał w zasięgu wzroku trzy przyrządy wskazujące wysokość barometryczną:

- a) centrala danych aerometrycznych WBE-SWS, która wskazywała wysokość w [m] lub [ft];
- b) wskaźnik wysokości UWO-15M1B z kompletu SWS-PN-15-4B wskazujący wysokość w [m];
- c) wysokościomierz/wariometr KAV-485 wskazujący wysokość w [ft];

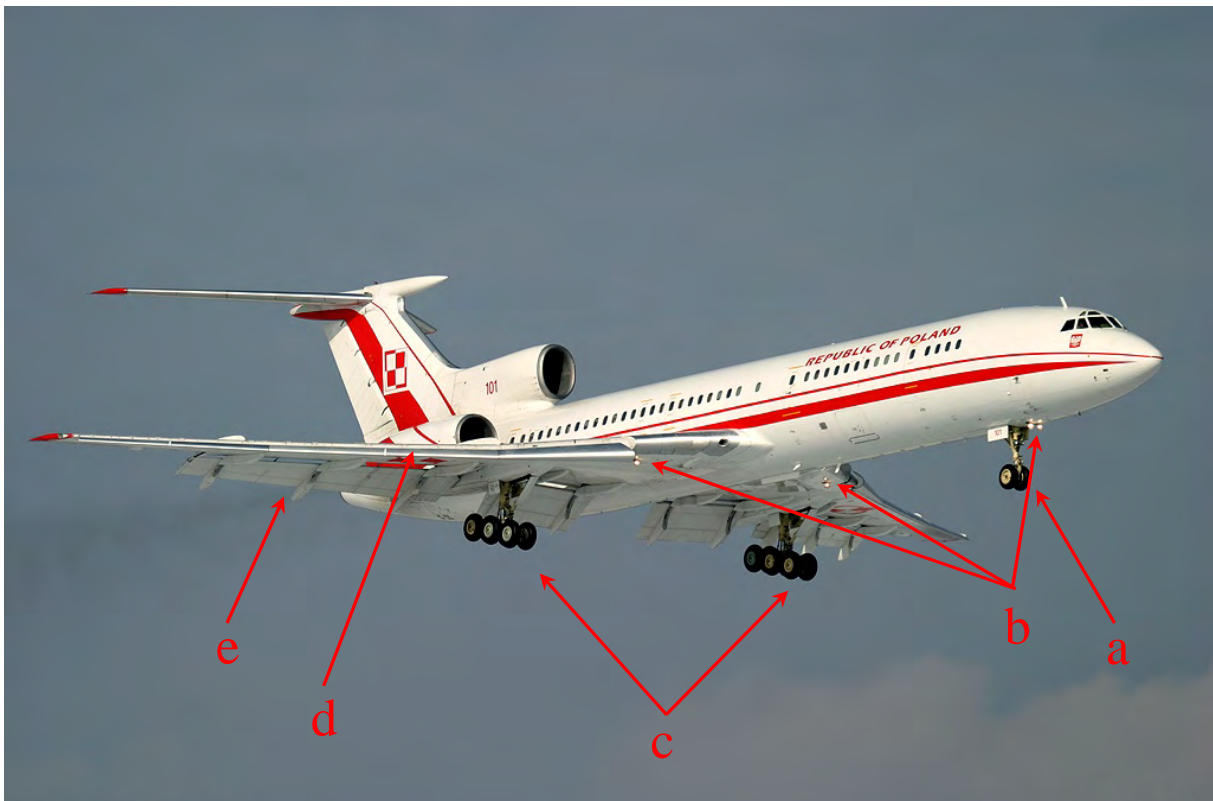
oraz wskaźnik radiowysokościomierza A-034-4 wskazujący wysokość w [m].



Rys. 4. Tablica przyrządów pierwszego i drugiego pilota samolotu Tu-154M nr 101:

- a – UNS-1D – pulpit komputera zarządzania lotem (FMS);
- b – PN-6 – pulpit sterowania automatem ciągu;
- c – UNS-1D – pulpit komputera zarządzania lotem (FMS);
- d – MFD-640 – wskaźnik wielofunkcyjny;
- e – KAV-485 – wysokościomierz/wariometr (wskazania w [ft]);
- f – A-034-4 – wskaźnik radiowysokościomierza (wskazania w [m]);
- g – UWO-15 M1B – wskaźnik wysokości z kompletu SWS-PN-15-4B (wskazania w [m]);
- h – WBE-SWS – centrala danych aerometrycznych dowódcy statku powietrznego ([m] lub [ft]);
- i – PN-5 – pulpit nawigacji ABSU;
- j – PU-46 – pulpit sterowania ABSU.

W chwili zderzenia (kontaktu) z pierwszą przeszkodą terenową (czubkiem brzozy w rejonie bliższej radiolatarni) samolot Tu-154M nr 101 był w konfiguracji, którą przedstawiono na rys. 5.

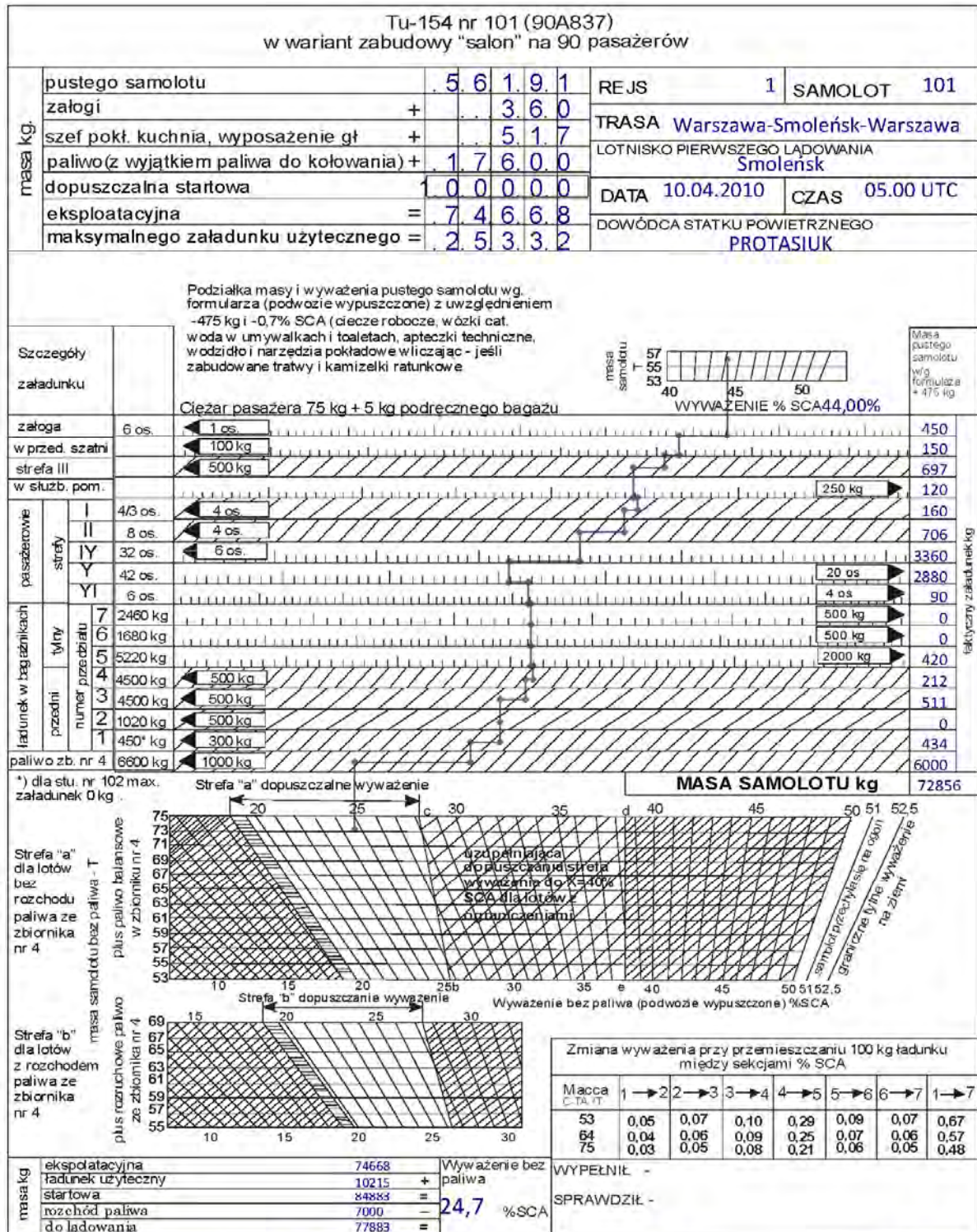


Rys. 5. Samolot Tu-154M nr 101 w konfiguracji do lądowania. Świadczą o tym wypuszczone:

- a – przednie podwozie;
- b – reflektory;
- c – główne podwozie;
- d – sloty;
- e – kłapy zaskrzydłowe.

