Tłumaczenie autorskie (A.Z.) oryginalnego artykułu: A. Ziółkowski, M. Skłodowski (2018) **On value and using of TAWS/FMS alert data in examination of air accidents, the case of Warsaw-Smolensk flight on April 10, 2010,** The Aeronautical Journal, September, 2018, Vol. 122, No 1255 , pp. 1301-1329. DOI: 10.1017/aer.2018.59 , opublikowane za zgodą Aeronautical Journal.
Niniejszy dokument ma następujący numer referencyjny: DOI 10.31224/osf.io/ehrdj

O wartości i wykorzystaniu danych TAWS/FMS do badania wypadków lotniczych, sprawa lotu Warszawa-Smoleńsk, 10 kwietnia 2010 roku

Andrzej Ziółkowski*, Marek Skłodowski**
aziolk@ippt.gov.pl, msklod@ippt.pan.pl
Instytut Podstawowych problemów Techniki, PAN, Warszawa, Polska*
Badacz niezależny, poprzednio związany z IPPT PAN, Warszawa, Polska**

Notacja

ABSU –system autopilota samolotu TU-154M
ATM QAR – rejestrator parametrów lotu szybkiego dostępu, firmy ATM
CC – Dowódca statku powietrznego (ang. Commander in Chief)
CVR – rejestrator danych głosowych z kokpitu pilotów (ang. cockpit voice recorder)
FMS – system sterowania lotem (ang. Flight Management System)
FO – co-pilot (ang. First Officer)
ICAO – International Civil Aviation Organization
ISA – International Standard Atmosphere
n.p.m. – nad poziomem morza (ang. mean sea level – MSL)
BRL – Bliższa radiolatarnia
TAWS – system ostrzegania przed zderzeniem z ziemią (ang. Terrain Awareness Warning System)
p – ciśnienie w hektopaskalach (hPa) lub milimetrach słupa rtęci (mmHg) (1hPa = 100 Pa= 3/4 mmHg)
T – temperatura w stopniach Kelvina
v – prędkość w metrach na sekundę (m/s) lub węzłach (kts) (1 kts = 1 nm/h = 1,852 km/h = 0.514(4) m/s)
h – wysokość n.p.m. w metrach lub stopach (1 stopa = 0.3048 m)

Streszczenie

Poprzez analizę danych TAWS/FMS pozyskanych i zarejestrowanych podczas ostatniej minuty lotu samolotu TU-154M z Warszawy do Smoleńska, pokazujemy wartość i ukazujemy możliwości podjęcia prac badawczych nad rozszerzeniem standardowej obecnie funkcjonalności systemów TAWS/FMS tak, by umożliwić ich efektywne wykorzystanie przy badaniu przebiegu i przyczyn wypadków lotniczych. Lot zakończył się całkowitą destrukcją tego samolotu i śmiercią wszystkich pasażerów i członków załogi. Dane TAWS/FMS wysokości lotu oraz czasowo-przestrzenne, tj. położenia geograficznego i prędkości poruszania się samolotu zostały sprawdzone pod względem ich spójności wewnętrznej i zewnętrznej względem danych z rejestratora eksploatacyjnego ATM QAR. Wykorzystując dane ATM QAR, zapisy z rejestratora głosu z kabiny pilotów (CVR) w powiązaniu z danymi z systemów TAWS/FMS dokonano odtworzenia najprawdopodobniejszej trajektorii poziomej i pionowej lotu samolotu TU-154M podczas ostatniej minuty przed jego całkowitym zniszczeniem, wraz ze scenariuszem towarzyszących wydarzeń. Dane z rejestratorów umożliwiły autorom pozyskanie informacji o *wstępnym etapie* przebiegu wypadku, i *pierwszej fazie* destrukcji samolotu polegającej na poważnym zniszczeniu lewego skrzydła samolotu. Rozszerzona standardowa funkcjonalność systemów TAWS/FMS, z wbudowaną możliwością wykorzystywania danych tych systemów do badania sytuacji powypadkowych, znacząco podniosłaby jakość wyników i uprościła prezentowaną tutaj analizę.

Słowa kluczowe – system TAWS; badanie wypadku lotniczego; Polski TU-154M; Smoleńsk; analiza abdukcyjna; inżynieria bezpieczeństwa lotniczego; wzory korekcyjne Q kodów wysokości lotu; atmosfera ICAO;

1. Informacje wstępne

Można odnieść wrażenie, że liczba systemów nawigacyjno-sterowniczych współczesnych samolotów osiągnęła racjonalny limit, a wręcz zaczyna go przekraczać, por. także [10]. Należałoby, więc podjąć wysiłki mające na celu ograniczenie ich liczby poprzez optymalizację funkcjonalności tych systemów, które już weszły do praktyki pilotażu. Jednym z systemów obowiązkowo obecnie instalowanych w samolotach pasażerskich jest system ostrzegania przed zderzeniem z ziemią TAWS, por. [11]. W pracy przeanalizowano jak dane rejestrowane przez system TAWS mogłyby być wykorzystane, jako informacje uzupełniające/weryfikujące dla danych rejestrowanych przez inne systemy np. rejestratory eksploatacyjne czy katastroficzne samolotu w sytuacji, gdy doszło do katastrofy lotniczej i zachodzi potrzeba zbadania przyczyn i/lub odtworzenia jej przebiegu.

Analiza została dokonana na podstawie danych z systemu TAWS firmy Universal Avionics pochodzących z katastroficznego lotu samolotu TU-154M na trasie port lotniczy Warszawa Okęcie (WAW) - Smoleńsk Północny, Federacja Rosyjska (XUBS) dnia 10 kwietnia 2010 r. Podczas ostatniej minuty tego lotu zostało zarejestrowanych pięć alertów ostrzegawczych TAWS (TAWS Nr 34-38) i jedno ostrzeżenie Systemu Zarządzania Lotem (FMS Stop), to ostatnie informowało o zaniku zasilania systemu FMS i zrzucie jego pamięci.. Lot ten zakończył się całkowitą destrukcją samolotu TU-154M i śmiercią wszystkich pasażerów i członków załogi w pobliżu lotniska Smoleńsk Północny.

W przypadku tego lotu nie udało się odzyskać z rejestratorów katastroficznych danych technicznych o jego przebiegu dostatecznie dobrej jakości by nadawały się do analizy. Jeden rejestrator serwisowy (K3-63) samolotu TU-154M w ogóle nie został odnaleziony na wrakowisku, a zapisy katastroficznego rekordera (MŁP-14-5) okazały się niezdatne do analizy z powodu licznych błędów.

Regularne w czasie i nadające się do analizy dane o parametrach technicznych przebiegu lotu zostały odzyskane z pamięci cyfrowej rejestratora szybkiego dostępu QAR polskiej firmy ATM. Dane te były rejestrowane cyfrowo, co 0.5 sekundy (niektóre, co 0.125s). Udało się odzyskać ciągły, zsynchronizowany, analogowy zapis rejestratora dźwięku z kabiny pilotów (Cockpit Voice Recorder - CVR) obejmujący ostatnią minutę lotu. Dane dźwiękowe CVR okazały się być w dostatecznie dobrym stanie technicznym by można je było poddać analizie, czego dokonano po przetworzeniu analogowego sygnału dźwiękowego do postaci cyfrowej, por. również [4]. Dane zapisane w logach zdarzeń TAWS38 i FMS Stop to jedyne dostępne dane o parametrach lotu po tym, gdy około 6:40:59.5 UTC zapisane zostały ostatnie wiarygodne dane w rejestratorze ATM QAR, por. [4], [5]. W sekcji 2 zaproponowano metodę i dokonano badania wzajemnej spójności danych o wysokości lotu samolotu pochodzących z wysokościomierzy barometrycznego i radiowego na podstawie danych zarejestrowanych w logach systemu TAWS i ostrzeżeniu systemu FMS. Przeanalizowano także spójność zapisów TAWS/FMS dotyczących lokalizacji geograficznej samolotu w powiązaniu z zapisami o prędkości poruszania się samolotu względem ziemi.

W sekcji 3 dokonano zintegrowanej analizy danych pochodzących z rejestratora eksploatacyjnego ATM QAR uzupełnionych o dane z zapisów TAWS/FMS oraz rejestratora głosu z kabiny pilotów CVR. Odtworzono trajektorię poziomą i pionową samolotu TU-154M podczas ostatniej minuty jego katastroficznego lotu z dokładnością szacowaną na kilka metrów. Zidentyfikowano i wskazano wzajemne korelacje pomiędzy kilkoma istotnymi zdarzeniami towarzyszącymi tej fazie lotu.

Na koniec, sformułowano kilka propozycji dokonania zmian/rozbudowy systemu TAWS, których implementacja pozwoliłaby na poszerzenie wykorzystania tego systemu, nie tylko do generowania komunikatów ostrzegawczych, ale także do skutecznego badania ewentualnych sytuacji powypadkowych. Sformułowano także szereg wniosków dotyczących przebiegu katastroficznego lotu samolotu TU-154M z dnia 10.04.2010r.

Praca została uzupełniona o Aneks gdzie, wychodząc z podstawowych praw fizycznych, wyprowadzono dokładne matematycznie wzory korekcyjne dla odczytów Q kodów wysokości lotu. Pozwalają one na możliwie najdokładniejsze wyznaczenie wysokości lotu, gdy zostaną uwzględnione lokalne warunki ciśnieniowo-temperaturowe lotniska.

2. Dane zdarzeń alarmowych systemu TAWS przydatne dla ustalenia przebiegu lotu samolotu

Podstawową funkcją systemu TAWS jest zbieranie i przetwarzanie danych o przebiegu lotu statku powietrznego w celu generowania ostrzeżeń mających na celu *uniknięcie katastroficznego zdarzenia lotniczego*. Zwięzłe, a jednocześnie bardzo poglądowe wyjaśnienie sposobu działania systemu TAWS, podstaw fizycznych i możliwości można znaleźć w rozdziale 17 książki Tooley'a i Wyatt'a [12]. Interesującą możliwością jest wykorzystanie danych zbieranych i zarejestrowanych w alertach ostrzegawczych TAWS do *badania przyczyn i przebiegu wypadku lotniczego*, gdyby wydarzył się, pomimo ostrzeżeń. Możliwość taka ukazana jest na przykładzie wykorzystania danych z alertów TAWS zarejestrowanych podczas lotu samolotu TU-154M, który rozbił się w Smoleńsku, Federacja Rosyjska, dnia 10 kwietnia 2010 r. W logach tych alertów zapisanych zostało dużo informacji o różnych parametrach lotu, głównych podsystemów samolotu i funkcjonowania jego osprzętu. W szczególności zapisane zostały dane o czasie, położeniu geograficznym, wysokości lotu i prędkości statku powietrznego. Dane te właściwie wykorzystane mogą być użyteczne w zupełnie innym celu niż tylko generowanie alertów ostrzegawczych, a mianowicie do analizy co się stało i jak przebiegał katastroficzny lot samolotu T-154M. Dostarczają one niezależnej od innych rejestratorów samolotu rzetelnej informacji, która może posłużyć zarówno do odtworzenia/weryfikacji trajektorii pionowej jak i poziomej samolotu, jak również do oceny, które podsystemy i urządzenia samolotu działały poprawnie, a które uległy awarii i w jakim czasie. Dane z systemów TAWS/FMS dostarczają punktowych w czasie informacji o locie, dlatego nie mogą one służyć za podstawę dla czynności odtwarzania trajektorii samolotu, a jedynie mogą być użyte, jako dane uzupełniające i/lub kontrolne. W dalszej części pracy dokonano zintegrowanej analizy danych, zarejestrowanych w rejestratorze ATM QAR, rejestratorze CVR i tych z alertów TAWS34-38 oraz FMS Stop, w celu zbadania przebiegu zdarzeń, trajektorii pionowej i poziomej samolotu TU-154M podczas ostatniej minuty lotu dnia 10.04.2010 r.

2.1 Wybrane dane z zapisów ostrzeżeń alarmowych systemu TAWS Nr 34-38 i alertu FMS Stop.

Wszystkie dyskutowane tutaj dane liczbowe dotyczące zdarzeń TAWS 34-38 oraz zdarzenia "FMS Stop" pochodzą z sekcji 4.9.4 i 4.9.5, Załącznika 4 do Raportu KBWLLP, por. [5]. Na Rysunku 1 pokazano fragmenty oryginalnych logów komunikatów ostrzegawczych TAWS Nr 38 i FMS Stop zawierających zapisy szeregu parametrów lotu.

W Tabeli 1 zestawiono razem i ułożono w porządku chronologicznym dane pochodzące z zapisów logów ostrzeżeń TAWS 34-38 i FMS Stop dostarczających informacji o możliwym przebiegu trajektorii pionowej i poziomej samolotu z ostatniej minuty przed jego rozbiciem się. Dane o parametrach lotu samolotu rejestrowane w logach TAWS pochodziły z systemu WBE-SWS samolotu, por. np. sekcja 7.4 w Załączniku 4 do Raportu KBWLLP 2011 [5]. System WBE-SWS umożliwia nie tylko pomiar wysokości barycznej, lecz również wyznaczenie innych istotnych parametrów lotu: np. prędkości przyrządowej i rzeczywistej, prędkości pionowej. Pozwala on także na dogodne zobrazowanie informacji i dostarczenie załodze samolotu informacji pomocniczych takich jak: zobrazowanie wysokości w metrach lub stopach, wydanie sygnału elektrycznego zadanej wysokości lotu (poziomu), ręczne ustawienie i zobrazowanie ciśnienia atmosferycznego oraz

TAWS38

Event # 38	
Parameter	**Value**
Alert Record Type	LANDING
Alert Date (M/D/Y)	04/10/2010
Alert Time (H:M:S)	06:40:59
Present Position Latitude	54.825022 deg
Present Position Longitude	32.054838 deg
Airplane Altitude	670.291288 ft
Baro Altitude	671.000000 ft
Radio Altitude	41.562500 ft
Sink Rate	394.352188 ft/min
Closure Rate	705.096987 ft/min
Groundspeed	145.125000 kts
True Airspeed	137.312500 kts
Indicated Airspeed	139.437500 kts
Flaps in Landing	1
Gear Down	1
On Ground	1

FMS Stop

Parameter	**Value**
Date	10 April 2010
GMT	06:41:02
System Position	N 54:49.483 E 032:03.161
Altitude	47 ft
Altitude 1 second ago	120 ft
Derived Vertical Speed (computed by FMS based on altitude change)	-2374 ft/min
Filtered Derived Vertical Speed (Derived Vertical Speed with 4 second lag filter)	+603 ft/min
True Air Speed	73.281 m/s (142.45 kts)
Indicated Air Speed	145 kts
Ground Speed	71.609 m/s (139.20 kts)
System Velocity	S 22.2391 m/s W 69.2235 m/s
True Track Angle	252.2°
Magnetic Heading	Not Valid. Last known heading value was 267.1°
Magnetic Variation	E 7.61°
Wind	Not Valid. (Note: This is expected because there is loss of heading, which is necessary for computation of winds.)
Static Air Temperature	0° C
Active From Waypoint	Flight Plan Leg number 19 DRL N 54:49.7 E 032:08.6 (DRL is a user-defined waypoint.)

Rysunek 1. Fragmenty oryginalnych zapisów odszyfrowanych danych z logów ostrzeżeń TAWS 38 i FMS, por. [5], ukazujące między innymi czas, w jakim miało miejsce zdarzenie ostrzegawcze, położenie geograficzne samolotu, jego wysokość barometryczną i radiową, prędkość postępową względem ziemi i prędkość opadania/wznoszenia.

sygnalizację o ustawieniu ciśnienia 1013.25 [hPa] (ISA). Informacja o wysokości barycznej lotu może być dostarczana w różnych trybach Q kodów – QNE-ISA, QNH, QFE, por. Aneks.

Informacje czasowo-przestrzenne pochodzące ze źródeł innych niż zapisy TAWS/FMS, np. z rejestratora eksploatacyjnego ATM QAR, czy zapisów dźwięku z kabiny pilotów (CVR) zamieszczone w Tabeli 1 zaznaczono przyciemnionym tłem odpowiednich komórek. Koordynacja czasowa zapisów różnych urządzeń rejestrujących użyta w mniejszej pracy jest następująca: czas ATM QAR = czas UTC + 2.5s, czas CVR = czas UTC + 6s. Zdarzenia zostały podane w porządku chronologicznym na wspólnej osi czasowej. Staranna analiza syntetycznych danych zebranych w Tabeli 1 jest przedstawiona w sekcji 3.

