

**OPIS KOSZTÓW ZWIĄZANYCH Z PRACAMI PODKOMISJI**

1. Krystyna Maria ZIENIUK zatrudniona była w pracach Podkomisji na podstawie trzech okresowych umów zawieranych z Ministrem Obrony Narodowej reprezentowanym przez Dyrektora Departamentu Administracyjnego Ministerstwa Obrony Narodowej w okresie:
  - 1) od 07.03.2016 r. do 06.03.2017 r. – umowa nr 160/2016/DA z dnia 11.03.2016 r.;
  - 2) od 07.03.2017 r. do 06.03.2018 r. – umowa nr 139/2017/DA z dnia 07.03.2017 r.<sup>352</sup>:
    - a) aneks nr (bez numeru) do umowy nr 139/2017/DA z dnia 07.03.2017 r. zawarty w dniu 11.09.2017 r.;
  - 3) od 08.03.2018 r. do 31.08.2018 r. – umowa nr 76/2018/DA z dnia 19.03.2018 r.;
  - 4) od 01.09.2018 r. do 31.08.2019 r. – umowa nr 411/2018/DA z dnia 04.10.2018 r. (umowa anulowana)<sup>353</sup>;
  - 5) od 01.09.2018 r.<sup>354</sup> do 15.12.2023 r.<sup>355</sup> – „bez umowy”.
2. Zadaniem głównym wynikającym z zawieranych umów, był udział w pracach Podkomisji oraz prowadzenie czynności badawczych w sposób rzetelny i obiektywny z wykorzystaniem w pełni swojej wiedzy i doświadczenia zawodowego.
3. W okresie wskazanym w pkt. 1 zobowiązała się do wykonania przedmiotu umowy w wymiarze wynikającym z potrzeb Podkomisji, w wysokości nie większej niż 80 godzin miesięcznie, otrzymując za to wynagrodzenie w wysokości: 33,40 zł brutto za godzinę. Z tego tytułu uzyskała łącznie w latach 2016-2018 wynagrodzenie brutto w wysokości 66 866,80 zł.
4. W okresie zatrudnienia nie uzyskiwała dodatkowego świadczenia w postaci:
  - 1) zwrotu kosztów podróży związanych z dojazdem do i z miejsca pracy Podkomisji;

---

<sup>352</sup> Stwierdzono, że w § 2 ust. 6 umowy nr 139/2017/DA z dnia 07.03.2017 r. „... w ilości nie większej niż 80 godzin na miesiąc.”, „80” zostało wpisane ręcznie.

<sup>353</sup> Umowa niepodpisana przez zleceniobiorcę (nr księgowy 3300012420, 6206529).

<sup>354</sup> Decyzja Nr 225/IMONds.BL Ministra Obrony Narodowej z dnia 31 sierpnia 2018 r. w sprawie powołania Podkomisji do ponownego zbadania wypadku lotniczego, decyzja Nr 306/IMONds.BL Ministra Obrony Narodowej z dnia 31 sierpnia 2021 r. w sprawie powołania Podkomisji do ponownego zbadania wypadku lotniczego, decyzja Nr 251/WLW Ministra Obrony Narodowej z dnia 29 sierpnia 2022 r. w sprawie powołania Podkomisji do ponownego zbadania wypadku lotniczego, decyzja Nr 272/WLW Ministra Obrony Narodowej z dnia 30 sierpnia 2023 r. w sprawie powołania Podkomisji do ponownego zbadania wypadku lotniczego.

<sup>355</sup> Decyzja Nr 408/DP Ministra Obrony Narodowej z dnia 15 grudnia 2023 r. uchylająca decyzję w sprawie powołania podkomisji do ponownego zbadania wypadku lotniczego.

- 2) opłat (refundację) kosztów zakwaterowania w hotelach sfinansowanych z poziomu centralnego przez DA MON.
5. Łącznie koszty związane z zatrudnieniem w strukturze organizacyjnej Podkomisji w okresie wskazanym w pkt. 1 ukształtowały się na poziomie 66 866,80 zł.
6. Nieprawidłowości związane z umowami, wystawianymi przez zleceniobiorcę rachunkami oraz protokołami odbioru prac:
  - 1) stwierdzono, że niedopuszczalnym jest zawieranie umów z terminami ich obowiązywania przed dniem ich zawarcia (określonymi wcześniej). Wynika to nawet z samych postanowień zawieranych umów, ponieważ to w umowach są zawarte wzajemne zobowiązania prawne stron w tym zadania (przedmiot umowy) do wykonania oraz sposób ich odbioru. Zatem sporządzanie niżej wzmiankowanych umów oraz realizowanie ich postanowień odbywało się z naruszeniem kryterium legalności, rzetelności oraz gospodarności:
    - umowa nr 160/2016/DA z dnia 11.03.2016 r. od 07.03.2016 r.;
    - umowa nr 76/2018/DA z dnia 19.03.2018 r. od 08.03.2018 r.;
  - 2) łączna liczba godzin w okresie zawarcia powyższych umów z terminem ich obowiązywania przed datą zawarcia umowy wyniosła 61,5 godziny pracy, za które wypłacono wynagrodzenie w kwocie 2054,11 zł.
7. W okresie zatrudnienia przepracowała łącznie 2002 godz.
8. Nieobecność w posiedzeniach Podkomisji wynosiła 60%<sup>356</sup>.