Ogłędziny i ekspertyzy przeprowadzone na miejscu zdarzenia oraz szczegółowa analiza parametrów lotów i rozmów członków załogi potwierdziły, że samolot Tu-15M nr 101 w czasie kontaktu z pierwszą przeszkodą terenową – czubkiem brzozy w rejonie bliższej radiolatarni – podczas dalszego lotu i w momencie wypadku był w konfiguracji do lądowania. W tab. 1 zostało przedstawione położenie różnych elementów samolotu, które jednoznacznie potwierdza, że samolot znajdował się w tej konfiguracji.

W momencie startu samolotu z lotniska WARSZAWA-OKĘCIE w jego zbiornikach znajdowało się 17 600 kg paliwa (wg zapisu na rejestratorze ATM QAR), w tym 6000 kg w zbiorniku nr 4 (balastowym). Masa samolotu wyliczona dla danych z dnia 10.04.2010 r. godz. 05.00 UTC wynosiła **84 883 kg**. Położenie środka ciężkości samolotu wynosiło **24,7%** – środkowe (rys. 6).



Rys. 6. Karta wyważenia samolotu Tu-154M nr 101 wykonana dla danych jak z lotu w dniu 10.04.2010 r.

Lp.	Wyszczególnienie	Ustawienie	Potwierdzenie ustawienia – włączenia na podstawie		Rysunek	Uwagi
			Czas wg UTC [QAR]	Korespondencji [MARS-BM]		
1	Wysunięcie klap zaskrzydłowych	36°	06:39:01,5 - 06:39:05,5	2 pilot i nawigator 06:39:01,0 i 06:39:07,0	7	Wcześniej (wg MARS 06:36:44,5) wychylone były na kąt 28°
2	Położenie slotów	wysunięte	06:35:15,5		6	Nawigator mówi o „mechanizacji skrzydeł” od 06:39:09,5 do 06:39:12,0.
3	Statecznik	-3°	06:39:04 - 06:39:10		13	Nierozpoznany głos 06:39:15,0
4	Zaciągacze	przelotowe odłączone	parametr nierejestrowany	dowódca 06:39:18,5		
5	Interceptory	schowane	06:33:58,5	dowódca 06:39:20,0	9	
6	Reflektory	wypuszczone, włączone	parametr nierejestrowany	dowódca 06:39:23,5	8	
7	Podwozie	wypuszczone	06:34:59	nawigator 06:39:26,0	10, 11, 12	
8	Wentylatory kół	włączone	parametr nierejestrowany	inżynier 06:39:27,5		
9	Sterowanie przednim kołem	10°	parametr nierejestrowany	dowódca 06:39:30,5		
10	Potwierdzenie zakończenia karty „ładowanie”		–	nawigator 06:39:32,0		
Inne ustawienia systemów samolotu w chwili zdarzenia						
1	Automatyczna stabilizacja w kanale podłużnym	włączona	05:28:11,5			Odłączona ruchem kolumny sterowej 06:40:58 wg QAR
2	Automatyczna stabilizacja w kanale poprzecznym	włączona	05:28:11,5			Odłączona obrotem wolantu o 06:41:03,5 wg QAR
3	Automat ciągu	włączony	06:34:20,5			Odłączono ruchem DSS do przodu 06:40:59 wg QAR
4	Sygnal markera (DRL)	aktywny	06:39:53 - 06:40:01,5			
5	Sygnal markera (BRL)	aktywny	06:40:58,5 - 06:41:01,5			
6	Instalacja przeciwoślodzeniowa wlotów silników	włączona	06:10:01,5			Włączona w chwili rozpoczęcia zniżania przed lądowaniem

Tab. 1. Położenie poszczególnych elementów i mechanizmów samolotu Tu-15M nr 101 świadczące o jego konfiguracji do lądowania

W chwili wypadku w zbiornikach samolotu znajdowało się **10 600 kg** paliwa, co potwierdzono na podstawie zapisu rejestratora parametrów lotu QAR oraz obliczeń dokonanych na podstawie dokumentów (książka obsługi, dziennik tankowania). Całkowity ciężar samolotu w tym czasie wynosił około **77 883 kg** (obliczono to na podstawie listy pasażerów, wagi bagażu oraz pozostałości paliwa – rys. 6). Podwozie, klapy zaskrzydłowe, sloty, statecznik oraz reflektory znajdowały się do chwili ostatecznego zderzenia samolotu z ziemią w pozycji „do lądowania” – takiej jak przed zderzeniem z pierwszą brzozą w rejonie bliższej radiolatarni.

Zniżanie i podejście do lądowania wykonywane było przy włączonym układzie automatycznego sterowania samolotem. Wybrano następujące zakresy jego pracy:

- automatyczna stabilizacja i sterowanie w kanale pochylenia;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie w kanale przechylenia;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie prędkością przyrządową samolotu z wykorzystaniem automatu ciągu silników.

Układ automatycznego sterowania utrzymywał (stabilizował) bieżący kąt pochylenia i kurs samolotu poprzez zmianę położenia steru wysokości i lotek. Zadana prędkość lotu utrzymywana była zmianą ciągu silników. Pilot miał możliwość sterowania samolotem za pomocą pokręteł na pulpicie PU-46 – zmieniając wartość zadanego kąta pochylenia i przechylenia (zmiana kursu).

Poniższe rysunki jednoznacznie potwierdzają ustawienie poszczególnych elementów samolotu na miejscu zdarzenia.



Rys. 7. Wypuszczone sloty lewego i prawego skrzydła samolotu



Rys. 8. Wychylone kłapy zaskrzydłowe



Rys. 9. Wypuszczone reflektory przednie



Rys. 10. Schowane interceptory



Rys. 11. Wypuszczona przednia goleń podwozia



Rys. 12. Wypuszczona prawa goleń podwozia głównego



Rys. 13. Wypuszczona lewa goleń podwozia głównego



Rys. 14. Statecznik poziomy ustawiony na kąt -3°

Stwierdzono jednoznacznie, że samolot Tu-154M nr 101 (90A837) w chwili wypadku znajdował się w konfiguracji do lądowania. Nieprawidłowa konfiguracja wnętrza samolotu polegająca na zmianie liczby miejsc dla pasażerów nie miała wpływu na wypadek.

GEOMETRIA ZDERZENIA SAMOLOTU

1. Położenia organów sterowania i stany pracy urządzeń samolotu Tu-154M nr 101 na podstawie analizy zapisu parametrów lotu i rozmów od momentu zadziałania radiowysokościomierza



Rys. 1. Trasa lotu samolotu i charakterystyczne punkty:

- 1 - zadziałanie radiowysokościomierza (RW);
- 2 - brzoza na terenie bliższej radiolaterni (BRL);
- 3 - maszt bliższej radiolaterni (BRL);
- 4 - brzoza – miejsce utraty końcówki lewego skrzydła;
- 5 - zmniejszenie obrotu wolantu – koniec próby utrzymania lotu bez przechyleń;
- 6 - koniec zapisu na rejestratorze QAR;
- 7 - pierwsze miejsce zderzenia się samolotu z ziemią

W celu określenia geometrii zderzenia samolotu Tu-154M nr 101 przeanalizowano siedem punktów (rys. 1), w których Komisja wyodrębniła około 30 parametrów charakteryzujących położenie (ustawienie) poszczególnych elementów samolotu, w tym i jego konfigurację oraz reakcje załogi w danych fazach lotu. Ustalenia odnośnie do położenia organów sterowania i wybranych parametrów lotu przedstawiono w tab. 1.

Punkt	Parametr	Czas według UTC	Odległość od progu pasa	Kąt pochylenia	Kąt natarcia	Kąt przechylenia	Prędkość przyrządowa	Wysokość radiowa	Pochylenie kolumny wolantu	Wychylenie lewego steru wysokości	Wychylenie prawego steru wysokości	Obrót wolantu	Wychylenie prawej lotki	Położenie pedałów	Wychylenie steru kierunku	Położenie DSS silnika nr 1	Położenie DSS silnika nr 2	Położenie DSS silnika nr 3	Temperatura silnika nr 1	Temperatura silnika nr 2	Temperatura silnika nr 3	Obroty SNC silnika nr 1	Obroty SNC silnika nr 2	Obroty SNC silnika nr 3	Przeciążenie poprzeczne	Przeciążenie pionowe	Kurs żyromagnetyczny	Stabilizacja w kanale podłużnym	Stabilizacja w kanale poprzecznym	Automat ciągu
–	–	GG:MM:SS	m	deg	deg	deg	km/h	m	deg	deg	deg	deg	deg	-	deg	deg	deg	deg	°C	°C	°C	%	%	%	g	g	deg	-	-	-
1	Zadziałanie radiowysokościomierza (RW)	06:40:54,0	1538	-1,8	7,58	0,7	277	65,6	-4,0	-7	-6,5	0	-0,6	0	-1	3	7	6	424	414	419	38,1	35,2	40,5	0,01	1,03	260	włączona	włączona	włączony
2	Brzoza przy BRL	06:40:59,5	1099	3,1	10,32	0,0	274	12,5	-5,8	-14	-9,2	-2	-2,7	-2	-1,3	10	19	21	419	414	419	41,9	38,6	45,2	0	1,19	260	odłączona	włączona	odłączony
3	Bliższa radiolatarnia (BRL)	06:41:00,0	1065	3,8	11,37	-0,6	274	9,4	-9,2	-13	-13	0	-1,9	-2	-1,9	53	57	64	429	424	424	42,9	39,5	45,7	0,03	1,19	260	odłączona	włączona	odłączony
4	Brzoza oderwanie fragmentu lewego skrzydła	06:41:02,8	855	12,8	15,78	-2,5	269	6,2	-9,6	-22	-26	-3	-3,1	-3	0	68	67	68	448	438	448	68,1	61,9	68,6	0,04	0,88	260	odłączona	włączona	odłączony
5	Zmniejszenie obrotu wolantu - koniec próby utrzymania lotu bez przechyleń	06:41:04,5	795	20	22,11	-90*	269	15,6	-5,3	1,6	1,7	-61	-19,4	9	7,1	52	51	47	490	467	490	84,3	79,8	82,9	-0,19	1,22	254	odłączona	odłączona	odłączony
6	Koniec zapisu QAR	06:41:05,5	625	18,9	8,63	-120*	263	17	-4,5	-3,6	-1,2	-9	-7,6	-17	3,7	46	47	33	510	486	500	84,8	83,5	83,8	-0,8	0,56	246	odłączona	odłączona	odłączony
7	zderzenie z ziemią	06:41:07,5	535	-6*	-10*	-150*	260*	0	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	240*	odłączona	odłączona	odłączony