Sformułowanie, opracowanie i rozstrzygnięcie hipotez dotyczących przebiegu i przyczyn katastrofy samolotu TU-154M w Smoleńsku wymaga bardzo precyzyjnych analiz czasowo-przestrzennych zaistniałych zdarzeń. Wymagana dokładność określania czasu ich zajścia jest rzędu *pojedynczych metrów i ułamków sekund*. Z tego powodu podjęto wysiłek szczególnie starannej analizy danych zarejestrowanych w logach ostrzegawczych TAWS, które dostarczają punktowych w czasie, lecz bardzo istotnych informacji zarówno o trajektorii poziomej jak i pionowej lotu samolotu.

Tabela 1. Dane z zapisów zdarzeń TAWS/FMS zapisanych podczas ostatniej minuty katastroficznego lotu samolotu TU-154M, dnia 10 kwietnia 2010r. wraz z wybranymi informacjami pomocniczymi m.in. z rejestratorów: ATM QAR (rejestrator eksploatacyjny) i CVR.

Zdarzenie	Czas UTC	Współrzędne geograficzne Szer./Dł.	Odległość od progu DS26 [m]	Wys. Baro QNE [m] (760 mmHg)	Wys. radio [m]	Poziom gruntu SRTM [m]	Pręd.horyz wzgl.ziemi [m/s]	Prędk. pion. [m/s]
Taws #34	06:40:03.00	54.826754, 32.125595	5260 (2213)	495.1 (QFE(745Hg) =329.2)	353.4 (1159.3 ft)	243	91.4 (177.8 kts)	-7.3
Taws #35	06:40:29.00	54.825939, 32.091148	3047 (558)	336.5 (1104 ft)	213.1 (699.3 ft)	218	81.1 (157.6 kts)	-6.8
Taws #36	06:40:36.00	54.825776, 32.082479	2489 (551)	284.4 (933.0 ft)	129.7 (425.5 ft)	239	80.3 (156.13 kts)	-7.7
Taws #37	06:40:43.00	54.825543, 32.073911	1938 (1227)	229.2 (752.0 ft)	98.5 (323.3 ft)	219	79.6 (154.75 kts)	-7.6
BRL	~6:40:52.75÷ 55.00	←CVR	1069			240		
Cofnięcie DSS	~6:40:56.625	←ATM QAR						
Spadek a_{pion} o 0.5g	~6:40: 56.825 ÷ 57.425	←ATM QAR						
K. mać	~6:40:57.00	←CVR						
Brzoza Bodina	~6:40:57.50 (KBWLLP2011 06:40:56.80)	54.82496, 32.05709 (Ocena autorów)	855 (144)			249		
Taws #38	06:40:59.00 ~6:40:59.49	54.825022, 32.054838	711 (142)	204.5 (671.0 ft)	12.7 (41.6 ft)	253	74.7 (145.12 kts)	+2.0
FMS-1s				36.6=120 ft (QFE(745 Hg)	–x–	255		
FMS Stop	06:41:02.00 ~6:41:01.51	54.824717, 32.052683	572 (52)	14.3=47 ft (QFE(745 Hg)	–x–	257	71.6	-12.1
Pierwszy kontakt z ziemią	~6:41:02.20	54.824470 32.05202	520	0		253		
Próg DS 26		54.825184, 32.043791	0			254 (253.7)		

Informacje uzupełniające o danych zawartych w Tabeli 1.

i) Wysokości baryczne w logach TAWS pochodziły z wysokościomierza 1 pilota. Zgodnie z zapisami rejestratora eksploatacyjnego ATM QAR ciśnienie referencyjne na wysokościomierzu barycznym 1 pilota zostało przestawione około godziny 6:28:41 czasu UTC, gdy samolot był na wysokości 2176m (około 700 m powyżej wysokości przejściowej dla XUBS) z ciśnienia 760 na 745 mmHg (1013.25 na 993.33 hPa). Ciśnienie referencyjne na wysokościomierzu dowódcy zostało na powrót przestawione na ciśnienie standardowe 760 mmHg o 6:40:08.5 UTC, gdy samolot był ~300m powyżej i w odległości 4770 m od progu drogi startowej DS26 (na wysokości Radio 365m), tj. pomiędzy alertami TAWS34 i TAWS35. Zatem, podczas alertu TAWS34 ciśnienie referencyjne miało wartość 745mm Hg i 760mmHg podczas alertów TAWS35-38. Wysokość baryczna *QNE* dla alertu TAWS34 (5-ta kolumna) została przeliczona z wartości wysokości *QFE* (p_{ref}=745 mmHg)=329.2 m, wg wzorów (A8) w Aneksie, por. także str. 212 i 214 w raporcie końcowym

KBWLLP [4]. Wysokość baryczna zdarzeń FMS (FMS-1sekunda) pochodzi z wysokościomierza 2 pilota, który miał ustawione do końca lotu ciśnienie referencyjne *QFE* (p_{ref}=745 mmHg).
ii) Odległości od progu drogi startowej DS26 (kolumna 3) wyznaczono za pomocą oprogramowania Google Earth, jako rzut prostopadły na przedłużenie osi centralnej drogi startowej DS26; dokładność oszacowania około ±1m. Liczby w nawiasach oznaczają odległość pomiędzy fizycznymi położeniami dwóch sąsiadujących zdarzeń, np. 2213m=5260m-3047m.
iii) Podawane w niniejszym opracowaniu wysokości gruntu zostały określone na podstawie modelu wysokości powierzchni ziemi SRTM (Shuttle Radar Topography Model), por. [8]. Wysokości konkretnych lokalizacji, zgodne z modelem SRTM wyznaczono za pomocą oprogramowania Geocenter profiler [9]. Szacowana dokładność około ±1m.
iv) Zdarzenie "BRL" oznacza minięcie lokalizacji oddalonej o 1069m od progu drogi startowej DS26 (na przedłużeniu osi pasa drogi startowej 26 w odległości 1069 m od jego progu zlokalizowana była bliższa latarnia radiowa). Okres czasu podany w drugiej kolumnie to czas, w którym zarejestrowane zostały sygnały dźwiękowe (CVR) informujące pilotów o mijaniu bliższej radiolatarni (BRL).
v) Zdarzenie "cofnięcie DSS" oznacza chwilę, gdy rozpoczęło się cofanie dźwigni sterowania mocą wszystkich trzech silników ze skrajnego położenia "mocy maksymalnej".
vi) Zdarzenie "Skok a_{pion}" oznacza wystąpienie gwałtownego spadku (skoku) przyspieszenia pionowego samolotu z wartości 1.38g do wartości 0.88g (o ~0.5g) w chwili 6:40:56.825, trwającego przez okres około 0.6 sekundy. Po tym czasie wartość przyspieszenia pionowego ponownie skokowo wzrosła do wartości 1.28g. Informacja o tym zdarzeniu pochodzi z zapisów rejestratora eksploatacyjnego ATM QAR.
vii) Zdarzenie "K. mać" zarejestrowane w zapisie czarnej skrzynki CVR, wskazuje na wystąpienie w samolocie poważnej sytuacji awaryjnej.
viii) Zdarzenie "Brzoza" oznacza drzewo położone w odległości około 855 m od progu DS26 i około 74m na lewo od przedłużenia osi centralnej drogi startowej DS26. Położenie geograficzne "Brzozy" oszacowane przez autorów to (Szer. 54.82496, Dł. 32.05709), por. Tabela 1. Według raportu KBWLLP 2011, por. str. 216 [4], i raportu Komisji MAK [6] zderzenie z tym drzewem – tzw. "Brzozą Bodina", zostało uznane za pierwotną techniczną przyczynę rozbicia się samolotu TU-154M w pobliżu lotniska Smolensk Płn. Według raportu KBWLLP 2011 zderzenie z brzozą Bodina miało miejsce w chwili 6:40:56.8 UTC. Analiza danych dokonana w niniejszej pracy wskazuje, że samolot TU-154M najprawdopodobniej znajdował się w odległości 855m od pr. DS26 (lokalizacja "Brzozy Bodina") około 6:40:57.50. Uzasadnienie merytoryczne tej oceny podano w sekcji 3.
ix) Wartości czasów zdarzeń TAWS38 i FMS Stop podane w drugiej kolumnie zostały oszacowane, jako najprawdopodobniejsze rzeczywiste czasy tych zdarzeń, na podstawie analizy danych wykonanej w niniejszym opracowaniu. Uzasadnienie merytoryczne tych oszacowań podano w sekcji 2.1.2, por. także Rys. 2.
x) Współrzędne geograficzne pierwszego miejsca zderzenia samolotu z ziemią podano za Raportem KBWLLP 2011, por. str. 58 w [4].

2.1.1. Analiza spójności wysokości barometrycznych i radiowych zapisanych w logach TAWS.

W standardowy sposób wysokości baryczne wyznaczane są w oparciu o pomiar wartości ciśnienia na zewnątrz samolotu, z ewentualnym uwzględnieniem jedynie korekty ciśnieniowej uwzględniającej wartość lokalnego ciśnienia panującego na lotnisku - wysokości QNE, QNH, QFE, por. Rys. A2. Prowadzi to do błędów wynikających z nieuwzględnienia różnicy wartości lokalnej temperatury w stosunku do temperatury dla atmosfery standardowej. Postępowanie takie jest o tyle uzasadnione, że błąd związany z nieuwzględnieniem korekty temperaturowej maleje wraz ze

zmniejszającą się wysokością samolotu względem poziomu drogi startowej. Jednakże analiza katastrofy w Smoleńsku wymaga szczególnie starannej analizy z uwagi na wymaganą dokładność określania wysokości a także z tego powodu, że tuż przed zdarzeniem TAWS38 uległy uszkodzeniu, oba radiowysokościomierze samolotu. Dlatego po tym zdarzeniu oszacowania wysokości samolotu nad poziomem lotniska muszą być z konieczności dokonane na podstawie barometrycznych pomiarów wysokości. Trzeba też zwrócić uwagę, że poprawnie merytorycznie porównanie pomiarów wysokości Baro i Radio może być dokonane tylko dla wysokości barometrycznej skorygowanej zarówno o lokalne warunki ciśnieniowe jak i temperaturowe. Aby móc tego dokonać konieczna jest znajomość lokalnych warunków meteorologicznych w okolicach lotniska Smoleńsk Północny w czasie, gdy miała miejsce katastrofa. Warunki te zostały podane w notatce służby meteorologicznej lotniska Smoleńsk Północny, por. także Raport końcowy KBWLLP 2011 str. 191-192 [4] oraz Raport MAK str. 48 [6], następująco: o godzinie 10.00 czasu moskiewskiego (MSK) ciśnienie QFE - lokalne ciśnienie na wysokości progu pasa startowego DS26, wynosiło 744.6mmHg, ciśnienie QNH wynosiło 767.4 mmHg, temperatura powietrza +2°C, zaś o godzinie 11.00 czasu MSK ciśnienie QFE wynosiło 744.8 mmHg, ciśnienie QNH wynosiło 767.6 mmHg, temperatura powietrza +1.8°C.

Dane te umożliwiają wyznaczenie wysokości progu pasa startowego DS26 n.p.m. – tej przyjmowanej przez służby meteorologiczne lotniska Smoleńsk Płn. za poprawną merytorycznie. Wartość tej wysokości podawana w różnych dokumentach dotyczących katastrofy w Smoleńsku osiąga różnice kilku metrów (254-260m). Znając QFE(H_{bDS26})=744.8 i QNH(H_{bDS26})= 767.6 mmHg oraz pomierzoną temperaturę łatwo jest wyliczyć stosując wzory (A8), por. Aneks, że wysokość progu drogi startowej DS26 przyjmowana przez służby meteorologiczne wynosiła H_{bDS26}=253.7 m n.p.m. Wartość ta jest zgodna wysokością podawaną przez model SRTM równą 254 m n.p.m. W niniejszym opracowaniu, jako wysokość progu drogi startowej DS26 przyjęto H_{DS26}=254 m n.p.m. Do obliczania skorygowanych wysokości barycznych samolotu przyjęto, że w czasie katastrofy na lotnisku Smoleńsk Północny panowały następujące, stałe w czasie, *lokalne warunki meteorologiczne*: p_{loc} = 744.75 mmHg (993 hPa), T_{loc} = 275K (1.85C), H_{bDS26} = 253.7m; 10.45 MSK (6:45UTC). Wysokości QNE lotu samolotu – por. kolumna 5 w Tabeli 1 były wyliczone z uwzględnieniem różnych poprawek przy wykorzystaniu wzorów podanych w Aneksie. Zbiorcze zestawienie wartości Q-kodów wysokości – uwzględniających różne korekty, w celu ich łatwego porównania zebrano w Tabeli 2.

W pierwszej kolumnie Tabeli 2 podano najlepsze oszacowanie rzeczywistej wysokości lotu samolotu dokonane na podstawie pomiarów ciśnienia atmosferycznego na zewnątrz kadłuba samolotu (wysokość Baro pT-skorygowana). Wysokości Baro pT-skorygowane sprowadzono do wysokości progu drogi startowej DS26, tj. wysokości H_{DS26}=254m n.p.m.. Przy wyliczaniu wartości wysokości Baro pT-skorygowanej zostały uwzględnione lokalne warunki meteorologiczne zarówno ciśnieniowe jak i temperaturowe, za pomocą procedury opisanej w tekście towarzyszącym wzorom (A14), (A15) Aneksu.

W drugiej kolumnie Tabeli 2 podano wartości wysokości radiowych wyznaczonych w oparciu o pomiar czasu przebiegu fali radiowej na drodze samolot→powierzchnia ziemi→samolot. Wysokości Radio zostały sprowadzone do wysokości progu drogi startowej DS26. Wysokości Baro pT-skorygowane i Radio odniesione do wysokości drogi startowej DS26 metodologicznie rzecz biorąc powinny mieć tę samą wartość z dokładnością do wewnętrznych błędów obu metod. Porównanie odpowiednich wartości z pierwszej i drugiej kolumny Tabeli 2 wykazuje rozbieżności *rzędu kilku metrów* do wysokości około 100 m nad ziemią, i rosnące z wysokością. Jest to zgodne z charakterystykami wysokościomierza Baro i Radio wynikającymi z fizycznych zasad ich działania. Zasadnym jest przyjęcie, że wysokości Baro pT-skorygowane poprawnie odzwierciedlają stan faktyczny z uwagi na to, że warunki atmosferyczne na lotnisku Smoleńsk Północny

Tabela 2. Zestawienie wysokości lotu samolotu TU-154M wyznaczone w oparciu o różne jej fizyczne sposoby wyznaczania (Baro, Radio), przy uwzględnieniu różnych definicji i korekt opartych o lokalne warunki atmosferyczne na lotnisku Smoleńsk podczas katastrofy TU-154M (p_{loc}=744.75Hg, T_{loc}=1.85C, H_{bDS26}=253.7m n.p.m., godz. 10.45 czasu Moskiewskiego= 6.45 UTC).