---

<sup>356</sup> Podsumowania dokonano na podstawie list obecności w posiedzeniach Podkomisji.



**OPIS KOSZTÓW ZWIĄZANYCH Z PRACAMI PODKOMISJI**

1. Andrzej Grzegorz ZIÓŁKOWSKI zatrudniony był w pracach Podkomisji na podstawie jednej okresowej umowy zawartej z Ministrem Obrony Narodowej reprezentowanym przez Dyrektora Departamentu Administracyjnego Ministerstwa Obrony Narodowej w okresie:
  - od 07.03.2016 r. do 06.03.2017 r. – umowa nr 161/2016/DA z dnia 11.03.2016 r.
2. Zadaniem głównym wynikającym z zawartej umowy, był udział w pracach Podkomisji oraz prowadzenie czynności badawczych w sposób rzetelny i obiektywny z wykorzystaniem w pełni swojej wiedzy i doświadczenia zawodowego.
3. W okresie wskazanym w pkt. 1 zobowiązał się do wykonania przedmiotu umowy w wymiarze wynikającym z potrzeb Podkomisji, w wysokości nie większej niż 80 godzin miesięcznie otrzymując za to wynagrodzenie w wysokości: 116,92 zł brutto za godzinę. Z tego tytułu uzyskał łącznie w latach 2016-2017 wynagrodzenie brutto w wysokości 63 838,32 zł.
4. W okresie zatrudnienia nie uzyskiwał dodatkowego świadczenia w postaci:
  - 1) zwrotu kosztów podróży związanych z dojazdem do i z miejsca pracy Podkomisji;
  - 2) opłat (refundację) kosztów zakwaterowania w hotelach sfinansowanych z poziomu centralnego przez DA MON.
5. Łącznie koszty związane z zatrudnieniem w strukturze organizacyjnej Podkomisji w okresie wskazanym w pkt. 1 ukształtowały się na poziomie 63 838,32 zł.
6. Nieprawidłowości związane z umową, wystawioną przez zleceniobiorcę rachunkami oraz protokołami odbioru prac:
  - 1) stwierdzono, że niedopuszczalnym jest zawarcie umowy z terminem jej obowiązywania przed dniem jej zawarcia (określonym wcześniej). Wynika to z samego postanowienia zawieranej umowy, ponieważ to w umowie są zawarte wzajemne zobowiązania prawne stron w tym zadania (przedmiot umowy) do wykonania oraz sposób ich odbioru. Zatem sporządzanie niżej wzmiankowanej umowy oraz realizowanie jej postanowień odbywało się z naruszeniem kryterium legalności, rzetelności oraz gospodarności:
    - umowa nr 161/2016/DA z dnia 11.03.2016 r. od 07.03.2016 r.;

- 2) łączna liczba godzin w okresie zawarcia powyższych umów z terminem ich obowiązywania przed datą zawarcia umowy wyniosła 61 godzin pracy, za które wypłacono wynagrodzenie w kwocie 3624,50 zł.
7. W okresie zatrudnienia przepracował łącznie 546 godz.
8. Nieobecność w posiedzeniach Podkomisji wynosiła 80%<sup>357</sup>.

---

<sup>357</sup> Podsumowania dokonano na podstawie list obecności w posiedzeniach Podkomisji.