Tab. 1. Parametry lotu samolotu Tu-15M nr 101 oraz wartości identyfikujące położenie jego organów sterowania w siedmiu charakterystycznych punktach (* parametr wyliczony)

2. Położenia samolotu w przestrzeni od bliższej radiolatarni do momentu zetknięcia z ziemią określone na podstawie śladów zderzeń z przeszkodami terenowymi



Rys. 2. Przeszkody terenowe i miejsca zetknięcia z ziemią:

- 1 - pierwsza przycięta brzoza;
- 2 - kępa młodych brzozek;
- 3 - kępa młodych brzozek;
- 4 - brzożki i młode topole;
- 5 - brzoza – utrata fragmentu lewego skrzydła;
- 6 - drzewa o średnicy konarów do 10 cm;
- 7 - linia energetyczna;
- 8 - świerki;
- 9 - brzoza;
- 10 - pojedynczy świerk;
- 11 - topola;
- 12 - topola;
- 13 - środek kępy drzew po zachodniej stronie drogi do Mińska;
- 14 - ślad na ziemi od lewego skrzydła;
- 15 - ślad na ziemi od lewego steru wysokości i statecznika pionowego

W celu określenia geometrii zderzenia samolotu Tu-154M nr 101 z ziemią przeanalizowano 13 przeszkód (rys. 2), które stały się przedmiotem analizy położenia samolotu podczas zetknięcia z nimi. Dane odnośnie do identyfikacji położenia poszczególnych przeszkód terenowych i śladów na ziemi zawarte są w Raporcie końcowym (rozdz. 1.12. Informacje o wraku). Ustalenia odnośnie do położenia samolotu od bliższej radiolatarni do miejsca wypadku przedstawiono w tab. 2.

Punkt	Przeszkody terenowe i miejsca zetknięcia z ziemią	Wysokość terenu	Przeniesienie terenu względem progu pasa	Odległość od progu pasa	Odchylenie od osi pasa	Wysokość przycięcia przeszkód terenowych	Kąt pochylenia samolotu	Kąt przechylenia samolotu	Wysokość samolotu w stosunku do ziemi	Wysokość samolotu w stosunku do progu pasa
1	Pierwsza brzoza	239	-15	1099	-39	10	3,1	0	10	-5
2	Kępa młodych brzózek	246	-8	932	-59	4	11,1	0	4	-4
3	Kępa młodych brzózek	246	-8	919	-54	4	11,9	0	4	-4
4	Brzózki i młode topole	247	-7	901	-64	4	12,5	-0,6	4	-3
5	Brzoza – utrata fragmentu lewego skrzydła	250	-4	855	-63	5	12,8	-2,5	5,1	1,1
6	Drzewa o średnicy konarów do 15 cm	253	-1	808	-57	9	15,6	-16	7	6
7	Linia energetyczna	253	-1	777	-59	7	16,8	-35	-	-
8	Świerki	254	0	729	-64	13	20,0	-50	16	16
9	Brzoza	254	0	709	-68	13	21,0	-65	19	19
10	Pojedynczy świerk	256	+2	691	-71	8	20,0	-90	18	20
11	Topola	257	+3	671	-68	13	19,0	-120	18	21
12	Topola	257	+3	640	-76	13	18,9	-120	17	20
13	Kępa drzew	255	+1	616	-82	10	15,6	-130	17	18
14	Ślad na ziemi od lewego skrzydła	253	-1	518	-93	-	-6	-150	0	-1
15	Ślad na ziemi od lewego steru wysokości i statecznika pionowego	253	-1	535	-105	-	-6	-150	0	-1

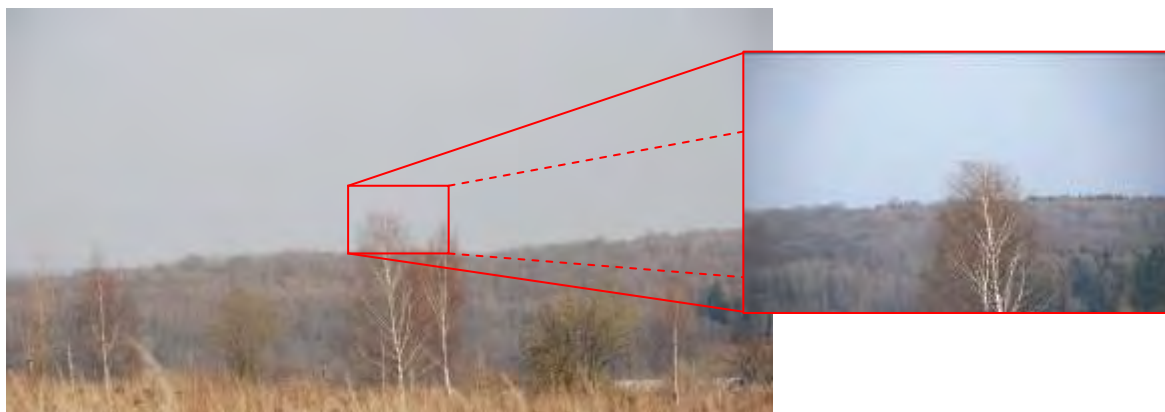
Tab. 2. Parametry lotu samolotu Tu-15M nr 101 (90A837) charakteryzujące jego położenie w trakcie kontaktu z przeszkodami terenowymi oraz miejscu zetknięcia z ziemią

3. Analiza położenia samolotu w chwili zetknięcia z przeszkodami terenowymi oraz geometria zderzenia samolotu Tu-154M nr 101 z ziemią

Pierwszym punktem, który został poddany analizie, to zadziałanie radiowysokościomierza A-034-4 (rys. 1). Samolot znajdował się wtedy około **1538 m** przed progiem drogi startowej, a jego zniżanie i podejście do lądowania wykonywane było przy włączonym układzie automatycznego sterowania samolotem ABSU. Wybrano następujące zakresy jego pracy:

- automatyczna stabilizacja i sterowanie w kanale pochylenia;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie w kanale przechylenia;
- automatyczna stabilizacja i sterowanie prędkością przyrządową samolotu z wykorzystaniem automatu ciągu silników.

Układ automatycznego sterowania utrzymywał (stabilizował) bieżący kąt pochylenia i przechylenia samolotu poprzez zmianę położenia steru wysokości i lotek. Zadana prędkość lotu utrzymywana była zmianą ciągu silników. Pilot miał możliwość sterowania samolotem, zmieniając, za pomocą pokręteł na pulpicie PU-46, wartość zadanego kąta pochylenia i kursu. Około 4,5 s później, przemieszczając kolumnę wolantu, wyłączono kanał pochylenia ABSU, jednocześnie przestawiając DSS wszystkich trzech silników na zakres startowy. Bezwładność samolotu oraz ukształtowanie terenu powodowały ciągłe zbliżanie się samolotu do ziemi. W odległości 1099 m od progu pasa, w rejonie bliższej radiolatarni (BRL), nastąpiło pierwsze zderzenie (zetknięcie) samolotu z przeszkodą terenową (rys. 3). Wierzchołek brzozy został przycięty prawym skrzydłem, nie powodując uszkodzeń samolotu mających wpływ na jego zdolność do lotu. Samolot znajdował się w tym czasie około 10 m nad ziemią. Przechylenie samolotu wynosiło 0° , a kąt pochylenia około $3,1^\circ$. Środek masy samolotu znajdował się wówczas około **5 m** poniżej progu psa.