Zdarzenie	Wysokość QFF-254 m	Wys. radio wzgl.wys.pr. DS26 [m]	Wysokość QFE-0.3m	Wysokość QNH-253.7m	Wys. MAK (QNE-168) [m]	Ciśnienie pomierz. [hPa]	Wysokość QNE [m]
Taws #34	311.3 =565.3-254	342.4 =353.4+243-254	326.1 =326.4-0.3	324.5 =578.2-253.7	329.2	955.17	← 495.1
Taws #35	159.4 =413.4-254	177.1 =213.1+218-254	166.9 =167.2-0.3	166.2 =419.9-253.7	168.5	973.47	← 336.5
Taws #36	109.3 =363.3-254	114.7 =129.7+239-254	114.6 =114.9-0.3	114.2 =367.9-253.7	116.4	979.55	← 284.4
Taws #37	56.6 =310.6-254	63.5 =98.5+219-254	59.2 =59.5-0.3	59.1 =312.8-253.7	61.2	986.02	← 229.2
Taws #38	33.0 =287.0-254	11.7 =12.7+253-254	34.4 =34.7-0.3	34.5 =288.2-253.7	36.5(QAR)	988.92	← 204.5
FMS-1s	31.9 =285.9-254	x	33.5 =33.8-0.3	33.3 =287.3-253.7	(FMS) 36.6	989.03	← 36.6 (QFE(993.3)
FMS	10.8 =264.8-254	x	11.2 =11.5-0.3	11.1 =265.1-253.7	(FMS) 14.3	991.65	← 14.3 (QFE(993.3)

Informacje uzupełniające o danych zawartych w Tabeli 2.

i) Lokalne warunki meteorologiczne przyjęte do korekt ciśnieniowych (wskazania QFE, QNH) oraz ciśnieniowo-temperaturowych QFF to warunki, por. również Rys. A2, jakie panowały na progu pasa DS26 na lotnisku Smoleńsk Północny o godzinie 10.45 czasu moskiewskiego – MSK (6:45 UTC), równe: T=275K (1.85C), p_a=744.75 mmHg (993 hPa) H_{bDS26}=253.7m. Wysokość progu DS26 (H_{bDS26}) użyta przez służby meteorologiczne lotniska Smoleńsk Północny wyznaczona została z wartości QFE=744.8 i QNH=777.6 mmHg (godz. 11.00 czasu MSK) podanych przez te służby. Wysokość baryczna QNE(744.75 mmHg)=169.94 m.

ii) Wysokości barometryczne były redukowane do wysokości H_{bDS26}=253.7 m n.p.m. Aby dokonać spójnego porównania wysokości Baro i Radio wysokość QFF podana w Tabeli 2 została skorygowana względem poziomu pasa drogi startowej przyjętego na poziomie H_{DS26}=254m n.p.m.

iii) Wysokości baryczne zdarzeń FMS i FMS-1 udało się odzyskać tylko z pamięci systemu FMS drugiego pilota, który miał ustawione na swoim wysokościomierzu barycznym ciśnienie referencyjne równe 745 mmHg.

w czasie, gdy zdarzyła się katastrofa były stabilne (miały miejsce bardzo niewielkie zmiany lokalnego ciśnienia i temperatury), a wtedy bardzo dobrze sprawdza się model atmosfery standardowej. Uzyskanie możliwe najprecyzyjniejszej oceny wysokości barometrycznej jest w dyskutowanym przypadku katastrofy pod Smoleńskiem, dlatego tak ważne, że po alercie TAWS38, nie ma zarejestrowanych poprawnych pomiarów wysokości Radio, i wysokości Baro są jedynym źródłem informacji o wysokości lotu samolotu.

Ogólne wnioski, jakie można wyciągnąć z powyższej analizy spójności danych wysokościowych zarejestrowanych w logach zdarzeń TAWS/FMS, są następujące:

- wskazania wysokościomierzy barycznych i radiowych są wzajemnie spójne, zaś rozbieżności wskazań wysokości wynikają z naturalnej dokładności tych urządzeń wynikającej z fizycznych zasad ich działania. Błąd skorygowanych o lokalne warunki pogodowe wartości wysokości Baro

można szacować na kilka metrów do wysokości kilkuset metrów (odchylenie wynika głównie z innego niż założony w modelu atmosfery standardowej profilu wysokościowego temperatury, i/lub np. lokalnych korytarzy wiatrowych). Używane w samolocie TU-154M radiowysokościomierze RW-5MD1 umożliwiały pomiar wysokości (nad terenem) w zakresie od 0-750 m. W zakresie wysokości 0-10 m nominalna dokładność tego pomiaru wynosi ±0.6 m, zaś w zakresie 10-750 m 6% wartości odczytu wysokości.

- zasadnym jest przyjęcie, że wskazania wysokości Baro i Radio zarejestrowane w logach zdarzeń TAWS, poza odczytem wysokości Radio w TAWS38, dostarczają rzetelnych danych dla odtworzenia/walidacji przebiegu trajektorii pionowej samolotu TU-154M w ostatniej minucie jego katastroficznego lotu.
- zasadnym jest wykorzystanie w analizach powypadkowych wartości wysokości Baro PT-skorygowanych (QFF) do oceny wysokości lotu w chwilach późniejszych od TAWS 38 i mieć ufność, że rzeczywista wysokość lotu nie odbiegała od tych wartości o więcej niż kilka metrów.
- niestety błąd oszacowania rzeczywistej wysokości lotu z danych wysokościowych TAWS nawet po korekcie ciśnieniowo-temperaturowej, tj. za pomocą wartości skorygowanej wysokości Baro dla wysokości pozostających w zakresie do około 50 m od powierzchni ziemi, może szacunkowo wciąż wynosić kilka metrów. Błąd ten zależy silnie np. od dokładności czujnika ciśnienia, dla którego standardowym wymogiem jest to, by błąd pomiaru ciśnienia nie przekraczał 0.5 hPa - co biorąc pod uwagę, że stopień baryczny wynosi około 8.1 m/hPa, daje szacunkowy błąd wynikający z dokładności pomiaru ciśnienia rzędu 4 metrów, por. wzór (A3) w Aneksie. Zatem można rzetelnie przyjąć, że błąd dla wartości Baro PT-skorygowanej, w wyżej wspomnianym zakresie wysokości z bardzo dużym prawdopodobieństwem nie przekracza 10 metrów.

2.1.2. Analiza spójności czasowo-przestrzennej danych o lokalizacji zdarzeń TAWS.

Wykreślenie współrzędnych geograficznych pięciu alertów TAWS (Nr 34-38) na mapie pokazuje, że wszystkie układają się na jednej prostej. Wskazuje to, że tor lotu samolotu na dystansie pomiędzy tymi alertami był prostoliniowy, niemalże równoległy do przedłużenia osi centralnej drogi startowej DS26. Dopiero po zdarzeniu TAWS38 tor lotu TU-154M łagodnie się zakrzywia osiągając w miejscu zdarzenia FMS Stop, w którym samolot znalazł się około 2 sekundy później po alercie TAWS38, odchylenie około 20 stopni od kierunku osi drogi startowej DS26, por. Rys. 2. Zdarzenie utraty zasilania przez systemy FMS (FMS Stop) miało miejsce 572 metry od progu drogi startowej DS26, licząc wzdłuż przedłużenia jej osi centralnej, i 85 m prostopadle w bok

Rysunek 2. Szkic sytuacyjny okolic lotniska Smoleńsk północny z zaznaczoną trajektorią poziomą samolotu TU-154M podczas ostatnich kilku sekund lotu oraz zaznaczonymi położeniami zdarzeń "Brzoza Bodina", TAWS 38 i FMS Stop.

po jej lewej stronie, patrząc z kierunku nadlatującego samolotu. Samolot w miejscu FMS Stop znajdował się na wysokości około 11m poziomem progu drogi startowej DS26 według skorygowanej wysokości barycznej. W logu zdarzenia FMS Stop zawarta jest informacja, że jedną sekundę przed zdarzeniem FMS Stop (zdarzenie FMS-1s) samolot znajdował się na pT-skorygowanej wysokości barycznej 31.9m nad poziomem progu drogi startowej DS26. Oznacza to, że gdzieś pomiędzy zdarzeniem TAWS 38 (H=33m, wznoszenie 2m/s) i FMS-1s (H=31.9m, opadanie) samolot osiągnął swoje ostatnie apogeum wysokości lotu, po którym już tylko spadał na ziemię, FMS Stop (H=10.8m, opadanie 12.1 m/s), por. Tabela 1 i 2.

W logu ostrzeżenia TAWS 38 zarejestrowano między innymi czas tego zdarzenia, jego współrzędne geograficzne, prędkość postępową samolotu względem ziemi (6:40:59, 54.825022, 32.05483889, 74.7 m/s). Analogicznie dane zarejestrowane zostały również w logu zdarzenia FMS Stop (6:41:02, 54.82472, 32.05268, 71.6 m/s), por. Tabela 1. Z pomocą tych danych na Rys. 2 sporządzono szkic sytuacyjny ostatnich sekund lotu samolotu TU-154M, gdzie zaznaczono zdarzenia "Brzoza Bodina" (54.82496,32.05709) – oszacowanie autorów, TAWS 38 i FMS Stop. Zdarzenia TAWS38 i FMS Stop, zgodnie z ich położeniem geograficznym, dzieli odległość około 142 metry. Średnia prędkość samolotu na tym dystansie na podstawie zapisów TAWS wynosiła 73.15 m/s. Zatem dystans ten musiał być przebyty przez samolot w ciągu czasu nieco krótszego niż *2 sekundy* ($\Delta t = 142 / 73.15 \simeq 2\ s$). To oszacowanie prowadzi do *fizycznej sprzeczności* z czasami zdarzeń TAWS38 (6:40:59) i FMS Stop (6:41:02) zarejestrowanymi w logach zdarzeń TAWS 38 i FMS, których różnica wynosi *3 sekundy*.

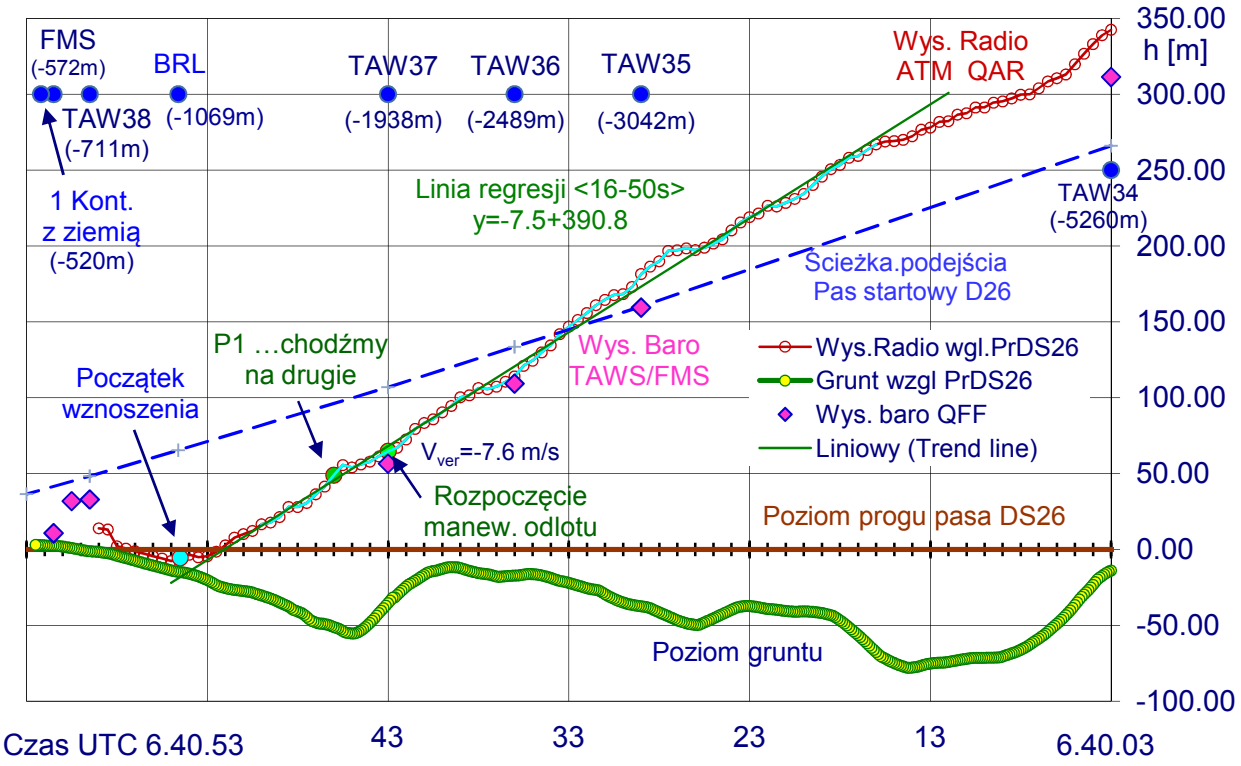
Logicznym wyjaśnieniem wskazanej powyżej sprzeczności jest przyjęcie, że wydarzenie TAWS 38 w rzeczywistości zdarzyło się *później* niż to zarejestrowano w logu zdarzenia TAWS 38 (6:40:59), jednocześnie zdarzenie FMS Stop musiało zdarzyć się *wcześniej* niż to zarejestrowano w logu zdarzenia FMS Stop (6:41:02). Wskazaną sprzeczność czasowo-przestrzenną można wyjaśnić następująco: czasy zdarzeń TAWS/FMS zostały zarejestrowane w logach jako pełne sekundy, a zatem rzeczywiste czasy tych zdarzeń musiały zostać zaokrąglone do pełnych sekund zgodnie z powszechnie przyjętymi w tym zakresie zasadami. Przyjmując powyższe za pewnik nietrudno spostrzec, że jeżeli zdarzenie TAWS38 wydarzyło się około pół sekundy później niż to podano w logu TAWS 38, tj. o czasie ~6:40:59.49, zaś zdarzenie FMS Stop około pół sekundy wcześniej niż podano w logu FMS Stop, tj. o czasie ~6:41:01.51, to wówczas różnica pomiędzy tymi czasami wyniesie około 2 sekund. Uzyskujemy w ten sposób pełną logiczną i fizyczną spójność danych czasowo-przestrzennych. Jeden z autorów (AZ) zwrócił się do firmy Universal Avionics (UA) producenta systemu TAWS zainstalowanego w samolocie TU-154M Nr 101 z prośbą o odpowiedź na pytanie: czy wartości czasów zdarzeń w zapisach logów TAWS/FMS są „obcinane", czy zaokrąglane do pełnych sekund, tj. o podanie informacji, co do ogólnej zasady, jaka jest stosowana w systemach tej firmy przy generowaniu zapisów czasowych w logach TAWS/FMS. Przedstawiciel prawny firmy UA uzależnił udzielnie odpowiedzi na to bardzo ogólne inżynierskie pytanie od zgody wyrażonej przez urzędnika NTSB (National Transportation Safety Board) nadzorującego procedurę odzysku danych TAWS/FMS związanych z katastrofą TU-154M w Smoleńsku. Niestety autor *nie otrzymał żadnych informacji* wyjaśniających w tej sprawie.

3. Rekonstrukcja trajektorii pionowej samolotu TU-154M i analiza zdarzeń towarzyszących podczas ostatniej minuty lotu.

3.1. Rekonstrukcja trajektorii pionowej podczas ostatnich 60 sekund lotu.

Dane zapisane w rejestratorach ATM QAR, CVR i systemów TAWS/FMS umożliwiają podjęcie próby ustalenia najbardziej prawdopodobnej trajektorii pionowej samolotu TU-154M podczas ostatniej minuty lotu przed jego kompletnym rozbiciem się w pobliżu lotniska Smoleńsk Północny.