**Załącznik nr 3.19**

**Płyta CD – zestawienie zleconych, wykonanych i sfinansowanych ekspertyz**

Strona celowo pusta

**ANALIZA RAPORTU EXECUTIVE SUMMARY FINAL REPORT No. POL-005 Tu-154M 101**  
**ACCIDENT RECONSTRUCTION**

Gerardo OLIVARES Ph. D NIAR AVET Laboratories 20.01.2021

**1. Uwagi wstępne**

- 1.1 Analizę przeprowadzono w oparciu o Executive Summary Final Report: Tu-154M 101 Accident Reconstruction. Dokument opublikowano 20.01.2021 roku. Zawiera on wyniki badań prowadzonych w National Institute for Aviation Research (Wichita, Kansas) na zlecenie Polskiego Ministerstwa Obrony Narodowej. Dotyczył on „Rekonstrukcji katastrofy samolotu Tu-154M nr 101”. Opracowany został przez dr. Gerardo OLIVARESA. Raport składa się z 5 rozdziałów i 4 załączników do Raportu. Dalej raport będzie nazywany „Raportem NIAR”.

**Rozdział 1** (wstęp) zawiera:

- opis procesu rekonstrukcji wypadków,
- modele i dokumentację rekonstrukcji wypadków,
- wyniki rekonstrukcji wypadku,
- podsumowanie informacji o analizowanym wypadku na podstawie oficjalnego raportu z badań.

**Rozdział 2** dotyczy analizy trajektorii samolotu i zawiera:

- podsumowanie metodyki rekonstrukcji,
- omówienie wariantu „niska trajektoria”,
- omówienie warunków zderzenia samolotu z brzozą i z ziemią.

**Rozdział 3** zawiera opis rekonstrukcji zderzenia z brzozą i obejmuje:

- omówienie warunków lotu w chwili zderzenia,
- omówienie modelu geometryczno-wytrzymałościowego zastosowanego do modelowania brzozy,
- opis przygotowania do analizy zderzenia z brzożą oraz jej wyniki,
- porównanie wyników z raportem MAK.

**Rozdział 4** dotyczy rekonstrukcji zderzenia z ziemią i obejmuje:

- omówienie kryteriów oceny rekonstrukcji zderzenia z ziemią,



- omówienie kryteriów oceny przeżywalności i podsumowanie przeżywalności,
- wyniki rekonstrukcji zderzenia z ziemią,
- analizę dotyczącą „drzwi 823”,
- wnioski z rekonstrukcji zderzenia z ziemią.

**Rozdział 5** przedstawia główne wnioski wynikające z prowadzonych analiz.

Raport zawiera także spis treści, tabel i rysunków oraz definicje i nazewnictwo. Raport uzupełniają następujące załączniki:

- I. **Załącznik I:** Opis procesu inżynierii odwrotnej – model CAD, model FEA, model CFD. Załącznik zawiera opis i dokumentację wszystkich modeli numerycznych użytych do rekonstrukcji wypadku oraz ich walidację z wykorzystaniem podejścia bazującego na elementach skończonych.
- II. **Załącznik II:** Rekonstrukcja wypadku samolotu Tu-154M nr 101 – analiza trajektorii. Raport ten zawiera opis trajektorii samolotu Tu-154M przed jego uderzeniem w ziemię. Trajektorię uzyskano z raportu MAK i zapisów rejestratorów. Stanowi ona podstawę do weryfikacji obliczeń symulacyjnych z użyciem modelu 6-DOF.
- III. **Załącznik III:** Rekonstrukcja uderzenia w „brzozę Bodina”. Załącznik zawiera opis i ocenę uderzenia w „brzozę Bodina”, metodykę modelowania materiału drzewa oraz walidację karty materiału drzewa. Wyniki z analizy trajektorii są wykorzystywane jako warunki brzegowe do przeprowadzenia symulacji uderzenia lewego skrzydła samolotu w brzozę z wykorzystaniem MES.
- IV. **Załącznik IV:** Rekonstrukcja zderzenie z ziemią. Załącznik zawiera opis metodologii modelowania miejsca wypadku, ocenę konstrukcji i wyniki analizy obrażeń pasażerów na podstawie rekonstrukcji wypadku. Wyniki analizy trajektorii są wykorzystywane jako warunki brzegowe do przeprowadzenia analizy zderzenia z ziemią metodą elementów skończonych.

Wykonawcy Raportu deklarują, że **„Wyniki rekonstrukcji wypadku lotniczego dokonanej przez NIAR, podsumowane w niniejszym Raporcie, są zgodne ze standardami i metodologią rekonstrukcji wypadków”** i bazują na:

- ocenie hipotez i teorii w oparciu o najbardziej dokładne, wiarygodne, spójne i bezstronne wnioski ze śledztwa,

- wszystkich dostępnych informacjach, które są traktowane równorzędnie, bez faworyzowania informacji potwierdzających założoną wcześniej tezę,
- odpowiedniej hierarchii ustaleń: 1. dowody rzeczowe, 2. zarejestrowane dane, 3. wiedza empiryczna i doświadczenie osobiste, 4. zeznania świadków,
- zachowaniu obiektywizmu analizy (eliminacja stronniczości),
- przyjmowaniu krytyki wyników pracy i samoanalizie wykonanej pracy.