Rys. 3. Brzoza w rejonie bliższej radiolatarni (pkt 2 – rys. 1 i pkt 1 - rys. 2) przycięta krawędzią prawego skrzydła

W odległości **167 m** i **180 m** od miejsca pierwszego kontaktu z przeszkodą terenową nastąpiły kolejne zderzenia z drzewami i krzakami (rys. 4). Były to grupy młodych brzózek oraz topól, które zostały złamane na wysokości około **4 m** krawędzią natarcia – slotem lewego skrzydła. Pomimo że samolot zaczął się już wolno wznosić i znajdował się **4 m** poniżej progu pasa, to ze względu na ukształtowanie terenu jego wysokość nad ziemią obniżyła się z **10 m** w rejonie bliższej radiolatarni do **4 m** w rejonie porośniętym młodymi drzewami i krzakami.



Rys. 4. Kępa młodych brzózek (pkt 3 rys. 2) przycięta krawędzią skrzydła – slotem

Po przebyciu kolejnych **18 m** kadłub i skrzydła samolotu zderzyły się z drzewami o średnicy konarów około **10 cm**. W tym momencie położenie skrzydeł było poziome, a kąt pochylenia wzrósł do około **12°** (rys. 5 i 6). Porastające tam drzewa i krzaki zostały przycięte na wysokości **4 m**. Samolot w tym miejscu znajdował się około **3 m** poniżej progu pasa.



Rys. 5. Drzewa (pkt 4 rys. 2) uszkodzone przez podwozie i kadłub samolotu



Rys. 6. Drzewa (pkt 4 rys. 2) uszkodzone przez końcówkę lewego skrzydła samolotu

Zderzenia te powodowały wgniecenia na krawędziach natarcia skrzydeł (wysuniętych slotach), a także deformacje poszycia dolnych powierzchni skrzydeł i wychylonych klap zaskrzydłowych. Pomimo powstałych zniszczeń samolot zachowywał zdolność do lotu i zwiększał wysokość.

W odległości **855 m** od progu pasa nastąpiło uderzenie lewego skrzydła w dużą brzozę na wysokości około **5,1 m** (rys. 6), które doprowadziło do oderwania dużego fragmentu (około 6 m) lewego skrzydła wraz z lotką. Środek ciężkości samolotu znajdował się wtedy około **1,1 m** powyżej progu drogi startowej, kąt przechylenia wynosił około **-2,5°** (przechylenie w lewo), a pochylenia wzrósł do **12,8°**.



Rys. 7. Brzoza (pkt 4 rys. 1 pkt 5 rys. 2) uszkodzona w wyniku uderzenia lewym skrzydłem samolotu

Powstałe, na skutek utraty końcówki lewego skrzydła, niezrównoważenie siły nośnej nie było możliwe do skorygowania wychyleniem lotki prawego skrzydła. Zapoczątkowało to obrót samolotu w lewo względem osi podłużnej z jednoczesną zmianą kierunku lotu około **3,5°**.

Zmiana kierunku lotu została spowodowana reakcją samolotu na uderzenie w jego konstrukcję w odległości **10,8 m** od osi pionowej samolotu. Rozszczelnione zostały wówczas wszystkie (trzy) instalacje hydrauliczne.

Po przebyciu kolejnych **47 m** samolot zderzał się na długości około **20 m** z drzewami o średnicy konarów do **15 cm** (rys. 8). Przechylenie samolotu w tym czasie gwałtownie wzrosło i wynosiło około **-16°** (w lewo).



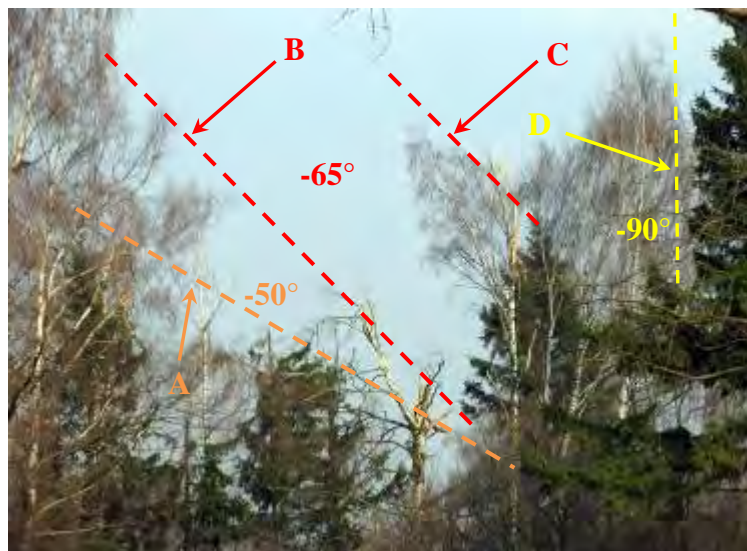
Rys. 8. Drzewa (pkt 6 rys. 2) uszkodzone przez skrzydła i kadłub samolotu przy przechyleniu około -16° (w lewo)

Obrót wolantu oraz wychylenie pedałów nie zapewniły zatrzymania obrotu samolotu w lewo. Przy przechyleniu około **-35°**, po pokonaniu około **80 m** od chwili utraty fragmentu lewego skrzydła samolot przeleciał nad linią energetyczną średniego napięcia, powodując jej uszkodzenie (rys. 9). Niewykluczone, że linia energetyczna została zerwana nie bezpośrednio przez samolot, ale przez konary drzew odłamanych kilkanaście metrów wcześniej i przemieszczonych zgodnie z kierunkiem lotu samolotu.



Rys. 9. Zerwane przewody linii energetycznej (pkt 7 rys. 2)

Po przebyciu kolejnych **50 m** samolot pogłębił przechylenie do **-50°**. Następnie na odcinku około 40 m samolot uderzył w kilka grubszych drzew: świerki i brzozy, powodując łamanie ich konarów (rys. 10) i wzrost przechylenia do około **-90°**. Uderzenia te powodowały rozległe uszkodzenia krawędzi natarcia skrzydeł i liczne uszkodzenia krawędzi natarcia oraz powierzchni sterów wysokości i kierunku.



Rys. 10. Uszkodzenia drzew w odległości około 150 m (pkt 8, 9 i 10 rys. 2) od miejsca utraty fragmentu lewego skrzydła:

- A – linia cięcia świerków;
- B – linia cięcia brzozy (skrzydło);
- C – linia cięcia sterem wysokości;
- D – linia cięcia świerku krawędzią lewego skrzydła

Samolot w odległości **690 m** od progu drogi startowej, przy przechyleniu wynoszącym około **-90°** (rys. 10) zaczął zakrzywiać swój tor lotu w lewo, jego kadłub znajdował się wówczas na wysokości około **18 m** nad ziemią.

Po kolejnych **50 m** lotu samolot zwiększył przechylenie do **-120°**, uderzając kadłubem, skrzydłami oraz statecznikiem poziomym kolejno w dwa duże drzewa i powodując łamanie ich konarów i gałęzi. W tym samym czasie od samolotu oderwał się lewy ster wysokości. Przy przechyleniu dochodzącym do **-130°** samolot zderzył się z ostatnią grupą drzew. Pochylenie kadłuba w tym momencie wynosiło około **16°** i w dalszej fazie lotu zaczęło się szybko zmniejszać. Na rys. 1 punkt ten oznaczony jest jako „6” i odpowiada miejscu, w którym przerwany został zapis rejestratora parametrów lotu ATM-QAR. W końcowej fazie lotu samolot przemieszczał się z nosem lekko opuszczonym w dół.



Rys. 11. Uszkodzenie ostatniej grupy drzew przed zderzeniem samolotu z ziemią

Ostatecznie samolot zderzył się z ziemią pozostałością lewego skrzydła przy przechyleniu około -150° (rys. 15), niewielkim ujemnym pochyleniu około -6° (rys. 16) z kursem magnetycznym około 240° (od chwili utraty fragmentu lewego skrzydła nastąpiło odchylenie kursu około -20° – rys. 17).