W tym celu w pierwszej kolejności sporządzono profil wysokościowy powierzchni ziemi wzdłuż trajektorii poziomej, po jakiej samolot TU-154M zbliżał się do lotniska Smoleńsk północny, tj. na trasie wyznaczonej zdarzeniami TAWS 34-38 i FMS Stop. Tor lotu samolotu na trasie TAWS 34-38 był prostoliniowy, zaś na odcinku TAWS38-FMS Stop stanowił łagodny łuk. Dla uproszenia również na tym ostatnim odcinku profil wysokościowy wyznaczono tak, jakby tor lotu także był linią prostą. Zdecydowano się na takie przybliżenie, gdyż w ocenie autorów nie wprowadza to zasadniczych błędów przy analizie przebiegu zdarzeń. Sporządzony w niniejszej pracy profil wysokości gruntu został opracowany na podstawie modelu wysokości powierzchni ziemi SRTM, por. na przykład [8]. Profil wysokościowy na trasie T34-T38-FMS, zgodny z modelem SMRT, wyznaczono za pomocą oprogramowania Geocenter profiler [9]. Pogłębiona analiza wykazała, że model SRTM z uwagi na rozdzielczość przestrzenną danych "wypłaszcza" (wygładza) profil gruntu tam gdzie występują bardziej gwałtowne zmiany wysokości. Nastręczyło to trudności analityczne tylko w przypadku zagłębienia gruntu (doliny), której najniższy punkt znajduje się około 1800m od progu DS26. Dno tego zagłębienia zgodnie z modelem SRTM znajduje się na wysokości około 202m. Z drugiej strony W raporcie końcowym MAK wysokość dna tego zagłębienia określona jest na 199m, por. Rys. 46 str. 157 w [6]. Około 3m załamanie, w chwili ~6:40:45.5, widoczne w trajektorii pionowej samolotu wykreślonej na Rys. 4 wskazuje, że wysokość dna zagłębienia podana w raporcie MAK jest bliższa stanowi rzeczywistemu. Profil wysokościowy powierzchni ziemi wzdłuż ścieżki lotu samolotu TU-154M zilustrowano graficznie na Rys. 3 i opatrzono etykietą "poziom gruntu". Danych technicznych parametrów lotu w dostatecznie dobrym stanie technicznym by można je poddać analizie nie udało się odzyskać z rejestratora katastroficznego samolotu TU-154M Nr 101. Jedyne regularne dane zawierające informacje o parametrach lotu samolotu i jego urządzeniach technicznych, nadające się do analizy pozyskano z rejestratora szybkiego dostępu QAR firmy ATM, por. [4], [5]. Dane zapisywane przez ten rejestrator stanowiły w wielu przypadkach zdublowanie zapisów rejestrowanych w rejestratorach katastroficznych i pochodziły



Rysunek 3. Trajektoria pionowa samolotu TU-154M podczas ostatniej minuty lotu 10 kwietnia 2010 r. odtworzona na bazie zapisów rejestratorów ATM QAR, CVR i logów TAWS/FMS.

z tych samych urządzeń pomiarowych. W rejestratorze eksploatacyjnym ATM QAR zarejestrowane zostały miedzy innymi wartości wysokości z radiowysokościomierza samolotu (wysokość Radio). Radiowysokościomierz mierzy wysokość względem lokalnej powierzchni gruntu. Na Rysunku 3 pokazano wykres wysokości radiowych zapisanych przez rejestrator ATM QAR skompensowanych o różnicę pomiędzy wysokością powierzchni ziemi względem poziomu morza n.p.m. i wysokością progu pasa drogi startowej DS26 (254m n.p.m.). Wysokość progu DS26 ma na Rys. 3 ma wartość zero i została zaznaczona pogrubioną linią. Wartości skorygowanej o lokalne warunki atmosferyczne wysokości barometrycznej w chwilach zdarzeń TAWS/FMS zostały na tym rysunku ukazane rombami (wys. Baro QFF), por. 2 kolumna Tabeli 2. Bardzo dobra zgodność wartości wysokości Radio (rejestrator ATM QAR) i wysokości Baro (rejestrator TAWS/FMS) - z dokładnością do kilku metrów, świadczy z jednej strony o poprawnym funkcjonowaniu wysokościomierzy obu typów, ich poprawnym skalibrowaniu, ale także o spójności danych zarejestrowanych w różnych rejestratorach parametrów lotu. Po zdarzeniu TAWS 38 zapisy wysokości barometrycznej pochodzące z logów TAWS/FMS są jedynym dostępnym źródłem informacji o wysokości lotu samolotu. Jak wynika z zapisów rejestratora ATM QAR, w chwili zdarzenia TAWS38 i później radiowysokościomierz Dowódcy samolotu, z którego dane czerpał system TAWS, był niesprawny. Aby ułatwić czytelnikowi ogólną orientację czasowo przestrzenną przebiegu wydarzeń podczas katastrofy wykres na Rys. 3 został opatrzony etykietami z podaniem czasów wystąpienia zdarzeń TAWS/FMS oraz odległością ich lokalizacji od progu drogi startowej DS26, por. także Rys. 2. Odległość przestrzenna podanych lokalizacji została określona za pomocą oprogramowania Google Earth. Koordynacja czasowo-przestrzenna zdarzeń TAWS została uzyskana poprzez odtworzenie zależności prędkości poziomej poruszania się samolotu względem ziemi w funkcji czasu. Dokonano tego przy przyjęciu następujących założeń: a) *średnia prędkość* na i-tym odcinku ścieżki lotu pomiędzy dwoma sąsiadującymi zdarzeniami TAWS jest równa $V_{avi} = \Delta s_i/\Delta t_i$, b) *prędkość zmienia się liniowo* na każdym odcinku ścieżki lotu, tj. według wzoru $V(t) = V_{pi} + [(V_{ki} - V_{pi}) / \Delta t_i] \cdot (t - t_i))$, c) różnica ($V_{ki} - V_{pi}$) pomiędzy "prędkością końcową" i "prędkością początkową" na i-tym odcinku ścieżki jest równa różnicy wynikającej z wartości prędkości postępowych zapisanych w odpowiednich logach alertów TAWS. Symbol Δs_i oznacza fizyczną odległość pomiędzy położeniem "początkowego" i "końcowego TAWS'a" i-tego odcinka (zgodnie z danymi w logach TAWS), Δt_i oznacza okres czasu, w którym samolot pokonał dystans i-tego odcinka ścieżki, zgodnie z danymi TAWS skorygowanymi z uwagi na wyniki koordynacji czasowo-przestrzennej, tj. czas TAWS38 został przyjęty, jako 6:40:59.49 (a nie 6:40:59) zaś czas FMS Stop został przyjęty, jako 6:41:01.51 (a nie 6:41:02). Dla przykładu w przypadku odcinka TAWS34 - TAWS 35: Δs_i = 2213m, Δt_i =26s, $V_{avi} = \Delta s_i/\Delta t_i$ =85.1, $V_{ki} - V_{pi}$= 91.4–81.1=10.3, por. dane w Tabeli 1. W procesie odtwarzania profilu prędkości ruchu postępowego samolotu TU-154M uzyskano następujące wartości prędkości początkowej i końcowej na odpowiednich odcinkach pomiędzy zdarzeniami, TAWS: T34-T35 <90.25-79.55; $v_{śr}$=85.1 m/s>, T35-T36 (80.1-79.3; $v_{śr}$=79.7 m/s>, T36-T37 (79.05-78.35; $v_{śr}$=78.7 m/s>, T37-T38 (76.8-71.9; $v_{śr}$=74.35 m/s>, T38-FMS Stop (72.55-69.45; $v_{śr}$=71.00 m/s>. Średnie prędkości poruszania się samolotu TU-154M wyliczone z zapisów logów TAWS prędkości samolotu względem ziemi są następujące: T34-T35 ($v_{śr}$=86.25), T35-T36 ($v_{śr}$=80.7), T36-T37 ($v_{śr}$=79.95), T37-T38 ($v_{śr}$=77.15), T38-FMS Stop ($v_{śr}$=73.15 m/s), por. Tabela 1. Porównanie odpowiednich średnich wskazuje, że wszystkie średnie prędkości wynikające z zapisów logów TAWS są większe w stosunku do tych wynikających z koordynacji czasowo-przestrzennej zdarzeń, przy czym największa różnica pomiędzy średnimi

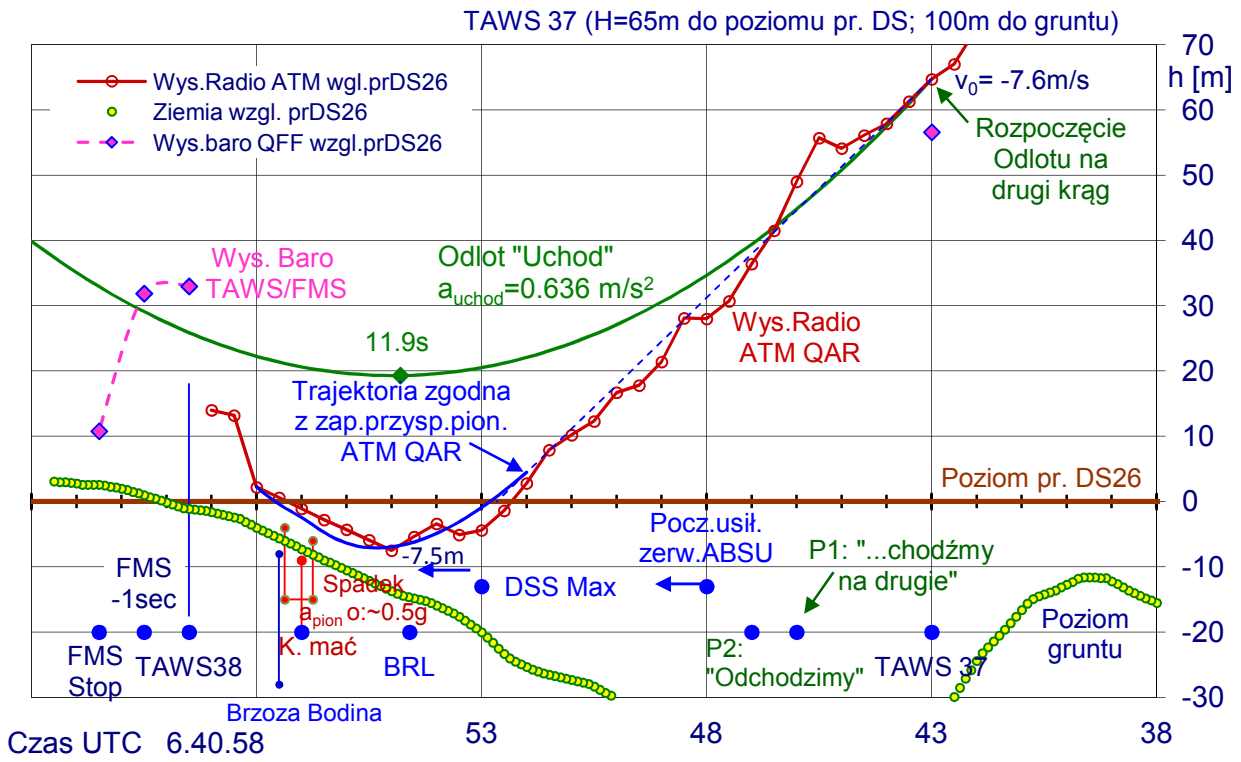
(2.8m/s) wystąpiła dla odcinka T37-T38. Przy odtwarzaniu zależności prędkości poziomej samolotu w funkcji czasu w ciągu ostatniej minuty lotu uwzględniono wnioski wynikające z sekcji 2.1.2, tj. przyjęto, że zdarzenie TAWS 38 miało miejsce w chwili 6:40:59.49.00 UTC, zaś zdarzenie FMS Stop w chwili 6:41:01.51 UTC.

Analizując przebieg wykresu wysokości radiowej nietrudno spostrzec, że w przedziale czasu od ~6:40:16 do ~6:40:52.5, tj. przez ponad 35 sekund ostatniej minuty lotu, samolot zniżał się praktycznie ze stałą prędkością opadania. Sporządzona linia regresji wskazuje, że tempo opadania, praktycznie stałe, wynosiło w tym okresie czasu 7.5 m/s. Poprawny kąt nachylenia ścieżki podejścia podany w karcie podejścia lotniska Smoleńsk Północny to 2.67º (tempo opadania około 3.50m/s) - por Raport MAK str. 51 $\tan^{-1}(500/(10410+300))=2.67º$, zaś praktycznie stały w przedziale czasu 6:40:16-6:40:52.5 rzeczywisty kąt nachylenia ścieżki podejścia samolotu wynosił 5.13º (opadanie średnio około 7.5 m/s). Samolot w tym czasie zniżył się od wysokości około 270m nad poziomem drogi startowej DS26, którą posiadał będąc w odległości około 4200m od progu DS26 do wysokości poziomu progu drogi startowej (h=0) około 1200m przed jej progiem. Bardziej szczegółowa analiza pionowego toru lotu samolotu i towarzyszących zdarzeń przedstawiona jest w następnej sekcji.

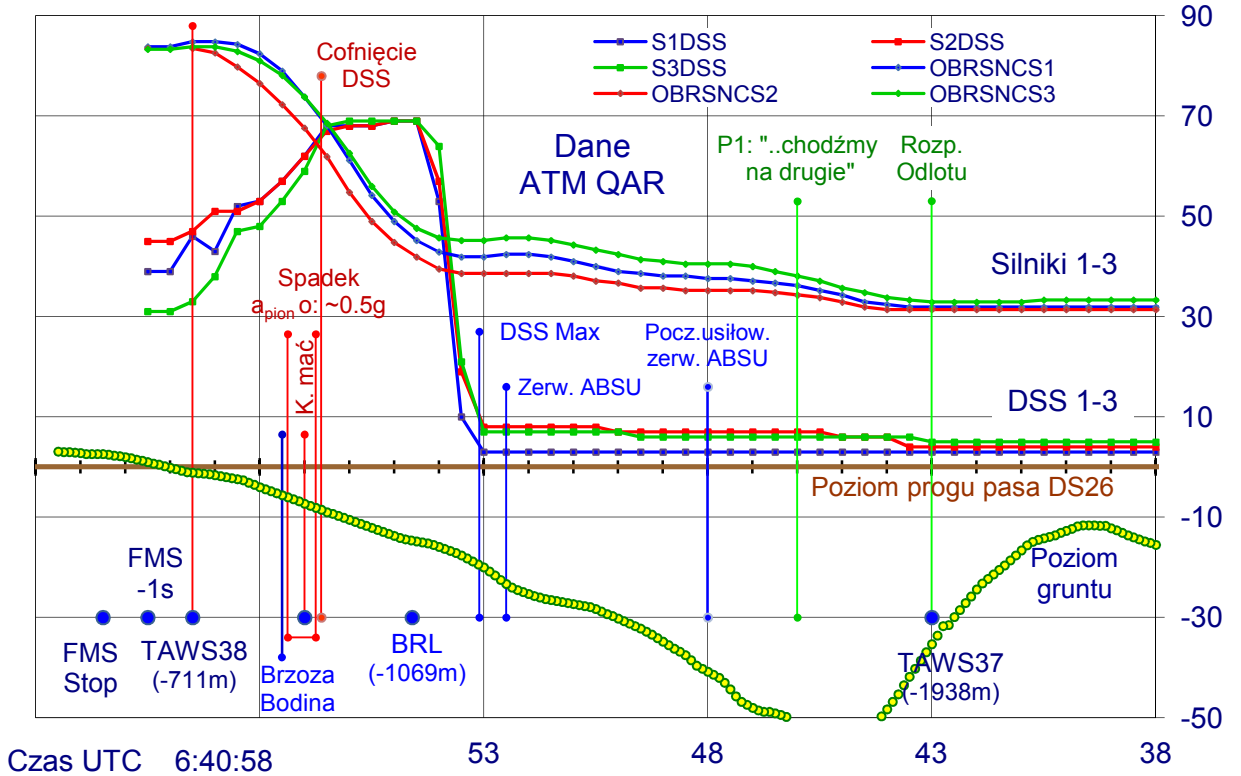
3.2. Wczesny etap przebiegu wypadku

Na Rysunku 4 pokazano ostatnie 20 sekund trajektorii pionowej samolotu TU-154M wraz z szeregiem informacji uzupełniających, po to by ułatwić przeanalizowanie sekwencji wydarzeń i sformułowanie oceny, jak i dlaczego doszło do sytuacji, że samolot znalazł się na wysokości pasa drogi startowej DS26 (h=0) już w odległości około 1200m przed jego progiem. Przydatnym w tej analizie będzie zbadanie zmiany w czasie parametrów sterowania i elementów wykonawczych samolotu. Dla przykładu, na Rysunku 5 przedstawiono graficznie zmiany w czasie położenia manetek mocy silników (DSS) i obrotów turbin wszystkich trzech silników samolotu podczas ostatnich 25 sekund lotu. Analiza przebiegu zmian w czasie szeregu parametrów technicznych lotu odzyskanych z rejestratora ATM QAR pozwala spostrzec, że główne elementy sterowania samolotem takie jak położenie wolantu, czy położenie manetek mocy silników oraz główne elementy wykonawcze samolotu, położenie steru wysokości, obroty turbin silników praktycznie nie ulegały zmianie od zdarzenia TAWS34 (6:40:03), aż do zdarzenia TAWS37 (6:40:43), tj. przez okres 40 sekund. Dopiero od chwili 6:40:43, praktycznie pokrywającej się z chwilą zdarzenia TAWS37, główne elementy sterowania samolotu: położenie wolantu, położenie manetek mocy silników i jednocześnie odpowiadających im elementów wykonawczych, tj. steru wysokości i obrotów silników zaczynają się istotnie zmieniać. Zapoczątkowanie wyraźnych zmian parametrów lotu miało miejsce, gdy samolot znajdował się w odległości około 1940m od progu drogi startowej DS. 26 na wysokości około 65 m nad progiem (100m nad powierzchnią gruntu). Powyższe obserwacje wskazują z jeden strony na brak ingerencji pilotów w sterowanie samolotem we wskazanym 40 sekundowym okresie czasu, zaś z drugiej strony pozwalają zasadnie wnioskować, że lot samolotu odbywał się w tym czasie tak jak tego chcieli piloci. Biorąc pod uwagę wskazane powyżej okoliczności zasadnym jest przyjęcie, że *o godzinie 6:40:43 dowódca TU-154M zapoczątkował manewr odlotu samolotu na drugi krąg,* i to realizacja właśnie tego manewru znalazła odzwierciedlenie we wskazanych powyżej zmianach parametrów lotu. Na Rysunkach 4 i 5 chwilę rozpoczęcia manewru odlotu wskazano elementami graficznymi i opatrzono etykietą "Rozpoczęcie odlotu".