Badania, które podsumowuje Raport NIAR, zostały podzielone na etapy:

- I. Gromadzenie danych pozyskanych z przekazanych materiałów oraz z wcześniejszych raportów (MAK, KBWL LP).
- II. Odtworzenie konstrukcji samolotu i wykonanie trójwymiarowego modelu CAD w oparciu o pomiary oraz dokumentację techniczną i dane materiałowe, które uzyskano z pobranych próbek.
- III. Zebranie i analiza danych zarejestrowanych przez rejestratory. Rozwój i walidacja modeli CFD (numeryczna mechanika płynów) i modeli analitycznych w celu uzyskania obciążeń aerodynamicznych konstrukcji.
- IV. Zebranie i analiza danych dotyczących miejsca katastrofy oraz przeżywalności pasażerów.
- V. Przegląd i analiza danych dotyczących wypadków samolotów Tu-154M.
- VI. Analiza rekonstrukcji wypadku samolotu Tu-154M nr 101 wykonana w trzech etapach:
  - analiza trajektorii samolotu przed uderzeniem i po uderzeniu w brzozę w celu ustalenia warunków początkowych do symulacji zderzenia z ziemią oraz weryfikacja wyników poprzez porównanie z danymi pozyskanymi w etapie IV,
  - rekonstrukcja uderzenia w brzozę i porównanie wyników z danymi pozyskanymi w etapie IV,
  - rekonstrukcja uderzenia w ziemię i porównanie wyników z danymi pozyskanymi w etapie IV.

Zawarte w Raporcie poglądowe rysunki wskazują, że model CAD samolotu wykonano poprawnie, zgodnie z metodyką tworzenia tego typu modeli. Z kolei brzozę modelowano w postaci stożka.

W dokumencie wskazano, że:

*„Kopia wszystkich wyników wymaganych zgodnie z Umową nr 261/2018/DA z dnia 29/05/2018 została umieszczona na stronie ftp pod adresem: <https://transfer.niar.wichita.edu/>. Nazwa użytkownika i hasło do tej strony ftp zostały przekazane Panu Antoniemu MACIEREWICZOWI (Przewodniczącemu Podkomisji do ponownego zbadania wypadku lotniczego) drogą mailową”.*

**Zespołowi udało się odnaleźć nazwę użytkownika i hasło do tej strony ftp, ale z uwagi na odebranie dostępu do serwera przez NIAR nie pozyskano tą metodą żadnych materiałów.**

Po wejściu na w/w stronę pojawia się żądanie podania użytkownika i hasła.

Streszczenie zawiera ogólny opis strony. Wynika z niego, że znajdują się tam:

- 1) modele CAD, LS-DYNA i CFD dotyczące zarówno samolotu jak i gruntu,
- 2) wyniki obliczeń dotyczących samolotu sprawnego i uszkodzonego,
- 3) kompletny raport NIAR wraz z załącznikami,
- 4) pakiet prezentacji końcowych dotyczących poszczególnych etapów badań.

Raport NIAR zawiera krótki opis historii lotu samolotu, jego dane oraz zwymiarowane rysunki. Zawiera też stwierdzenie (pkt 1.4.4) *„Duże zniszczenia statku powietrznego są następstwem działania sił uderzeniowych podczas zderzenia z przeszkodami i ziemią. Układ uszkodzonych części, pokazany na Rys. 1.10, ujawnia, że „...statek powietrzny rozpadł się na wiele części w wyniku zderzenia z drzewami i z ziemią”.*

Opisana szczegółowo w punktach 1.4.1.1 - 1.4.1.2 kolejność zdarzeń i ich skutków dotyczy uderzeń w drzewa i ziemię. **Brak jest odniesień do wybuchu wewnątrz struktury samolotu.** Natomiast w punkcie 1.4.6 stwierdzono, że *„W odległości około 1100 m od progu drogi startowej 26 i w odległości 35 m w lewo od przedłużonej linii środkowej drogi startowej, samolot początkowo uderzył w drzewo na wysokości 11 m nad ziemią. Szacowana prędkość zderzenia wynosiła około 265 km/godz. Następnie na wysokości około 5 m nastąpiło drugie zderzenie z dużą brzozą o średnicy 30-40 cm (12-16 cali), w wyniku którego od samolotu oddzieliło się około 6,5 metra (21 stóp) lewego skrzydła (w tym lewa lotka)”.*