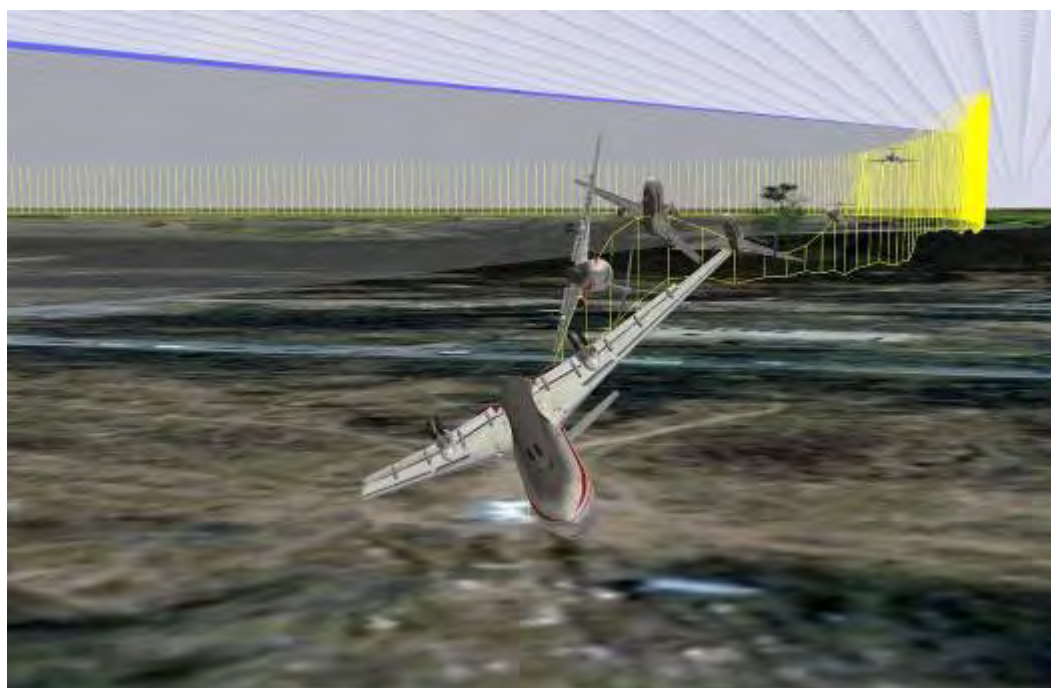


Rys. 12. Ślad na ziemi spowodowany lewym sterem kierunku

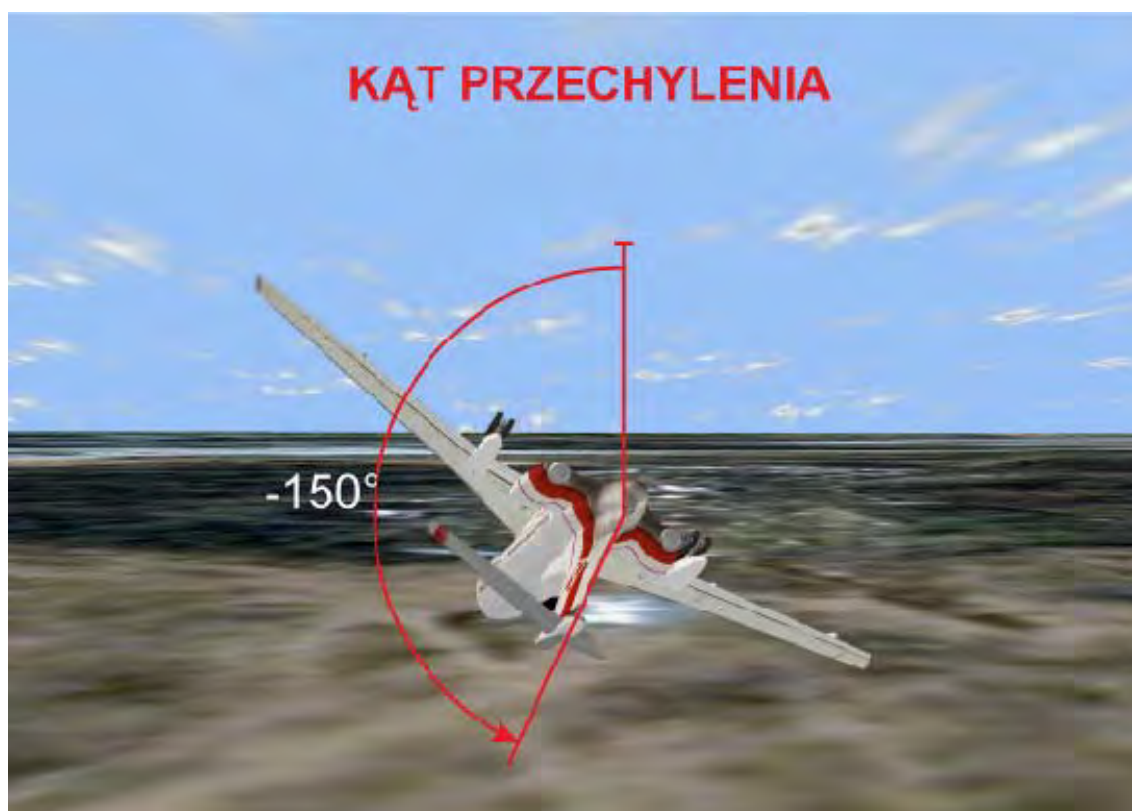
Na rys. 13 i 14 została przedstawiona ostatnia faza lotu samolotu od bliższej radiolatarni (BRL) aż do miejsca upadku.



Rys. 13. Graficzne przedstawienie ostatniej fazy lotu i zderzenia z ziemią (widok od strony nalotu samolotu)



Rys. 14. Graficzne przedstawienie ostatniej fazy lotu i zderzenia z ziemią (widok od strony upadku samolotu)



Rys. 15. Kąt przechylenia samolotu w momencie zderzenia z ziemią



Rys. 16. Kąt pochylenia w momencie zderzenia z ziemią



Rys. 17. Kąt odchylenia w momencie zderzenia z ziemią

W trakcie zderzania z ziemią niszczeniu ulegała konstrukcja samolotu. W pierwszej kolejności łamana była pozostała część lewego skrzydła, kabina załogi oraz opływ mechanizmu zmiany położenia steru wysokości. Zderzenie z ziemią spowodowało zwiększenie kąta przechylenia do pełnych 180° przy jednoczesnym zmniejszeniu kąta pochylenia.

Uderzenie statecznika pionowego o ziemię spowodowało oderwanie prawego statecznika poziomego, który zatrzymał się na połamanych drzewach po przebyciu kilku metrów. Następnie od końcowej części kadłuba oddzielił się statecznik pionowy z pozostałościami statecznika poziomego i mechanizmem zmiany jego położenia. Statecznik pionowy przed ostatecznym zatrzymaniem przemieścił się na odległość około 40 m, licząc od miejsca jego oddzielenia od konstrukcji samolotu.

Po uderzeniu o ziemię górnej powierzchni lewego skrzydła, w rejonie lewej gondoli podwozia głównego, nastąpiło oderwanie od kadłuba lewej części centroplata. Fragment ten obejmujący elementy konstrukcji od wręgi nr 4 do nr 16 przemieszczał się w pozycji odwróconej i zatrzymał w odległości około 100 m od miejsca oddzielenia się od kadłuba.

Prawa część centroplata wyrwała się wraz z fragmentem centroplata lewego (wręgi nr 1 i nr 2) i przemieściła się do przodu na odległość około 90 m.

W wyniku uderzenia o podłogę przednia część kadłuba, począwszy od noska samolotu do wręgi nr 19, została prawie doszczętnie zniszczona. Z przedniej części samolotu w całości zachowały się jedynie dolne fragmenty poszycia z przednią golenią podwozia. Fragment ten zatrzymał się w odległości około 60 m od miejsca, w którym uderzył o ziemię.

Pierwszy salon pasażerski od wręgi nr 21 do nr 31 po oddzieleniu się od kadłuba przemieścił się do przodu na odległość około 75 m.

Uderzenie o ziemię elementu o większej wytrzymałości – gondoli lewego silnika spowodowało oderwanie tylnej części kadłuba ze wzmocnioną wręgą szczelną. Po przemieszczeniu około 40 m, licząc od miejsca zderzenia, ten względnie dobrze zachowany fragment samolotu zatrzymał się z kursem odwrotnym do tego, z jakim przemieszczał się samolot tuż przed zderzeniem z ziemią. We wnętrzu tego fragmentu zachował się silnik nr 2. Silnik nr 1 zatrzymał się bezpośrednio przy tym fragmencie kadłuba, lecz był od niego oderwany. Silnik nr 3 oddzielił się wcześniej i zatrzymał się w odległości około 30 m od miejsca zderzenia z ziemią.

Rozrzut części po zderzeniu z ziemią nastąpił na powierzchni o długości około 130 m i szerokości około 60 m.

OPIS USZKODZEŃ SAMOLOTU

W odległości około 2,7 km przed progiem drogi startowej samolot Tu-154M nr 101 znalazł się poniżej nakazanej ścieżki zniżania i kontynuował zmniejszanie wysokości lotu. Około 30 m przed bliższą radiolatarnią (BRL) samolot znalazł się na tyle nisko, że nastąpił kontakt z pierwszą przeszkodą terenową (1099 m od progu pasa, 39 m w lewo od jego osi). Końcówka prawego skrzydła uderzyła w wierzchołek brzozy na wysokości około 10 m, w wyniku czego przycięte zostały cienkie gałązki o długości około 1 m (rys. 1). Zderzenie to nie spowodowało uszkodzeń mających wpływ na zdolność samolotu do lotu (prawdopodobnie powstały tylko miejscowe uszkodzenia powłoki lakierniczej na krawędzi natarcia skrzydła).



Rys. 1. Brzoza ze ściętymi wierzchołkami

Po przebyciu około 200 m nad terenem porośniętym trawą samolot zderzył się z następującymi przeszkodami:

- dwie kępy młodych brzózek – przycięte krawędzią lewego skrzydła;
- grupa młodych brzózek, topoli i innych drzew – połamane krawędzią natarcia lewego skrzydła samolotu (rys. 2).