Jak wskazują zapisy rejestratora ATM QAR dotyczące modułu automatycznego sterowania samolotem (ABSU) pierwszy pilot zdecydował się na wykonanie manewru odlotu w trybie automatycznego sterowania obejmującego: stabilizację poprzeczną - przechylenie,



Rysunek 4. Trajektoria pionowa samolotu TU-154M podczas ostatnich 20 sekund lotu ze wskazaniem wybranych okoliczności i zdarzeń towarzyszących.



Rysunek 5. Zmiana w czasie parametrów sterowania i charakterystyk elementów wykonawczych napędu samolotu TU-154M podczas ostatnich 25 sekund lotu samolotu TU-154M wraz ze zdarzeniami towarzyszącymi. Wykresy położenia dźwigni mocy trzech silników (DSS) – elementy sterowania, oraz obrotów wszystkich trzech silników samolotu – elementy wykonawcze. Dane pochodzą z rejestratora ATM QAR.

stabilizację podłużną - pochylenie samolotu, oraz automatyczną regulację mocy silników. Samolot TU-154M umożliwia wykonanie manewru odlotu na kilkanaście sposobów, z wykorzystaniem automatyki samolotu w różnym stopniu (ze stabilizacją poprzeczną lotu samolotu lub bez, z automatycznym sterowaniem mocą silników lub ręczną przez pilota, etc.). Zgodnie z najlepszą wiedzą autorów, w przypadku dyskutowanego lotu, pierwszy pilot prawdopodobnie zdecydował się użyć tzw. trybu "Uchod", by wykonać manewr odlotu. Zgodnie z informacjami zawartymi w podręczniku "Praktyczna Aerodynamika Samolotu TU-154M", por. strona 126 w [1], parametry manewru "Uchod" powodują takie sterowanie samolotem by odszedł on po paraboli wykreślonej na Rys. 4 i opatrzonej etykietą "Odlot Uchod". Zgodnie z tą trajektorią samolot łagodnie wytraca początkową prędkość pionową, przy czym zanim dojdzie do odlotu samolot osiąga minimum zniżenia, którego głębokość zależy od prędkości pionowej, jaką ma samolot w chwili rozpoczęcia manewru odlotu. W dyskutowanym tutaj przypadku pionowa prędkość opadania samolotu w chwili rozpoczęcia manewru odlotu jest precyzyjnie znana z zapisu TAWS37 - wynosiła ona 7.6 m/s. Przy takiej początkowej wartości prędkości opadania minimum zniżenia toru odlotu wynosi w trybie "Uchod" 45m. Pilot nie miał możliwości stwierdzenia czy manewr odlotu realizowany jest poprawnie przez przynajmniej 3 sekundy od chwili jego rozpoczęcia. Z tego powodu, że wektory prędkości samolotu dla trajektorii odlotu są w tym przedziale czasu praktycznie równoległe do wektora prędkości początkowej odlotu.

Opisany powyżej możliwy scenariusz wydarzeń znajduje potwierdzenie w zapisach rejestratora CVR. Dowódca po około 3 sekundach od faktycznego zapoczątkowania manewru odlotu o 6.40.46 UTC poinformował o tym załogę wypowiadając frazę "…chodźmy na drugie" (ta wypowiedź 1 pilota rozpoczęła się zanim skończyła się wcześniejsza wypowiedź innej osoby). Sekundę później drugi pilot potwierdza przyjęcie informacji o wykonywaniu manewru odlotu do wiadomości wypowiadając frazę "Odchodzimy". W tej samej chwili lub chwilę później pierwszy pilot zorientował się, że samolot zamiast wytracać prędkość pionową wciąż leci z praktycznie niezmienioną prędkością pionową. Niemalże natychmiast podjął on *usiłowanie wyłączenia automatycznego sterowania samolotem* (ABSU) i przejścia na jego ręczne sterowanie poprzez zerwanie autopilota w kanale podłużnym (o 6:40:48), por. też Rys. 49 w Raporcie końcowym MAK [6]. Zdarzenie to zilustrowano graficznie na Rys. 4 i 5 oraz opatrzono etykietą "Pocz. usił. zerw. ABSU". Dowódca zdołał wreszcie przejąć sterowanie samolotem dopiero około 4.5 sekundy później o 6:40:52.5 UTC, gdy w końcu zerwał kanał podłużny autopilota. Jednakże, przez cały czas od chwili rozpoczęcia manewru odlotu o 6:40:43 (TAWS37) aż do o 6:40:52.5 to jest przez ponad 9 sekund, gdy 1 pilot zdołał przejść na ręczne sterowanie samolot zniżał się praktycznie ze stałą prędkością opadania około 7.5 m/s. To spowodowało, że samolot znalazł się na wysokości progu pasa startowego DS26 (254m MSL), gdy był w odległości około 1200m przed tym progiem. Oznacza to, że gdyby poziom gruntu znajdował się na wysokości progu pasa startowego to *około 6:40:52.5 sekundy czasu UTC samolot zderzyłby się z ziemią*. Szczęśliwym zbiegiem okoliczności akurat w tym miejscu znajdowało się zagłębienie gruntu o głębokości kilkunastu metrów, co wraz z umiejętnym działaniem Dowódcy samolotu pozwoliło jednak uniknąć zderzenia samolotu z ziemią. Między innymi Dowódca około 6:40:53 rozpoczął przestawienie manetek mocy wszystkich trzech silników (DSS) w skrajne położenie, co trwało około 1 sekundy. Przestawienie manetek silników w położenie "mocy startowej" spowodowało praktycznie bezzwłoczne wchodzenie silników na wysokie obroty (dużą moc) i szybkie wyhamowanie opadania samolotu. Około 6:40:55.5 samolot osiągnął apogeum opadania, gdy znajdował się kilkadziesiąt metrów za bliższą radiolatarnią (BRL) i około 6 m nad powierzchnią gruntu (-7.5m poniżej poziomu progu drogi startowej), po czym zaczął nabierać wysokości. Samolot wznosił się aktywnie z przyspieszeniem około 3.7 m/s^2 przez

około sekundę do 6:40:56.75, lecąc w tym czasie właściwie na stałej wysokości względem również wznoszącej się w tej okolicy powierzchni gruntu, por. Rys. 4 i 5. Uniknięcie przez Dowódcę zderzenia samolotu z ziemią i doprowadzenie go do fazy wznoszenia oznaczało wyjście z niebezpiecznej sytuacji i *stwarzało bardzo duże szanse, by skutecznie ukończyć manewr odlotu samolotu na drugi krąg* bez szwanku dla konstrukcji samolotu i osób na pokładzie.

Opisana powyżej sekwencja zdarzeń zasługuje na wyodrębnienie jej, jako *wstępnego etapu przebiegu wypadku*, co pozwoli na sformułowanie pewnych obserwacji, hipotez i wniosków dotyczących tej fazy wypadku. W szczególności należy dokonać oceny, w jaki sposób i dlaczego w ogóle doszło do sytuacji, że samolot TU-154M znalazł się na wysokości drogi startowej około 1200m przed jej progiem oraz jakie okoliczności i działania załogi pozwoliły wyprowadzić samolot z tej niebezpiecznej sytuacji bez jego rozbicia się o ziemię. Najprawdopodobniej wpłynęły na to następujące okoliczności:

a) na lotnisku Smoleńsk Północny panowały złe warunki pogodowe, silna mgła a przez to brak wymaganej widzialności. Warunki te nie spełniały kryteriów pozwalających na lądowanie samolotu TU-154M na tym lotnisku. O pogorszeniu się i utrzymywaniu złych warunków pogodowych – uniemożliwiających kontakt wzrokowy z ziemią z powodu gęstej mgły, zarówno rosyjskie jak i polskie służby odpowiedzialne za przygotowanie meteorologiczne lotu wiedziały, na co najmniej 20 minut przed zbliżeniem się samolotu TU-154M do bezpośredniej strefy około lotniskowej lotniska Smoleńsk Północny. Byli to m.in. kierownik strefy lądowania lotniska Smoleńsk Północy, dyżurny kierownik lotniska Wojskowego Portu Lotniczego Warszawa-Okęcie, jak również oficer dyżurny Centrum Operacji Powietrznych – monitorujący lot samolotu TU-154M Nr 101 w Polsce. Służby te winny były bezzwłocznie skierować samolot na lotnisko zapasowe, *czego nie uczyniły*.

b) samolot TU-154M przez ponad 30 sekund przed rozpoczęciem manewru odlotu schodził z praktycznie stałą prędkością zniżania 7.5 m/s. Dobre praktyki postępowania w tym zakresie to prędkość około 3.5 m/s. Podręcznik pilotażu samolotu TU-154M przewiduje początkową prędkość manewru odejścia w trybie "Uchod" nawet 8m/s, jednak prędkość schodzenia 7.5 m/s w warunkach złej widoczności należy uznać za okoliczność podnoszącą ryzyko zaistnienia wypadku.

c) samolot w chwili rozpoczęcia manewru odlotu na drugi krąg znajdował się na wysokości 65m nad poziomem progu drogi startowej. Karta podejścia do lądowania lotniska Smoleńsk Północny, jak również dobre praktyki postępowania w tym zakresie określają 100m nad poziomem progu drogi startowej, jako poprawną minimalną wysokość podjęcia decyzji o wykonaniu manewru odejścia na drugi krąg, Należy uznać, że rozpoczęcie realizacji manewru odlotu na wysokości 65m nad progiem drogi startowej stanowiło okoliczność podnoszącą ryzyko zaistnienia wypadku. Jest tak dlatego, że głębokość przepadania w trybie odejścia "Uchod" przy pionowej prędkości początkowej 7.6m/s wynosi 45m, i pozostawia bardzo wąski margines bezpieczeństwa wynoszący tylko 20 m wysokości, zabezpieczający samolot przed zderzeniem z ziemią.

d) Jak to opisano powyżej i zilustrowano graficzne na Rys. 4 i 5, zapisy parametrów lotu ATM QAR pozwalają wnioskować, że niemalże w chwili alertu TAWS37 *został zapoczątkowany a następnie był realizowany manewru odlotu TU-154M na drugi krąg, najprawdopodobniej w trybie "Uchod"*. Niestety zamiast odlecieć poprawną zaprogramowaną w procedurze "Uchod" trajektorią, por. krzywa opatrzona etykietą "Odlot Uchod" na Rys. 4, TU-154M przez kolejne około 9 sekund kontynuował lot w dół z praktycznie stałą prędkością opadania. Pozwala to wyciągnąć zasadny wniosek, że *prawdopodobnie to procedura automatycznego odlotu samolotu*

na drugi krąg i/lub system automatycznego sterowania samolotem (ABSU) zadziałał wadliwie. Ustalenie faktycznej przyczyny niepoprawnego wykonania manewru odlotu na drugi krąg wymaga odrębnego starannego badania, co wykracza poza zakres niniejszej pracy.

e) Zarówno *główne elementy sterowania samolotem* (np. wolant, manetki DSS), jak i odpowiadające im *główne elementy wykonawcze* (ster wysokości, silniki) samolotu *pracowały całkowicie sprawnie podczas omawianej tutaj fazy lotu*. Można tak wnioskować na podstawie poprawnego podążania elementów wykonawczych za nastawami elementów sterujących. Na przykład w reakcji na zmianę położenia wolantu i dźwigni sterowania mocą silników nastąpiło proporcjonalne do ich nastaw wychylenie sterów wysokości i zwiększenie obrotów silników. Zasadnym jest sformułowanie opinii, wyróżnionej tutaj jako *wstępny etap przebiegu wypadku*, że samolot był sterowny i umożliwiał pilotom realizację pożądanego przez nich toru lotu.
Zbyt mała moc silników w początkowej fazie realizacji manewru odlotu była taka nie dlatego, że silniki były niesprawne, lecz prawdopodobnie dlatego, że ich moc była wadliwie sterowana przez algorytm automatycznego pilota.

f) Jak już wspomniano, gdyby na dystansie 1250-850m przed progiem DS26 nie było lokalnego kilkunastometrowego obniżenia gruntu poniżej poziomu progu pasa startowego to samolot zderzyłby się z ziemią o 6:40:52.5 czasu UTC. Wskazanym jest dokonanie oceny, czego można byłoby się spodziewać i jakie byłby prawdopodobne skutki, gdyby jednak faktycznie wówczas doszło do zderzenia samolotu z ziemią. Taka analiza ryzyka jest bardzo ważna po to, by móc właściwie ocenić bezwzględne konsekwencje decyzji i czynności, jakie maiły miejsce w tej fazie lotu. *Skutki hipotetycznego uderzenia samolotu TU-1554M w ziemię* przy podanych powyżej uwarunkowaniach byłyby *przede wszystkim stratami materialnymi* – w postaci uszkodzeń i zniszczeń samolotu, mierzone *zaś ilością ofiar śmiertelnych byłyby bardzo ograniczone* – najprawdopodobniej dominująca większość pasażerów i załogi przeżyłaby to zdarzenie.

Powyższa ocena jest uzasadniona tym, że zakładając, iż samolot kontynuowałby zniżanie po torze prostoliniowym, z prędkością 7.5 m/s, aż do zderzenia z ziemią, to takie zderzenie nastąpiłoby około 6:40:54.75 UTC. Powierzchnia gruntu w miejscu zderzenia nachylona byłaby wznosząco pod kątem około 2.3º w stosunku do poziomu, co biorąc pod uwagę kąt zniżania samolotu około 5.7º daje efektywny kąt uderzenia 8º i prędkość samolotu prostopadłą do powierzchni gruntu wynoszącą 10.5 m/s (przy prędkości równoległej 74.6 m/s), por. również Rys. 4. Kadłub samolotu byłby pochylony niemal równolegle do powierzchni ziemi; około 4º=6.5º-2.3º dziobem do góry (6.5º to pochylenie kadłuba w chwili przewidywanego zderzenia wg danych ATM QAR). Warto w tym miejscu przypomnieć, że typowa prędkość skoczka spadochronowego, przy zetknięciu z ziemią to około 5 m/s. Skoczkowie spadochronowi wykonują tysiące skoków tylko na własne nogi bez uszczerbku dla zdrowia a tym bardziej życia. Zderzenie samolotu pasażerskiego z ziemią przy prędkości 10.5 m/s niemal całą dolną powierzchnią jego kadłuba skutkowałoby głównie zgniotem przestrzeni bagażowej znajdującej się pod podłogą przestrzeni pasażerskiej. To wyhamowałoby impet pionowy, po czym samolot ślizgałby się po prostu po ziemi – być może z przełamaniem poprzecznym kadłuba, aż do całkowitego wyhamowania prędkości poziomej. Jak wskazują statystyki przeżywalność wypadków lotniczych o podobnych warunkach jest wysoka, por. Bible [2]. Czasem przeżywają nawet wszyscy na pokładzie, jak to miało miejsce np. w przypadku wypadku samolotu DC9 w pobliżu miejscowości Gottrora w roku 1991, por. [3].

3.3.Pierwsza faza niszczenia konstrukcji samolotu

Wcześniejsze prace badawcze pozwalają na wyróżnienie pewnych etapów niszczenia konstrukcji samolotu TU-154M. W pracy [13] zaproponowano podział procesów, które doprowadziły ostatecznie do kompletnej destrukcji samolotu na trzy główne fazy, patrz Rys. 3 i towarzyszący mu tekst w [13]. Dane zapisane w rejestratorach TU-154M, tj. ATM QAR, CVR i TAWS/FMS, dostarczają informacji w zasadzie tylko na temat pierwszej fazy niszczenia samolotu, której prawdopodobny przebieg opisano poniżej.

Gdy samolot znajdował się już w fazie wznoszenia w manewrze odlotu, nieco ponad sekundę po pokonaniu minimum opadania rejestratory TU-154M zarejestrowały szereg sygnałów świadczących o wystąpieniu poważnej sytuacji awaryjnej. Najwcześniejszym spośród nich było gwałtowne rozpoczęcie i szybkie cofanie, manetek mocy (DSS) wszystkich trzech silników ze skrajnego położenia mocy startowej, która to czynność została zapoczątkowana o 6:40:56.635 czasu UTC, por. Rys. 5. Gdyby ta czynność została wykonana celowo to prowadziłaby do bezzwłocznego zmniejszenia mocy silników. Byłoby to zupełnie nieracjonalne w warunkach, gdy samolot jest tuż nad ziemią, w końcowej fazie wykonywania manewru odlotu. O 6:40:56.875 wystąpił gwałtowny spadek przyspieszenia pionowego samolotu z 1.38g do 0.88g (Δa_{vert}=0.5g=4.9m/s^2). Ta ostatnia wartość przyspieszenia pionowego utrzymywała sie przez około 0.6 sekundy – do 6:40:57.375, po czym ponownie przyspieszenie pionowe skoczyło do wartości 1.28g - co faktycznie oznaczało powrót do aktywnego wznoszenia się samolotu z przyspieszeniem około 3m/s^2. Z kolei w rejestratorze CVR o 6:40:57 zarejestrowane zostało przekleństwo "K. mać", por. Rys. 4 i 5. Każde wyżej wymienione zdarzenie rozpatrywane z osobna mogłoby oznaczać wystąpienie stosunkowo drobnej awarii czy problemu, jednak rozpatrywane razem wskazują na wystąpienie w samolocie poważnej sytuacji awaryjnej.

Koordynacja czasowo-przestrzenna alertów zarejestrowanych w systemach TAWS/FMS doprowadziła do ustalenia, że alert TAWS38 musiał mieć miejsce ~6:40:59.5, zaś alert FMS Stop ~6:41:01.5. To ustalenie odegrało kluczową rolę przy obecnym odtworzeniu profilu prędkości postępowej samolotu. Zrekonstruowany profil prędkości postępowej wskazuje, że samolot najprawdopodobniej znajdował się w odległości 855m od progu DS26, tj. w bezpośrednim sąsiedztwie "Brzozy Bodina" o czasie ~6:40:57.50, nie zaś w przedziale czasu <6:40:56.500-6:40:56.875>, tj. wtedy, gdy zarejestrowany został pakiet sygnałów związanych najprawdopodobniej z procesem niszczenia lewego skrzydła TU-154M, por. Rys. 5. To wskazuje, że oderwanie końcówki lewego skrzydła nie było skutkiem zderzenia samolotu z tzw. "brzozą Bodina". Dane z rejestratorów nie pozwalają na sformułowanie wiarygodnych hipotez odnośnie interakcji samolotu z "Brzozą Bodina". Na Rysunku 4 oprócz trajektorii bazującej na wysokości radiowej wykreślono fragment trajektorii samolotu wynikającej z zapisów wartości przyspieszenia pionowego rejestratora ATM QAR w okresie czasu <6:40:52–6:40:58> zgodną ze wzorem $h(t) = h_0 + (v_0 + a_{QAR}(t)\cdot t)\cdot t + \frac{1}{2} a_{QAR}(t)\cdot t^2$, gdzie h_0 = 5.2m, v_0 = –6m/s, zaś $a_{\mathrm{QAR}}(\underline{t})$ oznacza rejestrowane co 1/8 sekundy wartości przyspieszenia pionowego zarejestrowane przez rejestrator ATM AQR. Wartości dwóch swobodnych parametrów h_0 i v_0 zostały tak dobrane, by uzyskać możliwe najlepszą zgodność krzywej $h(t)$ z trajektorią sporządzoną na podstawie zapisów wysokości radiowej. Należy pamiętać o tym, że profil radiowej wysokości toru lotu wykreślony na Rys. 4. zależy wprost od przyjętych wartości wysokości powierzchni gruntu n.p.m., których błąd z łatwością może dochodzić do dwóch metrów. Zgodnie z trajektorią wynikającą z przyspieszenia pionowego o 6:40:57.5 – por. zdarzenie "Brzoza Bodina" w Tabeli 1, samolot był około 5m nad powierzchnią ziemi i miał prędkość pionową wznoszenia +4.3 m/s. Z kolei według danych wysokości radiowej ATM QAR samolot był wtedy na wysokości 6m nad ziemią, przy pochyleniu

15.6º i przechyleniu -3.8º. Analizowane tutaj dane nie pozwalają na sformułowanie wiarygodnej opinii czy faktycznie miał miejsce bezpośredni fizyczny kontakt zintegrowanego samolotu z Brzozą Bodina. Wiarygodne rozstrzygnięcie, co się wydarzyło i co spowodowało zniszczenie znacznej części lewego skrzydła samolotu TU-154M wymaga dalszych prac badawczych wykraczających poza zakres niniejszej pracy.

3.4. Dalsze fazy niszczenia konstrukcji samolotu

Możliwe do analizy dane rejestratora ATM QAR kończą się około 6:40:59.5 UTC. Istnieją późniejsze zapisy danych, jednak ich wiarygodność jest obecnie wątpliwa. Jedynym wiarygodnym i pewnym obecnie źródłem informacji o późniejszych losach samolotu są dane z dwóch logów systemu TAWS/FMS, a mianowicie TAWS38 i FMS Stop. Z logów tych wiadomo, że o 6:40:59.5 samolot znajdował się na wysokości barycznej 33m, zaś o 6:41:00.5 na wysokości barycznej 31.9m. Wynika stąd, że podczas tej sekundy samolot osiągnął swoje ostatnie apogeum wysokości. W chwili 6:41:01.5 samolot znajdował się na wysokości barycznej 10.8 m i poruszał się w dół z prędkością pionową 12.1m/s. Nawet pobieżna analiza wskazuje, że samolot w tej chwili praktycznie po prostu spadał na ziemię, a nie leciał. Wystąpienie alertu TAWS38 wraz z obrazem szczątków samolotu znalezionych na wrakowisku daje podstawy do sformułowania opinii, że tuż przed alertem TAWS38 rozpoczęła się *druga faza destrukcji samolotu*, polegająca na rozpadzie jego kadłuba, por. etykieta 2 na Rys. 3 w pracy [13], Przeanalizowanie przebiegu tej kolejnej fazy katastrofy wymaga odrębnej pracy, której nie można oprzeć na zapisach rejestratorów samolotu z powodu braku takich danych. Taka analiza opierać się będzie musiała na innych rodzajach dowodów, między innymi na analizie typów deformacji i rozkładzie szczątków samolotu znalezionych na miejscu katastrofy.

4. Podsumowanie i uwagi końcowe

Zintegrowana analiza danych parametrów lotu, zarejestrowanych dnia 10 kwietnia 2010 roku w samolocie TU-154M, odzyskanych z różnego typu rejestratorów: ATM QAR, CVR i TAWS/FMS pozwoliła stwierdzić, że dane te są wzajemnie spójne fizycznie. Dane te umożliwiły odtworzenie najprawdopodobniejszej trajektorii poziomej i pionowej lotu samolotu w ciągu niemal całej ostatniej minuty przed jego całkowitą destrukcją, tj. za wyjątkiem 2-3 sekund od alertu FMS Stop do całkowitego bezruchu fragmentów statku powietrznego. Odtworzone pionowa i pozioma trajektoria z bardzo dużym prawdopodobieństwem nie odbiegają od rzeczywistych trajektorii o więcej niż kilka metrów. Dane odzyskane z rejestratorów umożliwiły autorom pozyskanie informacji i sformułowanie szeregu wniosków dotyczących wydarzeń towarzyszących *wstępnemu etapowi przebiegu katastrofy*, oraz *pierwszej fazie niszczenia konstrukcji samolotu*. Informacje te nie są wystarczające dla wykonania analiz *kolejnych faz niszczenia samolotu aż do jego całkowitej destrukcji* i/lub sformułowania wyczerpujących ocen, co do przyczyn i przebiegu katastrofy samolotu TU-154M.

We *wstępnym etapie przebiegu katastrofy* samolot zszedł do wysokości poziomu lotniska na 1200m przed progiem drogi startowej. Szczęśliwie załoga zdołała uniknąć zderzenia samolotu z ziemią i doprowadziła do jego wznoszenia się. To ostatnie stwarzało duże szanse by samolot i osoby na pokładzie wyszły z niebezpiecznej sytuacji bez szwanku, zaś manewr odlotu zakończyłby się z powodzeniem. Niestety nastąpiła *pierwsza faza destrukcji samolotu*, podczas której doszło do poważnego zniszczenia lewego skrzydła samolotu, początkowo poprzez oderwanie około 5 metrowej jego końcówki. Przyczyny zniszczenia skrzydła są trudne do ustalenia wyłącznie na podstawie danych z rejestratorów. W oficjalnych raportach MAK i KBWLLP zawarta jest ocena, że

pierwotną techniczną przyczyną zniszczenia lewego skrzydła, a także katastrofy TU-154M, było zderzenie z drzewem (tzw. "Brzozą Bodina") znajdującym się w odległości 855m od progu drogi startowej DS26. Wyniki wykonanej w niniejszej pracy koordynacji czasowo-przestrzennej danych z alertów TAWS/FMS wskazuje, że jest to wysoce nieprawdopodobne.

Analiza danych parametrów lotu wykazała, że system TAWS może stanowić doskonałe źródło danych nie tylko do *generowania alertów ostrzegawczych dla załogi*, ale także informacji użytecznych *przy badaniu wypadków lotniczych*. Wskazane jest by podwyższyć dokładność zapisów danych czasowych w logach alertów TAWS do 0.1 sekundy, po to by zwiększyć użyteczność tego systemu przy badaniu wypadków lotniczych. Inną funkcją systemu TAWS przydatną w procesie badania wypadków lotniczych byłaby rejestracja w logach TAWS nie tylko wysokości barycznych, lecz także surowych wartości ciśnienia atmosferycznego i temperatury na zewnątrz samolotu. Wydaje się celowym i pożądanym podjęcie prac rozwojowych nad systemem TAWS skoncentrowanych na umożliwieniu jego efektywnego wykorzystania przy badaniu sytuacji niebezpiecznych i powypadkowych. Jednym z problemów leżących w tym nurcie badawczym byłoby określenie najlepszego sposobu współpracy pomiędzy funkcjami realizowanymi przez system TAWS i tymi realizowanymi przez rejestratory katastroficzne samolotu.

Adaptacje systemu TAWS na potrzeby jego wykorzystania przy analizie wypadków nie muszą koniecznie wiązać się z bardzo drogimi i/lub kosztownymi rozwiązaniami. Bardzo praktycznym rozwiązaniem mogłaby być implementacja prostej *bio-inspirowanej* techniki wykorzystywanej powszechnie przez dzikie zwierzęta. Kiedy dzikie zwierzę zauważy/wykryje jakieś sygnały niebezpieczeństwa wtedy przechodzi w stan podwyższonej czujności, i pozostaje w takim stanie uwagi dopóki nie poczuje, że bezpiecznie może powrócić do zwykłego trybu życia. Implementacja *procedury bezpieczeństwa TAWS podwyższonej gotowości* mogłaby pracować następująco:, gdy wygenerowany zostaje alert TAWS wtedy jest on przekazywany/kierowany nie tylko do pilotów, lecz także włącza na przykład podwyższoną częstotliwość rejestracji wszystkich lub niektórych parametrów lotu na okres czasu powiedzmy 50 sekund. Jeśli podczas tych 50 sekund nie nastąpi katastrofa samolotu lub nowy alert TAWS wtedy częstotliwość rejestracji powraca do wartości standardowej. Takie proste rozwiązanie wymagałoby raczej niewielkich kosztów do jego praktycznej implementacji.

Aneks

Wyznaczenie wysokości lotu statku powietrznego przy uwzględnieniu lokalnego ciśnienia i temperatury lotniska

Przydatne dane fizyczne:

g – przyspieszenie ziemskie w modelu atmosfery standardowej, $g = 9.80665\ [m/s^2]$,
(1 atmosfera techniczna 980.67 [hPa])

Uwaga: wartość przyspieszenia grawitacyjnego zmienia się z wysokością i lokalizacją na ziemi, jednak w modelu atmosfery standardowej (ISA) jego wartość przyjęta jest jako stała,

R – uniwersalna stała gazowa, $R = 8.31446\ [\mathrm{J}/(mol{\cdot}K)]$

r_p – stała gazowa dla powietrza atmosferycznego ($r_p \equiv R / M_{pow}$) $r_a = 287.05295\ [\mathrm{J}/(kg{\cdot}K)]$

M_{pow} – masa molowa powietrza atmosferycznego $M_{pow} = 0.0289649\ [kg/mol]$

Wartość ta dotyczy powietrza suchego. Masa molowa powietrza zmienia się istotnie z jego wilgotnością. Uwzględnienie takich zmian wykracza poza zakres tego opracowania.

p_{isa} – ciśnienie odniesienia atmosfery standardowej ($0\,[m]$ n.p.m.) – 1atmosfera fizyczna

T_{isa} – temperatura odniesienia atmosfery standardowej ($0\,[m]$ n.p.m.),
$(p_{isa}, T_{isa}) = (1013.25\,[hPa], 288.15\,[K]) = (960\,[mmHg], 15\,[C])$.

$\rho_{isa}(p_{isa}, T_{isa})$ – gęstość atmosfery standardowej ($0\,[m]$ n.p.m.) $\rho_{isa} = p_{isa}/(r_a T_{isa}) = 1.22500$ [kg/m^3],

a_1 – gradient temperatury atmosfery standardowej $a_1 = 0.0065\,[K/m]$
w zakresie wysokości $(0-11000)\,[m]$ n.p.m. (troposfera), $T(h) = T_{isa} - a_1 \cdot h\,[K]$,

$g/(r_p \cdot a_1)$ wykładnik występujący we wzorze dla atmosfery standardowej na zależność ciśnienia od wysokości $g/(r_p \cdot a_1) = 5.25588$,

$(r_p \cdot a_1)/g$ wykładnik występujący we wzorze dla atmosfery standardowej na zależność wysokości od ciśnienia $(r_p \cdot a_1)/g = 0.1902631 = 1/5.25588$.

ref lub 0 – indeks dolny „ref" lub „0"oznacza wielkość odniesienia np. p_{ref} lub p_0.

W literaturze przedmiotu często indeksem dolnym „0" oznacza się warunki odniesienia atmosfery standardowej, tutaj będzie użyty w tym celu indeks dolny „isa".

A1 Barometryczny pomiar wysokości – wysokość barometryczna

Funkcjonowanie *altymetru barometrycznego* bazuje na dwóch prawach fizycznych: równaniu stanu gazu doskonałego, równaniu równowagi statycznej, oraz na modelu atmosfery standardowej.

A1.1. Równanie stanu gazu doskonałego

Znane także pod nazwą równania Clapeyrona można wyrazić wzorem,

$$pV = nRT, \qquad p = \frac{m}{M}\frac{R}{V}T = \frac{m}{V}\frac{R}{M}T = \rho r T \tag{A1}$$

gdzie p oznacza ciśnienie gazu, n liczbę moli, V objętość n moli gazu, T temperaturę bezwzględną, tj. wyrażoną w stopniach Kelvina, m masa gazu (kg), M masa molowa gazu (kg/mol), ρ gęstość gazu, $r \equiv R/M = const$ właściwą stałą gazową określonego gazu. Gdy znana

jest wartość ciśnienia i temperatury, to wartość gęstości może być wyliczona ze wzoru (A1), jako wielkość zależna od ciśnienia i temperatury $\rho(p,T)$.

A1.2. Równanie równowagi statycznej powietrza atmosferycznego

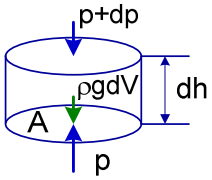
Równanie równowagi statycznej powietrza atmosferycznego można wyrazić w postaci przyrostowej następująco,

$$dF = dQ; \quad dF = -A \cdot dp, \quad dQ = A \cdot (\rho g) \cdot dh \tag{A2}$$

gdzie dF oznacza siłę pochodzącą od przyrostu ciśnienia atmosferycznego dp pomiędzy wysokością h i $h+dh$, działającego na powierzchnię A, dQ to ciężar powietrza zajmującego objętość słupa o podstawie A i wysokości dh. Symbol ρ oznacza gęstość powietrza na wysokości h, g to grawitacyjne przyspieszenie ziemskie, zaś ρg to ciężar właściwy powietrza. Równie (A2) musi być spełnione na każdej wysokości h. Równowaga statyczna powietrza atmosferycznego faktycznie wyraża wymóg, aby ciężar słupa powietrza znajdującego się powyżej pewnego poziomu wysokości był równoważony przez siłę pochodzącą od ciśnienia atmosferycznego.