Rys. 2. Grupa młodych drzew ściętych lewym skrzydłem

Zderzenia spowodowały charakterystyczne wgniecenia na krawędzi natarcia skrzydła oraz odkształcenia i liczne rozerwania poszycia na dolnej powierzchni skrzydeł oraz wychylonych klapach zaskrzydłowych (rys. 3). Niewykluczone, że w tym momencie powstały pierwsze uszkodzenia wiązek przewodów elektrycznych.



Rys. 3. Charakterystyczne owalne wgniecenia na krawędzi natarcia skrzydeł

W odległości 855 m od progu pasa, 63 m w lewo od jego osi (około 350 m od miejsca upadku) samolot lewym skrzydłem uderzył w brzozę o średnicy pnia około 30 cm. Uderzenie w konar brzozy nastąpiło na wysokości 5,1 m (rys. 4). Skutkiem tego uderzenia była utrata części lewego skrzydła o długości ok. 6,1 m wraz z lewą lotką i dwiema sekcjami slotów. Oderwanie fragmentu skrzydła nastąpiło pomiędzy żebrami nr 27 i 28. W efekcie utraty tak dużego fragmentu lewego skrzydła rozszczelniony został zbiornik paliwowy nr 3 tego skrzydła.

Zderzenie to spowodowało jednocześnie rozszczelnienie wszystkich trzech instalacji hydraulicznych – przerwane zostały przewody hydrauliczne zasilające mechanizm sterowania lewej lotki typu RP-55. Rozerwaniu przewodów hydraulicznych towarzyszył ubytek płynu hydraulicznego z instalacji oraz spadek ciśnienia w każdej z nich.



Rys. 4. Zderzenie z brzozą spowodowało oderwanie części lewego skrzydła

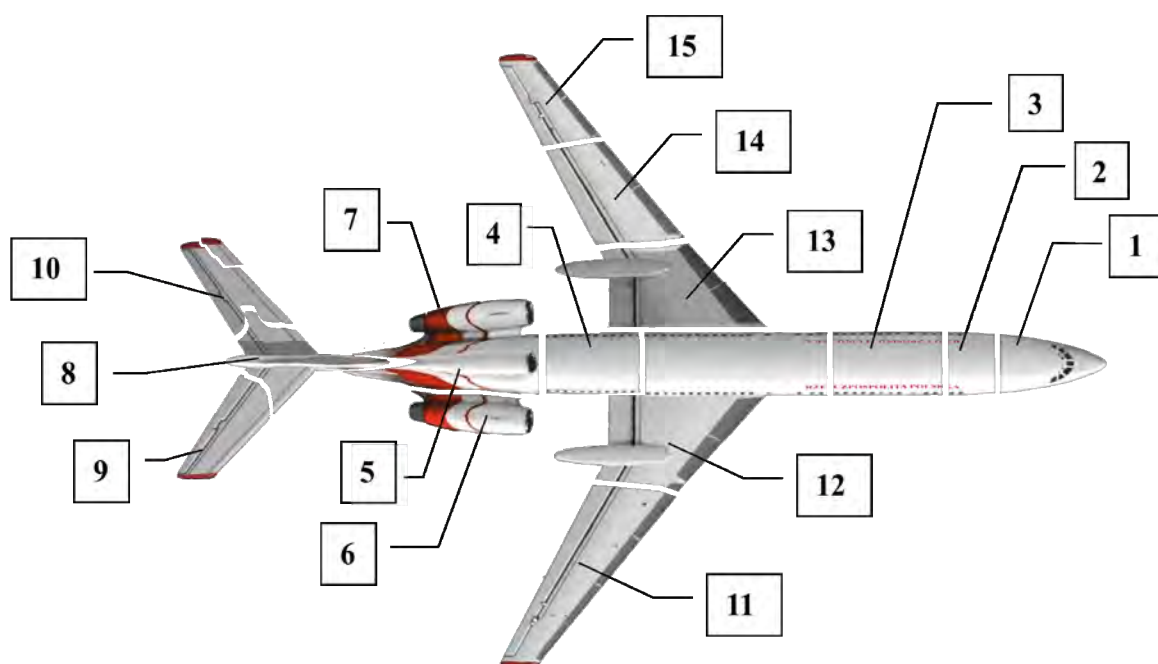
Po przebyciu kolejnych 200 m samolot zderzał się z konarami drzew o średnicy do 20 cm, które powodowały dalsze wgniecenia na krawędziach natarcia i uszkodzenia poszycia oraz oderwanie lewej części stabilizatora z lewym sterem wysokości.



Rys. 5. Drzewa, które spowodowały dalsze uszkodzenia na krawędziach natarcia skrzydeł oraz oderwanie lewego statecznika poziomego

W odległości 525 m od progu pasa startowego, 105 m w lewo od jego osi (54°49'28,09''N, 32°03'7,26''E) nastąpiło pierwsze zderzenie samolotu z ziemią.

W wyniku tego zderzenia płatowiec samolotu został porozrywany na fragmenty przedstawione na rys. 6.



Rys. 6. Graficzne przedstawienie zachowanych fragmentów samolotu

Największe zachowane elementy to:

- 1 - zmiażdżona przednia część kadłuba od noska do wręgi nr 7;
- 2 - przednia część kadłuba z przednią golenią podwozia;

- 3 - dolna część kadłuba pomiędzy wręgami nr 21 i 31 z pozostałościami prawej burty;
- 4 - podłoga i lewa burta tylnej części kadłuba (rejon kabiny pasażerskiej);
- 5 - końcowa część kadłuba od wręgi hermetycznej do końca kadłuba wraz z silnikiem nr 2 i rozerwaną gondolą silnika nr 1;
- 6 - oddzielony od gondoli silnik nr 1;
- 7 - silnik nr 3 z pozostałościami jego gondoli;
- 8 - statecznik pionowy ze sterem kierunku i mechanizmem zmiany położenia statecznika poziomego;
- 9 - prawa część statecznika poziomego ze sterem wysokości;
- 10 - lewa część statecznika poziomego z fragmentem steru wysokości;
- 11 - prawe skrzydło pomiędzy żebrami nr 20 i nr 44 (od żebra nr 20 do końca);
- 12 - prawa część centroplata pomiędzy żebrami nr 2 lewego skrzydła i nr 17 prawego skrzydła wraz z prawym podwoziem głównym;
- 13 - lewa część centroplata z lewym podwoziem głównym;
- 14 - fragment lewego skrzydła pomiędzy żebrami nr 18 i nr 24;
- 15 - część lewego skrzydła od wręgi nr 28 do końca wraz z lewą lotką.

W chwili zderzenia z ziemią samolot był w pozycji odwróconej – kąt przechylenia wynosił około -150° , kąt pochylenia -6° (przód samolotu lekko opuszczony do dołu). Bezpośrednio przed upadkiem samolot poruszał się po torze nachylonym do ziemi pod kątem $10-12^{\circ}$ z kursem około 240° . Kąt ślizgu samolotu wynosił około 20° . Zderzenie tego typu klasyfikowane jest jako uderzenie małej energii pod małym kątem. Podmokły teren oraz zarośla wyłumiły energię zderzenia i ograniczyły wielkość pożaru, jaki wystąpił na miejscu wypadku. Decydujący wpływ na charakter i rozmiar uszkodzeń konstrukcji miała pozycja, w jakiej znalazł się samolot w ostatniej fazie lotu.

Kontakt z ziemią miały najpierw pozostała część lewego skrzydła oraz statecznik pionowy. Po uderzeniu w ziemię nastąpiło oderwanie prawego statecznika poziomego z prawym sterem wysokości, a następnie całego statecznika pionowego ze sterem kierunku. Jednocześnie niszczeniu ulegało lewe skrzydło samolotu. Następnie z ziemią zderzył się kadłub samolotu. Ponieważ samolot był obrócony o kąt około -150° , pierwszy kontakt z podłożem miała najsłabsza górna jego część. Poszycie i elementy konstrukcyjne górnej części kadłuba zostały porozrywane i zmiążdżone już w chwili pierwszego uderzenia o ziemię. Później zostało dociśnięte podłogą przedziału pasażerskiego, a następnie elementami centroplata z węzłami mocowania podwozia o największej wytrzymałości, a

tym samym względnie dużej masie. W centropłacie znajdował się wypełniony 6000 kg paliwa zbiornik nr 4 oraz zbiornik nr 1, w którym również znajdowało się paliwo w ilości przekraczającej 3000 kg. Kabina załogi, która znalazła się pod spodem, została zmiażdżona przez elementy kadłuba przemieszczające się po niej.

Pozostałości wraku samolotu zostały rozrzucone na obszarze o szerokości około 60 m i długości około 130 m.