Równanie równowagi statycznej i równanie stanu powietrza atmosferycznego prowadzi do następujących zależności,

$$\frac{dp}{dh} = -\rho g, \quad \frac{dp}{p} = -\frac{g}{r_p T} dh \tag{A3}$$



gdzie r_p oznacza uniwersalną stałą gazową powietrza atmosferycznego. Odwrotność zależności (A3) definiuje tzw. *stopień baryczny* ($\deg_{baro} \equiv dh/dp = -1/(\rho g)$). Ten stopień baryczny określa o ile musi zmienić się wysokość, aby ciśnienie atmosferyczne zmieniło się o 1 hPa. Znak minus mówi nam, że wartość ciśnienia maleje, gdy wartość wysokości rośnie.

Scałkowanie zależności $(A3)_2$ przy założeniu stałej wartości temperatury z wysokością prowadzi do uzyskania klasycznego *wzoru barometrycznego*

$$(h - h_0) = -(r_p T / g) \cdot \ln(p / p_0), \quad T(h) = const \tag{A4}$$

A1.3. Model atmosfery standardowej (ISA, ICAO) - pojęcie umownej wysokości nad poziomem morza (n.p.m.)

Międzynarodowa organizacja Lotnictwa Cywilnego (ICAO) wprowadziła światowy standard, tzw. atmosfery standardowej (ISA). Używane jest także równoważne określenie Atmosfera ICAO.

Model atmosfery standardowej określa jak wartości ciśnienia, temperatury i gęstości powietrza atmosferycznego zmieniają się z wysokością, od przyjętego konwencjonalnie średniego poziomu morza $h = 0$ aż do wysokości $h = 90{,}000$ metrów (n.p.m.), por. na przykład [7] i/lub [10]. W niniejszym opracowaniu interesować nas będzie zakres wysokości od 0 do 11000 m (n.p.m.), tj. zakres wysokości ruchu komunikacyjnego samolotów pasażerskich, por. Fig. A1. Ten zakres nazywany jest *troposferą*. Model atmosfery standardowej *w troposferze* przyjmuje następujące założenia:

a) na wysokości poziomu morza (MSL) panuje standardowe ciśnienie i standardowa temperatura o wartościach,

$$p_{isa} = 1013.25\ [hPa]\ (760\ [mmHg]),\quad T_{isa} = 288.15\ [\mathrm{K}],\ (15\ [\mathrm{C}]),\quad h_0 = 0\,[m]\ \text{n.p.m.} \qquad \text{(A5)}$$

Powyżej określony stan odniesienia (p_{isa}, T_{isa}) definiuje *standardową, umowną wysokość poziomu morza*. Istnienie takiego standardowego poziomu morza, wspólnego dla wszystkich statków powietrznych, jest konieczne by możliwe było stworzenie bezpiecznych zasad ich ruchu.

b) temperatura powietrza w atmosferze standardowej zmniejsza się w sposób liniowy wraz z wysokością z gradientem 6.5 stopnia na 1000 m, to jest według wzoru:

$$T_{isa}(h) = 288.15 - a_1 h,\quad a_1 = 0.0065\,[K/m],\quad h \in <0, 11000>\,[m] \qquad \text{(A6)}$$

c) powietrze w atmosferze standardowej spełnia równanie stanu gazu doskonałego (A1),

d) powietrze w atmosferze standardowej spełnia równanie równowagi statycznej (A2).

Przedstawione powyżej założenia przyjęte dla atmosfery standardowej znajdują swoje uzasadnienie w wynikach badań doświadczalnych rzeczywistej atmosfery ziemskiej.

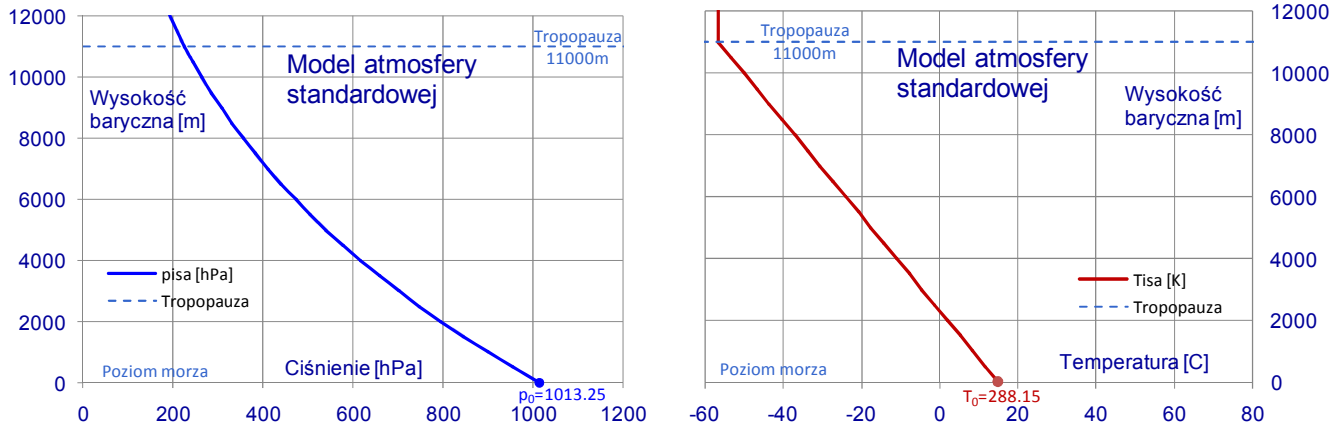
Zależność pomiędzy wartością ciśnienia atmosfery standardowej w zależności od wysokości nad poziomem morza można wyznaczyć całkując zależność $(A3)_2$ w granicach od $<h_0, h>$. Korzystając z (A6) i wykonując proste przekształcenia otrzymuje się:

$$\int_{p_0}^{p} (1/p)\,dp = -(g/r_p)\int_{h_0}^{h} 1/(T_0 - a_1 h)\,dh \ \Rightarrow\ \ln(p/p_0) = -(g/r_p)\cdot(-1/a_1)\ln([T_0 - a_1(h-h_0)]/T_0)$$

$$p = p_0 \cdot [1 - (a_1/T_0)\cdot(h-h_0)]^{\frac{g}{r_p a_1}},\quad \rho = \rho_0 \cdot [1 - (a_1/T_0)\cdot(h-h_0)]^{\frac{g}{r_p a_1}-1}, \qquad \text{(A7)}$$

$$(p(h_0) = p_0, \rho(h_0) = \rho_0, T(h_0) = T_0) \ \Leftrightarrow\ (p_0 = \rho_0 r_p T_0).$$

gdzie p_0, T_0, ρ_0 to wartości ciśnienia, temperatury i gęstości powietrza w pewnym dowolnie wybranym stanie początkowym. Relacja $(A7)_5$ musi być spełniona w każdej chwili czasowej, aby $(A7)_3$ i $(A7)_4$ były wewnętrznie spójne. Zależność $(A7)_4$ można wyprowadzić przekształcając zależność $(A7)_3$ do postaci $(p/p_0) = [T(h)/T_0)]^{g/(r_p a_1)}$ i wykorzystując własność $(\rho/\rho_0) = (p/p_0)/(T/T_0)$. Zależności $(A7)_{3,4}$ równocześnie spełniają prawo stanu gazu doskonałego – $p = \rho r_p T$ $(p_0 = \rho_0 r_p T_0)$, cf. $(A2)_2$. Tylko dwa z trzech początkowych parametrów stanu (p_0, T_0, ρ_0) można wybrać dowolnie. Zazwyczaj są to ciśnienie i temperatura (p_0, T_0). Możliwość swobodnego wyboru parametrów początkowych (p_0, T_0) – stałych całkowania w zależności $(A7)_2$, jest bardzo dogodne przy wyprowadzaniu



Rysunek A1. Zmiana ciśnienia i temperatury ze zmianą wysokości zgodnie z modelem atmosfery ISA (ICAO).

wzoru wysokościomierza barometryycznego zgodnego z modelem atmosfery standardowej, uwzględniającego lokalne warunki meteorologiczne ciśnienia i temperatury na poziomie pasa startowego lotniska. Podstawiając w zależnościach $(A7)_{3,4}$ warunki stanu odniesienia (A5) i wykonując proste przekształcenia otrzymuje się klasyczne zależności dla modelu atmosfery standardowej,

$$p_{isa}(h) = p_{ref} \cdot [1 - 2.25577\mathrm{e}^{-5} \cdot h]^{5.25588}, \quad h_{isa}(p) = 44330.76 \cdot [1 - (p / p_{ref})^{0.1902631}], \qquad \text{(A8)}$$

$$\rho_{isa}(h) = 1.2250 \cdot [1 - 2.25577\mathrm{e}^{-5} \cdot h]^{4.25588}, \; p_{ref} = p_{isa} = 1013.25\,[hPa], \; T_{ref} = T_{isa} = 288.15\,[K], \; h_0 = 0.$$

Gęstość referencyjną ISA na poziomie morza $\rho_{isa}(h=0) = 1.2250\,[\mathrm{kg/m^3}]$ można wyznaczyć ze wzoru $(A1)_2$. W powyższych wzorach ciśnienie jest w hektopaskalach, a wysokość w metrach.

A2 Wysokościomierz barometryczny –altymetr, i jego nastawy.

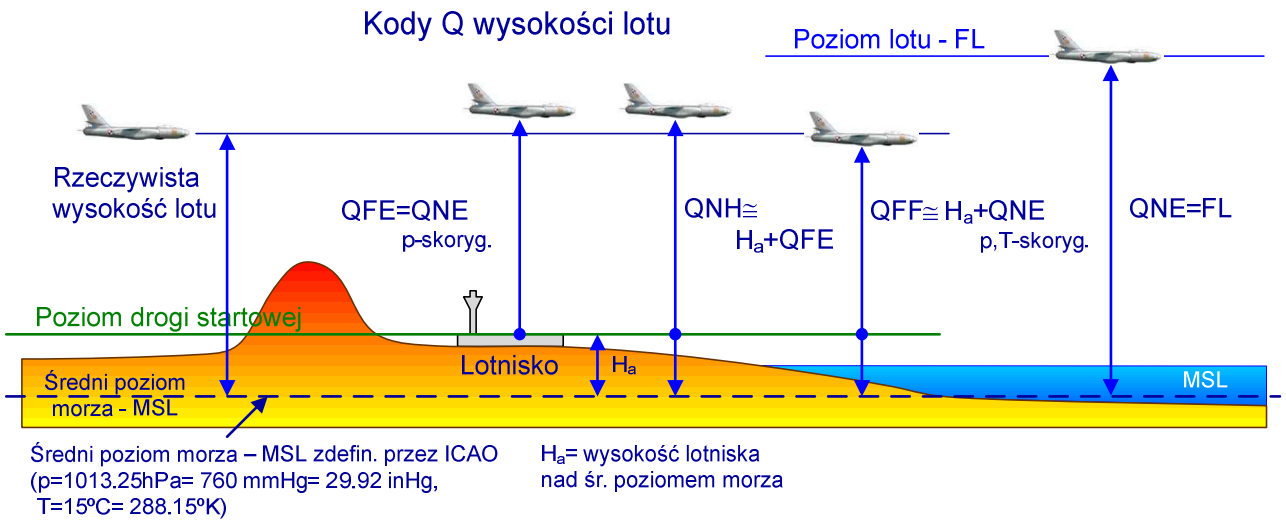
A2.1 Kalibracja wysokościomierzy barycznych statków powietrznych

Wysokościomierz barometryczny samolotu jest z technicznego punktu widzenia *ciśnieniomierzem*. *Ciśnienie powietrza to jedyna wielkość fizyczna*, którą mierzy to urządzenie. Wyniki pomiaru są *wyskalowane* tak, by podawały wysokość nad poziomem morza zgodnie z modelem atmosfery standardowej (ISA). Wskazanie wysokościomierza barycznego może być wyskalowane i wyświetlane na kilka sposobów. Zmiana trybu wskazania następuje poprzez zmianę nastawy ciśnienia odniesienia p_{ref}, por. wzór $(A8)_2$. Na przykład, odczyt QNE jest wyświetlany wtedy, gdy ciśnienie referencyjne zostanie ustawione na wartość ciśnienia standardowego ISA, $p_{ref} = p_{isa}$=1013hPa (760mmHg). Wysokość QFE jest wyświetlana wtedy, gdy ciśnienie referencyjne zostanie ustawione na wartość odpowiadającą lokalnemu ciśnieniu na poziomie lotniska, por. Rys. A2. Wysokość może być wyświetlana w stopach lub w metrach. Możliwość wprowadzenia wartości ciśnienia referencyjnego p_{ref} to *jedyny element regulacyjny wysokościomierzy barycznych* statków powietrznych. Wysokościomierze baryczne *nie posiadają możliwości* zmiany wartości temperatury referencyjnej (T_{ref}), T_0 we wzorze $(A7)_3$.

Wprowadzenie koncepcji *umownego modelowego średniego poziomu morza*, zdefiniowanego przy pomocy modelu atmosfery standardowej, zbliżonego do rzeczywistego, fizycznego poziomu morza w kilku charakterystycznych punktach globu ziemskiego pozwoliło zdefiniować pojęcie "poziomu lotu" (ang. flight level - FL). Poziom lotu oznacza lot samolotu na pewnej wysokości nad umownym poziomem morza (n.p.m.), wyrażonej w stopach. Jest on określony w skróconej notacji poprzez obcięcie dwóch końcowych zer. Na przykład FL330 oznacza lot na wysokości 33000 stóp (10058.4 m). Poziomy lotu rozdzielone są dystansem 1000 stóp (304.8 m).

Każdy wysokościomierz baryczny, każdego samolotu jest skalibrowany w identyczny sposób, zgodnie z modelem atmosfery standardowej - por. $(A8)_2$, i musi być (wymogiem prawym) ustawiony na odczyty QNE powyżej zależnej od kraju/miejsca wysokości przejściowej (6000ft (1830m) - FL60 w Polsce, 1500m (~5000ft) – FL50 w Smoleńsku). Kontrola powietrznego ruchu pasażerskiego odbywa się poprzez przydzielanie samolotom określonych poziomów lotu (FL). Dlatego wszystkie statki powietrzne na całym świecie powyżej wysokości przejściowej używają wspólnego poziomu odniesienia dla określenia wysokości ich lotu, dzięki czemu zapewnione jest bezpieczeństwo pasażerskiego ruchu lotniczego.

Barometryczny pomiar wysokości lotu nie pozwala na bezpośrednie określenie wysokości lotu nad powierzchnią ziemi/drogi startowej lotniska. Tę wysokość można określić na podstawie wysokości barometrycznej dopiero wtedy, gdy znany jest lokalny profil wysokości powierzchni ziemi. Dane wysokościowe określonych lokalizacji na ziemi można pozyskać z modelu wysokościowego ukształtowania powierzchni ziemi SRTM, [8].



Rysunek A2. Ilustracja graficzna kodów wysokości lotu Q, Podczas przeważającej ilości czasu QFF daje najdokładniejsze oszacowanie wysokości lotu w pobliżu lotniska.

A2.2 Korekta wartości wskazań wysokości barometrycznej z uwagi na lokalne warunki meteorologiczne ciśnienia i temperatury (p_{loc}, T_{loc}).

Manewry startu i lądowania wymagają wyznaczania z dużą precyzją rzeczywistej wysokości lotu samolotu względem poziomu drogi startowej, aby uniknąć zderzenia z ziemią. Założenie o równowadze statycznej powietrza atmosferycznego obowiązuje przez większość czasu i w przeważającej większości miejsc na kuli ziemskiej, za wyjątkiem okresów ekstremalnych warunków pogodowych lub zawirowań powietrznych. Jednakże, ciągle zmieniające się w czasie *lokalne warunki meteorologiczne* (p_{loc}, T_{loc}), przy jakich formuje się statyczna równowaga powietrza atmosferycznego w różnych miejscach kuli ziemskiej są często istotnie różne od tych przyjętych w modelu atmosfery standardowej (p_{isa}, T_{isa}), por. (A5). Różnice ciśnienia i/lub temperatury mogą dochodzić do kilkudziesięciu hektopaskali i kilkudziesięciu stopni Celsjusza. To może istotnie wpływać na oszacowanie wysokości lotu samolotu za pomocą pomiaru ciśnienia atmosferycznego. Poprawne określenie wysokości lotu za pomocą altymetru barometrycznego w pobliżu konkretnego lotniska wymaga uwzględnienia lokalnych warunków pogodowych.

A2.2.1 Zmiana ciśnienia referencyjnego $p_0 \to p_{01}; \quad (T_0 = T_{01})$

We wszystkich altymetrach lotniczych można przestawić ciśnienie referencyjne $p_0 \to p_{01}$. Wpływ zmiany ciśnienia referencyjnego na wskazania wysokościomierza można oszacować ze wzoru, cf. $(A7)_3$,

$$p / p_0 = [1 - (a_1 / T_0) \cdot (h_{p_0} - h_0)]^{g/(r_p a_1)}, \quad p / p_{01} = [1 - (a_1 / T_0) \cdot (h_{p_{01}} - h_0)]^{g/(r_p a_1)}, \qquad \text{(A9)}$$

p_{01} oznacza tutaj nową nastawę ciśnienia referencyjnego, zaś h_{01p} zmienione wskazanie altymetru. Proste, lecz żmudne przekształcenia pozwalają uzyskać następujący wzór:

$$h_{p_{01}} = h_{p_0} + \underbrace{(T_0 / a_1) \cdot [1 - (p_0 / p_{01})^{r_a a_1 / g}]}_{A_p = const} - A_{ph} \cdot h_{p_0}; \quad A_{ph} \equiv 1 - (p_0 / p_{01})^{r_a a_1 / g} = const \qquad \text{(A10)}$$

Zatem zmiana nastawy ciśnienia referencyjnego z $p_0 \to p_{01}$ powoduje przesunięcie wartości wysokości o stałą wartość (A_p) zależną od stosunku starego i nowego ciśnienia referencyjnego oraz wartość zmienną liniowo proporcjonalną do wartości starego wskazania h_{p_0}. W większości

przypadków korekty ciśnieniowej *człon* $A_{ph} \cdot h_{p_0}$ *można zaniedbać*. Dla przykładu zmiana ciśnienia referencyjnego o 20 hPa względem ciśnienia ISA daje wartość współczynnika $A_{ph} \equiv 1-(p_0 / p_{01})^{r_p a_1/g} = 1-(\frac{993}{1013.25})^{0.190263} = 0.00383$ (~0.4%).

A2.2.2 Zmiana temperatury referencyjnej $T_0 \to T_{01}; \quad (p_0 = p_{01})$

Opcja korekty temperatury *nie jest standardowo dostępna* w altymetrach samolotowych. Aby jednak oszacować ilościowo, jakie zmiany we wskazaniu wysokości powoduje *zmiana temperatury referencyjnej* $T_0 \to T_{01}$, należy ponownie posłużyć się wzorem $(A7)_3$,

$$p / p_0 = [1-(a_1 / T_0) \cdot (h_{T_0} - h_0)]^{g/(r_p a_1)}, \quad p / p_0 = [1-(a_1 / T_{01}) \cdot (h_{T_{01}} - h_0)]^{g/(r_p a_1)}, \qquad \text{(A11)}$$

T_{01} oznacza tutaj nową nastawę temperatury referencyjnej, zaś $h_{T_{01}}$ zmienione wskazanie wysokościomierza barycznego. W przypadku modelu atmosfery standardowej $h_0 = 0$ proste przekształcenia pozwalają uzyskać następujący wzór:

$$h_{T_{01}} = h_{T_0} + A_T \cdot h_{T_0}, \quad A_T \equiv (T_{01} / T_0 - 1) = const; \quad h_{T_{01}} < h_{T_0} \ \ gdy \ \ T_{01} < T_0. \qquad \text{(A12)}$$

Zmiana nastawy temperatury referencyjnej z $T_0 \to T_{01}$ powoduje przesunięcie wartości wysokości o zmienną wartość zależną od stosunku nowej i starej nastawy temperatury i liniowo proporcjonalną do wartości wskazania h_{T_0}, tj. wartości wysokości dla pierwotnej nastawy temperatury referencyjnej. Dla przykładu zmiana temperatury referencyjnej względem temperatury ISA o $-15\,\mathrm{K}$ prowadzi do wartości współczynnika $A_T \equiv 1-(T_0 / T_{01}) = 1-(\frac{273.15}{288.15}) = 0.0521$ (~5%).

Należy zwrócić uwagę, że kompensacja tylko ciśnienia referencyjnego w wysokościomierzu barycznym statków powietrznych, np. odczyty QFE, QNH, por. Rys. A2, poprzez nieuwzględnianie korekty związanej z różnicą temperatury lokalnej względem temperatury ISA generalnie prowadzi do występowania systematycznego błędu oceny wysokości, patrz także Tabela 2. Takie postępowanie jest o tyle usprawiedliwione, że błąd związany z brakiem kompensacji temperaturowej maleje liniowo wraz ze zbliżaniem się statku powietrznego do wysokości lokalnego pasa startowego i dla tej wysokości ma wartość zero. *Korekty temperaturowej nie można jednak, co do zasady, zaniedbywać przy badaniu przebiegu wypadków lotniczych.* Jej uwzględnienie jest konieczne na przykład po to, by móc rzetelnie porównywać baryczne wysokości lotu z wysokościami uzyskiwanymi innymi metodami fizycznymi niż barometryczna, np. odczytami wysokościomierzy radiowych.

A2.2.3 Zmiana ciśnienia i temperatury referencyjnej zgodna z lokalnymi warunkami pogodowymi.

W dominującej liczbie przypadków lotnisk komunikacyjnych lokalne warunki meteorologiczne mierzone są przez lotniskową służbę meteorologiczną i przekazywane załogom startujących i lądujących samolotów. Jeśli znane są lokalne warunki meteorologiczne ciśnienia i temperatury na poziomie drogi startowej, wtedy muszą być spełnione następujące zależności,

$$p(h_{loc}) = p_{loc}, \quad T(h_{loc}) = T_{loc} \qquad \text{(A13)}$$

h_{loc} oznacza tutaj wysokość pasa startowego nad poziomem morza (n.p.m.). Zazwyczaj pomiary wartości lokalnego ciśnienia i temperatury odbywają się w lotniskowej stacji meteorologicznej, i są następnie przeliczane do wysokości poziomu pasa startowego. Możliwie najlepsze oszacowanie rzeczywistej wysokości lotu samolotu na podstawie wskazań wysokości z pokładowego

wysokościomierza barycznego (h_{wskb}) przy uwzględnieniu *lokalnych warunków pogodowych* wymaga powrotu do wzorów (A7). W przypadku rozpatrywanej tutaj sytuacji wymagana jest tylko zmiana warunków początkowych. W miejsce warunków referencyjnych atmosfery standardowej (1013.25 hPa, 288.15 K) należy podstawić lokalne wartości ciśnienia i temperatury $p_0 = p_{loc},\ T_0 = T_{loc}$ oraz $h_0 = h_{loc}$. Nieskomplikowane przekształcenia prowadzą do wzoru:

$$h_{cor} = h_{loc} + (T_{loc} / a_1) \cdot [1 - (p_{bar} / p_{loc})^{r_p a_1 / g}], \quad T(h_{cor}) = T_{loc} - a_1 \cdot (h_{cor} - h_{loc}), \qquad \text{(A14)}$$

Lokalną gęstość powietrza na poziomie lotniska można wyznaczyć ze wzoru $\rho_{loc} = p_{loc} / (r_p T_{loc})$. Symbol h_{cor} oznacza wysokość lotu (n.p.m.) określoną z uwzględnieniem lokalnego ciśnienia i temperatury, określaną symbolem kodowym QFF=h_{cor}(p_{bar}; p_{loc}, T_{loc}, h_{loc}=0), por. Rys. A2. Ciśnienie p_{bar} występujące we wzorze (A14) jest w sposób ciągły mierzone przez czujnik pokładowego wysokościomierza barycznego. Jego wartość można wyznaczyć na podstawie wartości wysokości wskazywanej przez wysokościomierz baryczny h_{wskbar} posługując się wzorem $(A8)_1$, przy czym w miejsce wartości ciśnienia referencyjnego p_{ref} należy podstawić odpowiednią wartość nastawy ciśnienia taką, jaka była ustawiona w wysokościomierzu podczas pomiarów wysokości. W przypadku wysokości QNE winno to być ciśnienie 1013.25 hPa, w przypadku QFE lokalne ciśnienie lotniska, zaś w przypadku wysokości QNH lokalne ciśnienie lotniska zredukowane do poziomu morza.

$$\begin{aligned} &p_{wskb} = p_{ref} \cdot [1 - 2.25577\mathrm{e}^{-5} \cdot h_{wskb}]^{5.25588}, \qquad QNE \leftrightarrow p_{ref} = 1013.25hPa, \\ &QFE \leftrightarrow p_{ref} = p_{loc}, \quad QNH \leftrightarrow p_{ref} = p_{QNH} = p_{loc} / [1 - 2.25577\mathrm{e}^{-5} \cdot h_{loc}]^{5.25588}. \end{aligned} \qquad \text{(A15)}$$

Aby otrzymać wysokość lotu statku powietrznego nad powierzchnią ziemi to od wysokości h_{cor} por. (A14), należy odjąć elewację powierzchni gruntu h_{gr} również wyrażoną w metrach (n.p.m.). Dopiero *wysokość względną* stanowiącą różnicę pomiędzy wysokością baryczną QFF i elewacją powierzchni gruntu $(h_{cor} - h_{gr})$ można w poprawny metodologicznie sposób porównywać ze wskazaniem wysokościomierza radiowego h_{rw}.

Gdy spełnione są wszystkie modelowe założenia pomiarów wysokości barometrycznej i radiowej, wtedy różnica $(h_{cor} - h_{gr})$ i h_{rw} winny mieć *tę samą wartość*. Odchylenia mogą się pojawić na skutek niedokładności czujników mierzących ciśnienie (pomiar barometryczny) lub/i niedokładności obwodów systemu wyznaczania czasu przebiegu fali radiowej (pomiar radio), lub gdy niespełnione są założenia modelu atmosfery standardowej, np. z powodu lokalnie sztormowej pogody

Zawiadomienie

Oceny i wnioski przedstawione w niniejszej pracy są wyłącznie jej autorów. Zostały sformułowane zgodnie z najlepszą wiedzą autorów, i nie mogą być w sposób bezpośredni lub domniemany przypisywane jakimkolwiek innym osobom lub ciałom. Niniejszym wyrażamy podziękowanie Hannie Zembrzuskiej za staranną korektę języka angielskiego i cenne sugestie edytorskie, które pozwoliły na ulepszenie ostatecznej wersji pracy.

Literatura

1. Biechtir W. P., Rżewskij W. M., Cipienko W. G. Practical Aerodynamics of Tu-154M aircraft (in Russian), "Air Transport", Moskwa, 1997.
2. Bible G. Beyond the Black Box: The Forensics of Airplane Crashes, John Hopkins University Press, 2007.
3. Forssberg O., Sigfridsson S-E., Benker N., Elinder H., Lundin R., Mansfeld J. Report C 1993:57, Air traffic accident on 27 December 1991 at Gottrora, AB county, Sweden, Case L-124/91, National Board of Accident Investigation, Sweden, 1993.
4. KBWLLP Raport końcowy, Miller J. (Przewodniczący), Komitet Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego (KBWLLP), Raport końcowy badania incydentu lotniczego Nr 192/2010/11 samolotu TU-154M Nr 101, który wydarzył się 10 Kwietnia 2010 r. blisko lotniska Smoleńsk Północny, str. 1-328,Warszawa, Lipiec, 2011. http://static.presspublica.pl/red/rp/pdf/kraj/RaportKoncowyTu-154M.pdf, Ostatni dostęp 18 października, 2017.
5. KBWLLP Raport Końcowy, Annex 4 (2011) Technika Lotnicza i jej Eksploatacja, str. 1-695, Warszawa, Lipiec, 2011. http://n-1-17.dcs.redcdn.pl /dcs/o2/tvn/web-content/m/p1/f/Z/a/ZalacznikNr4_TechnikaLotniczaIJejEksploatacja.pdf, Ostatni dostęp 18 października, 2017.
6. MAK Raport końcowy, Morozow A.N. (Główny śledczy), Raport końcowy badania wypadku lotniczego TU-154M, Nr 101, Rzeczypospolitej Polskiej, Międzypaństwowy Komitet Lotnictwa, str. 1-184, Mokwa, Styczeń, 2011. https://reports.aviation-safety.net/2010/20100410-0_T154_101.pdf, Ostatni dostęp 18 października, 2017.
7. Meteorologia dla pilotów – poradnik, Szefostwo służby hydrometeorologicznej Sił Zbrojnych RP, Warszawa, 2011. http://meteo.sp.mil.pl/userfiles/file/Poradnik.pdf, Ostatni dostęp 18 paź., 2017.
8. Numeryczny model powierzchni ziemi, Technologia obrazowania powierzchni ziemi - Model SRTM), http://www.jpl.nasa.gov/srtm, https://pl.wikipedia.org/wiki/Shuttle_Radar_Topography_Mission.
9. Pietruszka K, Geoprofiler, aplikacja do generowania profili wysokościowych terenu http://www.geocontext.org/publ/2010 /04/profiler/pl/, Ostatni dostęp 18 października, 2017.
10. Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Flight Standards Service, Aviation Supplies & Academics, Inc., Newcastle, Washington, 2008, page 3-2 (57/471), https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/, Ostatni dostęp 18 października, 2017.
11. Systemy TAWS, Universal Avionics. https://www.uasc.com/, Ostatni dostęp 18 paź. 2017.
12. Tooley M., Wyatt D. Aircraft Electrical and Electronic Systems Principles, Operation and Maintenance, Amsterdam, Butterworth-Heinemann, Elsevier, 2009.
13. Ziółkowski A. Disastrous air crash and two investigations with different results, International Journal of Forensic Engineering, 2017, **3**, 4, pp. 277-302; DOI: 10.1504/IJFE.2017.10005136, http://www.inderscience.com/info/inarticletoc.php?jcode= ijfe&year=2017&vol=3&issue=4.

Tłumaczenie autorskie (A.Z.) oryginalnego artykułu: A. Ziółkowski, M. Skłodowski (2018) **On value and using of TAWS/FMS alert data in examination of air accidents, the case of Warsaw-Smolensk flight on April 10, 2010,** The Aeronautical Journal, September, 2018, Vol. 122, No 1255 , pp. 1301-1329. DOI: 10.1017/aer.2018.59 , opublikowane za zgodą Aeronautical Journal.

Ziółkowski A., Skłodowski M., **O wartości i wykorzystaniu danych TAWS/FMS do badania wypadków lotniczych, sprawa lotu Warszawa-Smoleńsk, 10 kwietnia 2010 roku**

Spis treści

Streszczenie....1
1. Informacje wstępne....2
2. Dane zdarzeń alarmowych systemu TAWS przydatne dla ustalenia przebiegu lotu samolotu....3
2.1 Wybrane dane z zapisów ostrzeżeń alarmowych systemu TAWS Nr 34-38 i alertu FMS Stop. 3
2.1.1. Analiza spójności wysokości barometrycznych i radiowych zapisanych w logach TAWS. 6
2.1.2. Analiza spójności czasowo-przestrzennej danych o lokalizacji zdarzeń TAWS....9
3. Rekonstrukcja trajektorii pionowej samolotu TU-154M i analiza zdarzeń towarzyszących podczas ostatniej minuty lotu....10
3.1. Rekonstrukcja trajektorii pionowej podczas ostatnich 60 sekund lotu. 10
3.2. Wczesny etap przebiegu wypadku....13
3.3.Pierwsza faza niszczenia konstrukcji samolotu 18
3.4. Dalsze fazy niszczenia konstrukcji samolotu....19
4. Podsumowanie i uwagi końcowe....19
Aneks 21
Wyznaczenie wysokości lotu statku powietrznego przy uwzględnieniu lokalnego ciśnienia i temperatury lotniska....21
A1 Barometryczny pomiar wysokości – wysokość barometryczna 21
A1.1. Równanie stanu gazu doskonałego 21
A1.2. Równanie równowagi statycznej powietrza atmosferycznego 22
A1.3. Model atmosfery standardowej (ISA, ICAO) - pojęcie umownej wysokości nad poziomem morza (n.p.m.)....22
A2 Wysokościomierz barometryczny –altymetr, i jego nastawy. 24
A2.1 Kalibracja wysokościomierzy barycznych statków powietrznych 24
A2.2 Korekta wartości wskazań wysokości barometrycznej z uwagi na lokalne warunki meteorologiczne ciśnienia i temperatury (p_{loc}, T_{loc}). 25
A2.2.1 Zmiana ciśnienia referencyjnego $p_0 \to p_{01};\quad (T_0 = T_{01})$ 25
A2.2.2 Zmiana temperatury referencyjnej $T_0 \to T_{01};\quad (p_0 = p_{01})$ 26
A2.2.3 Zmiana ciśnienia i temperatury referencyjnej zgodna z lokalnymi warunkami pogodowymi....26
Zawiadomienie....27
Literatura....28