Kadłub samolotu

Zmiażdżony i porozrywany na drobne fragmenty. Zachowały się następujące większe elementy:

- a) zmiażdżona przednia dolna część od noska do wręgi nr 13 (rys. 7). Cała przednia część samolotu w tym osłona radaru, kabina załogi i wyposażenie w tej części kadłuba zostało zgniecione i porozrywane na małe fragmenty. Przyrządy pokładowe i wskaźniki stanowiące wyposażenie kabiny załogi miały liczne wgniecenia obudów i uszkodzenia szkieł. Większość z nich zachowała się przymocowana do pogniecionych fragmentów tablic przyrządów;



Rys. 7. Pozostałości przedniej części samolotu

- b) fragment dolnej części pomiędzy wręgami nr 14 i nr 19 z przednią golenią podwozia i elementami jej mocowania (rys. 8). Zachowany fragment to dolna część kadłuba

w rejonie mocowania przedniej nogi podwozia. Cała górna część kadłuba z tego rejonu została porozrywana na drobne elementy;



Rys. 8. Fragment kadłuba w miejscu mocowania przedniej nogi podwozia

- c) fragment dolnej części, podłogi oraz prawej burty pomiędzy wręgami nr 21 i nr 31. (rys. 9). Zachowała się podłoga z powyrywaniem elementami mocowania wyposażenia, dolne poszycie kadłuba oraz fragment zewnętrznego poszycia kadłuba prawej burty;



Rys. 9. Przednia część kadłuba – pierwszy salonik

- d) dolna partia środkowej części pomiędzy wręgami kadłuba nr 41 i nr 49 z rozerwanym centroplątem. Rozerwanie centropląta nastąpiło niesymetrycznie. Z prawą jego częścią sięgającą do siedemnastego żebra skrzydła (poza mocowanie części odłączanej) wyrwane zostały dwa żebra lewej części centropląta (rys. 10). W porozrywanych zbiornikach paliwa nr 1 i nr 4 centropląta znajdowały się resztki paliwa lotniczego;



Rys. 10. Środkowa część kadłuba w rejonie centropląta

- e) dolna partia tylnej części z zagniecioną lewą burta pomiędzy wręgami nr 52 i nr 62 (rys. 11). Fragment obejmował pokrzywioną podłogę przedziału pasażerskiego, dolne poszycie kadłuba oraz fragmenty lewego, bocznego poszycia kadłuba. Prawa burta została oderwana od pozostałej części tego fragmentu kadłuba na wysokości podłogi przedziału pasażerskiego;



Rys. 11. Tylna część kadłuba – kabina pasażerska

- f) końcowa część od przegrody hermetycznej (wręgi nr 66) do końca kadłuba z zabudowanym wewnątrz silnikiem nr 2 (rys. 12). Statecznik pionowy został oderwany od końcowej części kadłuba u nasady. Gondola silnika nr 1 została oderwana od kadłuba u jej nasady. Gondola silnika nr 3 została rozerwana – wraz z końcowym fragmentem kadłuba zachowała się górna część tej gondoli.



Rys. 12. Końcowa część kadłuba

Z wyjątkiem końcowej sekcji kadłuba pozostałe fragmenty miały całkowicie rozczłonkowane górne części poszycia zewnętrznego. Zachowane elementy to pogniecione fragmenty podłogi oraz dolnego poszycia samolotu. Przy dwóch sekcjach zachowały się pozostałości burt bocznych.

Nie zachowały się przymocowane do konstrukcji samolotu (pozostałości podłogi) fotele pasażerskie – wszystkie zostały wyrwane ze swoich mocowań.

Skrzydło

Zachowały się następujące większe fragmenty:

- a) prawa zewnętrzna część pomiędzy żebrami nr 20 i nr 44 (rys. 13). Na krawędzi natarcia i wysuniętych slotach liczne wgniecenia o owalnym kształcie. Połamane śruby mechanizmów wypuszczania slotów. Liczne rozerwania poszycia;



Rys. 13. Prawa część skrzydła

- b) prawa część z centroplatem pomiędzy żebrami nr 2 (lewego płata) i nr 17 (prawego płata) (rys. 14 i 15) – rozerwanie centroplata było niesymetryczne. Sloty zostały oderwane od konstrukcji skrzydła. Wgniecenia i rozerwania poszycia na krawędzi natarcia skrzydła sięgały przedniego dźwigara;



Rys. 14. Krawędź natarcia przykadłubowej części prawego skrzydła



Rys. 15. Krawędź splywu prawego skrzydła oraz prawe podwozie główne

- c) lewe skrzydło pomiędzy żebrem nr 4 w centropłacie i nr 16 w odłączanej części (rys. 16 i 17). Poszycie rozerwane na krawędzi natarcia. Blachy poszycia odgięte do tyłu. Zerwane duże fragmenty górnego poszycia skrzydła. Zniszczenia lewego płata skrzydła były znacznie większe niż stwierdzone na płacie prawym;



Rys. 16. Rozerwana krawędź natarcia lewego skrzydła



Rys.17. Krawędź spływu lewego skrzydła oraz lewe podwozie główne

- d) lewa część pomiędzy żebrami nr 18 i nr 24 (rys. 18). Fragment znacznie zniekształcony – poskręcane dźwigary, porozrywane poszycie. Wszystkie śruby mechanizmu wysuwania slotów urwane;



Rys. 18. Środkowa część lewego skrzydła

- e) zewnętrzna część lewego skrzydła od wręgi nr 28 do jego końca (rys. 19) – fragment oderwany po zderzeniu z dużą brzozą. Względnie dobrze zachowany fragment

skrzydła. Niewielkie wgniecenia o owalnym kształcie na krawędzi natarcia (slocie).
Oderwany przedni fragment opływu na końcówce skrzydła;



Rys. 19. Lewa końcówka skrzydła

Usterzenie poziome

Prawa część statecznika oderwana w odległości 1 m od miejsca mocowania w stateczniku pionowym. Liczne wgniecenia na krawędzi natarcia, skrzywienie konstrukcji statecznika (rys. 20).



Rys. 20. Prawa część statecznika poziomego ze sterem wysokości

Lewa część statecznika oderwana w odległości 1,5 m od miejsca mocowania w stateczniku pionowym. Oderwany fragment (zewnątrzny narożnik), krawędź oderwania poszarpana. Liczne wgniecenia o owalnym kształcie na krawędzi natarcia (rys. 21). Lewy statecznik oddzielił się od płatowca jeszcze przed zderzeniem samolotu z ziemią.



Rys. 21. Lewa część statecznika poziomego ze sterem wysokości

Usterzenie pionowe

Oderwane od końcowej części kadłuba u nasady. Zmiażdżona przednia część osłony aerodynamicznej mechanizmu przestawiania statecznika poziomego. Mechanizm przestawiania statecznika poziomego intensywnie zanieczyszczony błotem. Wychylenie trzonu mechanizmu odpowiada ustawieniu statecznika poziomego na -3° . Zerwane poszycie na krawędzi natarcia statecznika pionowego. Ster kierunku zachował się zamocowany do statecznika pionowego – wychylony w lewo o kąt około 20° (rys. 22).



Rys. 22. Statecznik pionowy

Zespół napędowy

Silnik nr 1 (lewy) oderwany od konstrukcji samolotu. Tarcze sprężarki niskiego ciśnienia oddzielone od silnika. Łopatki wirnika zgięte przeciwnie do kierunku obrotów (rys. 23).



Rys. 23. Silnik lewy

Silnik nr 2 (środkowy) zachował się zabudowany wewnątrz końcowej sekcji kadłuba. Łopatki wirnika zgięte przeciwnie do kierunku obrotów.

Silnik nr 3 (prawy) oderwany od konstrukcji samolotu, intensywnie zanieczyszczony błotem (rys. 24). Łopatki wirnika zgięte przeciwnie do kierunku obrotów.



Rys. 24. Silnik prawy

Układ sterowania

Zachowały się fragmenty wolantów oraz zdeformowane pedały wraz z mechanizmami znajdującymi się pod podłogą kabiny załogi. Ciężna z układów sterowania sterem wysokości, lotkami i sterem kierunku mają liczne rozerwania w miejscach nitowania do końcówek oraz na prostych odcinkach (rys. 25 i 26). Linki układu sterowania porwane.



Rys. 25. Ciężna układu sterowania samolotem



Rys. 26. Pozostałości układu sterowania samolotem – elementy zabudowane w kokpicie i pod podłogą kabiny załogi

Podwozie

Przednia goleń podwozia ze śladami uderzeń zachowała się przymocowana do fragmentu przedniej części kadłuba samolotu. Zastrzał przedniej goleni podgięty. Golenie podwozia głównego z niewielkimi śladami uderzeń konarów drzew widoczne w szczególności na osłonach zastrzałów. Podwozie w pozycji wypuszczonej zablokowane. Koła podwozia głównego i przedniego bez widocznych śladów uszkodzeń, zabłocone (rys. 27-29).



Rys. 27. Podwozie przednie



Rys. 28. Lewe podwozie główne



Rys. 29. Prawe podwozie główne

Instalacja elektryczna

Wiązki przewodów elektrycznych porozrywane. Skrzynki sterowania zdeformowane. Pogięte i pourywane dźwigienki przełączników (rys. 30). Obudowy akumulatorów pokładowych zdeformowane. Część ogniw rozszczelniona.



Rys. 30. Skrzynki sterowania instalacji elektrycznej

Wypożenie pokładu pasażerskiego

Fotele pasażerskie wyrwane z mocowań, porozrywane na części. Osłony wewnętrzne ścian kabiny pasażerskiej połamane na drobne fragmenty (rys. 31). Kamizelki ratunkowe porzucane w miejscu upadku samolotu.



Rys. 31. Pozostałości wyposażenia kabiny pasażerskiej

Stacjonarna instalacja tlenowa

Samolot Tu-154M nr 101 był wyposażony w stacjonarną instalację tlenową. Służyła ona do dostarczania tlenu dla członków załogi (dowódcy statku powietrznego, drugiego pilota, nawigatora, starszego technika obsługi pokładowej oraz dodatkowego członka załogi). Zabudowana była w kabinie załogi.

W jej skład wchodziło m.in:

- 5 szt. stacjonarnych aparatów tlenowych БКО-5 dla ww. członków załogi z pojemnikami БУ-1 zawierającymi indywidualne maski tlenowe typu KM-114 oraz z nakładanymi oddzielnie na maski okularami przeciwdymnymi Д30-1Л;
- pojedyncza butla tlenowa УБШ-25/150М o pojemności 25 l;
- zawór regulacji podawania tlenu У3Р-1;
- przewody tlenowe dostarczające tlen do ww. stacjonarnych aparatów tlenowych.

Na miejscu wypadku została znaleziona jedynie butla УБШ-25/150М nr 1100477, cała, nierozzerwana, wyrwana (wraz z częścią podstawy, do której była przymocowana) podczas niszczenia konstrukcji samolotu (rys 32).



Rys. 32. Butla УБШ-25/150М wraz z częścią podstawy i przewodami tlenowymi

Na butli znajdowała się głowica z manometrem oraz końcówkami załadowania i opróżniania butli. Na końcówce załadowania butli zachował się dłuższy fragment przewodu tlenowego, przewód tlenowy końcówki opróżniania butli został urwany przy samym złączu. Butla nie miała śladów oddziaływania pożaru ani deformacji spowodowanych oddziaływaniem innych elementów samolotu.

Pozostałe elementy stacjonarnej instalacji tlenowej nie zostały zidentyfikowane na miejscu wypadku i w miejscu ułożenia wraku.

Przenośne wyposażenie tlenowe

Samolot Tu-154М wyposażony był w przenośne wyposażenie tlenowe. W skład przenośnego wyposażenia tlenowego wchodziło 16 przenośnych butli typu БКП-2-2-210 z tlenem. Każda butla tlenowa miała głowicę z dwoma króćcami przyłączeniowymi do masek przechowywanych w opakowaniu. Do każdego z króćców można było podłączyć maskę tlenową typu МКП-IT lub maskę przeciwdymną typu ДКМ-1М. Ciśnienie w butli było kontrolowane manometrem zamontowanym na głowicy butli. 14 butli służyło do

dostarczania tlenu dla pasażerów, natomiast dwie (w ukończeniu jedynie z maskami przeciwdymnymi) były traktowane jako dodatkowe, rezerwowe dla stacjonarnej instalacji tlenowej załogi.

Na miejscu wypadku zostało odnalezionych co najmniej kilka butli tlenowych oraz pojedyncze, uszkodzone maski. Wszystkie butle, do których podkomisja techniczna miała dostęp, były napełnione tlenem. Ze względu na możliwość niekontrolowanego, samoczynnego rozładowania (lub eksplozji) butle zostały usunięte z miejsca wypadku natychmiast po ich zlokalizowaniu.

Prawie wszystkie maski uległy zniszczeniu. Tylko wyżej wspomniane pojedyncze maski lub ich fragmenty zostały zidentyfikowane na miejscu wypadku i w miejscu ułożenia wraku.

Instalacja gazu neutralnego

Samolot Tu-154M nr 101 był wyposażony w instalację gazu neutralnego. Instalacja służyła do dostarczania gazu neutralnego do zbiorników paliwowych nr 4 i nr 1 w przypadku lądowania ze schowanym podwoziem.

W jej skład wchodziły:

- 3 butle typu OCY-5II-01;
- przewody;
- kolektory rozpylające.

Na miejscu wypadku została znaleziona jedna butla OCY-5II-01 nr 08056, cała, nierozzerwana, wyrwana podczas niszczenia konstrukcji samolotu (rys. 33).



Rys. 33. Butla OCY-5II-01

Na butli znajdowała się głowica z końcówkami załadowania i opróżniania butli. Butla nie miała śladów oddziaływania pożaru ani widocznych deformacji spowodowanych oddziaływaniem innych elementów samolotu.

Pozostałe dwie butle oraz inne elementy instalacji gazu neutralnego nie zostały zidentyfikowane na miejscu wypadku i w miejscu ułożenia wraku.

Agregaty wyposażenia radioelektronicznego i osprzętu samolotu

Agregaty, przyrządy pilotażowo-nawigacyjne i pozostałe wskaźniki zabudowane w kokpicie zostały zniszczone w znacznym stopniu. Większość przyrządów zachowała się przymocowana do pociętych elementów tablicy przyrządów. Spośród przyrządów i agregatów znalezionych na miejscu wypadku do badań laboratoryjnych zostały skierowane:

- z zestawu automatycznego radiokompasu ARK-15 M:
 - odbiornik, nr E 9905;
 - odbiornik, nr I 349;
 - panel sterowania, nr E9905;
 - wskaźnik radiomagnetyczny RMI-2B, nr 480638;
 - wskaźnik radiomagnetyczny RMI-2B (znaleziono tylko element wskazujący bez numeru);
- wskaźnik wysokości A-034-4, nr 71941 (z zestawu radiowysokościomierza);
- wskaźnik wysokości A-034-4, nr 71948 (z zestawu radiowysokościomierza);
- wysokościomierz barometryczny WM-15 PB, nr 1188008 z zestawu SWS-PN-15 (dowódcy statku powietrznego);
- wskaźnik wysokości UWO-15 M1B, nr 1196652 (drugiego pilota);
- skala wskaźnika jednego przyrządu WBE-SWS (brak numeru);
- blok BSKA-E, nr 1190100946.

Wyposażenie zabudowane w lukach pod podłogą zachowało się w lepszym stanie. Niemniej jednak większość obudów agregatów została silnie zdeformowana (rys. nr 34). W części bloków elektronicznych obudowy zostały rozerwane, a moduły z podzespołami elektronicznymi połamane i zniszczone. Pomimo znacznych uszkodzeń odczytano dane z pamięci urządzenia TAWS oraz UNS-1D zabudowanego po stronie drugiego pilota (jednego z dwóch, w jakie wyposażony był samolot).



Rys. 34. Agregaty wyposażenia nawigacyjnego i łączności

Najlepiej zachowały się agregaty przewożone w luku bagażowym – części zamienne, stanowiące tzw. „apteczkę techniczną” (rys. 35).



Rys. 35. Części zamienne przewożone w luku bagażowym

Rejestratory parametrów lotu

Kaseta ochronna MŁP-14-5 z systemu rejestracji parametrów lotu MSRP-64M-6 została wyrwana z konstrukcji samolotu. Znalaziono ją w pobliżu miejsca pierwszego uderzenia samolotu o ziemię. Rejestratory eksploatacyjne KBN-1-1 i ATM-QAR oraz kasetę ochronną 70A-10M rejestratora rozmów w kabinie MARS-BM odnaleziono wśród

fragmentów kadłuba samolotu. Odczytano dane ze wszystkich wymienionych wyżej rejestratorów. Nie odnaleziono rejestratora K3-63.

Radiostacje awaryjne

Zabudowane podczas ostatniego remontu radiostacje awaryjne typu ARM-406AC1 nr 7523242494 i ARM-406P nr 7524241208 oraz ich systemy antenowe zostały uszkodzone w chwili wypadku w stopniu uniemożliwiającym ich zadziałanie.



Rys. 36. Radiostacje awaryjne typu ARM-406AC1 (z lewej) i ARM-406P (z prawej)

Radiostacja ARM-406P (uruchamiana automatycznie wyłącznikiem przeciążeniowym) – oberwany przewód antenowy i zasilający, zgnieciona obudowa radiostacji. Radiostacja ARM-406AC1 – niewielkie uszkodzenia obudowy (użycie radiostacji wymaga podłączenia anteny i jej uruchomienia przez obsługę).

Ułożenie szczątków samolotu w jego obrysie

Szczałki zniszczonego samolotu rozłożono w jego obrysie na utwardzonej powierzchni na terenie lotniska SMOLEŃSK PÓLNOCNY. Elementy poszczególnych instalacji i systemów w oddzielnych grupach i rozłożono w pobliżu wraku (rys. 25, 26, 30, 34, 35, 36). Ogólny widok wraku samolotu przedstawiono na rys. 37.



Rys. 37. Części samolotu ułożone na placu

Podsumowanie i wnioski

Podczas oględzin wraku samolotu nie stwierdzono śladów detonacji materiałów wybuchowych ani paliwa lotniczego.

Niewielki pożar objął tylko nieliczne elementy wraku samolotu i został zainicjowany w trakcie lub bezpośrednio po zderzeniu się samolotu z ziemią. Nie stwierdzono śladów charakterystycznych dla pożaru przebiegającego w trakcie lotu samolotu.