## **2. Analiza trajektorii**

### **2.1 Dwie hipotetyczne trajektorie**

W rozdziale 2 wskazano, że niektóre dane dotyczące trajektorii (współrzędne GPS) nie są dostępne, zaś inne (wysokość lotu) nie są wiarygodne ze względu na ograniczenia czujników. Brak też pełnych charakterystyk aerodynamicznych i danych związanych z osiąganiami samolotu. Spowodowało to, że zdecydowano się na metodę analizy trajektorii bazującą na ocenie bezwładności i przyspieszeń, a nie na „trajektorii aerodynamicznej”. Dodatkowo stwierdzono, że czasy kolejnych alarmów TAWS są obciążone niepewnością. Powyższe ograniczenia spowodowały, że przyjęto kryterium dokładności wyznaczenia trajektorii na poziomie 5 metrów.

Szczegółowa analiza zapisów FDR wykazała, że *„krytyczne parametry lotu wymagane do rekonstrukcji wypadku, w tym przyspieszenia wzdłużne, prędkości naziemne, pozycje statku powietrznego (współrzędne GPS) oraz ugięcia lewej lotki nie są dostępne”*.

Autorzy raportu zidentyfikowali związek pomiędzy czasem FDR i czasem TAWS/FMS oraz ustalili niepewność czasów alarmów TAWS na 1 s. Stwierdzili też, że *„Nie jest możliwe dokładne określenie czasu zderzenia z „brzożą Bodina” wyłącznie na podstawie danych dostępnych z FDR i TAWS/FMS”*. Czas ten ustalono metodą prób i błędów dobierając go tak, aby miejsce uderzenia w ziemię trajektorii symulacyjnej pokrywało się z danymi rzeczywistymi.

Do dalszych obliczeń przyjęto **dwie hipotezy trajektorii**:

- **trajektoria niska** – samolot uderza w brzożę na znanej wysokości i w znanym miejscu,
- **trajektoria wysoka** – założono, że samolot leci na wysokości barometrycznej TAWS 38, a miejsce odpowiada współrzędnym GPS TAWS 38.

Podstawowa konkluzja zawarta w Raporcie NIAR jest następująca:

- 1) **w przypadku trajektorii niskiej** zaobserwowano, że **samolot uderza (z dokładnością do 5 m) we wszystkie terenowe punkty orientacyjne, których uszkodzenie w miejscu wypadku zaobserwowano na podstawie dostępnych zdjęć.** Zaobserwowano również, że **wysokość środka ciężkości statku powietrznego**

*w momencie alarmu TAWS 38 jest o około 15 m niższa od wysokości barometrycznej TAWS 38;*

- 2) *w przypadku trajektorii wysokiej zaobserwowano, że **samolot nie uderza** (z dokładnością do 5 m) w żaden z terenowych punktów orientacyjnych, których uszkodzenie w miejscu wypadku zaobserwowano na podstawie dostępnych zdjęć, z wyjątkiem śladów na ziemi.*

Szczegółowe analizy w zakresie trajektorii zawiera Załącznik II.

Trajektorię niską zrekonstruowano dla ostatnich 60 sekund lotu. Jej punkt początkowy pokrywa się ze „zdarzeniem TAWS 34”, a końcowy z punktem pierwszego zderzenia z ziemią. Trajektorię niską pokazano na rysunkach i stabelaryzowano. Symulacja umożliwiła śledzenie trajektorii różnych punktów samolotu (nos, końcówki skrzydła, podwozie). Wskazano na różnice pomiędzy trajektorią obliczoną i zarejestrowaną przez urządzenia pokładowe. Dotyczą one w szczególności wysokości lotu i wahają się od 5 do 20 metrów. Zamieszczone tabele pokazują stopień zgodności położenia punktów kontrolnych wysokości i pozycji TAWS/FMS2 i głównych punktów orientacyjnych dotyczących wypadku. **W przypadku punktów zderzenia z obiektami fizycznymi (drzewa, linie energetyczne) uzyskano pełną zgodność z dokładnością 5 metrów.**

## **2.2. Warunki zderzenia z brzozą (trajektoria niska)**

Opisując warunki towarzyszące zderzeniu z brzozą i ziemią (punkt 2.3) stwierdzono, że bazowano zarówno na zapisach FDR jak i na instrukcjach technicznych. Obliczenia obciążeń aerodynamicznych wykonano metodami CFD. Ich wyniki porównano z wynikami badań w tunelu aerodynamicznym. Całość obliczeń zawiera Załącznik II. W dokumencie podano szczegółowe dane dotyczące prędkości liniowych i kątowych, położenia przestrzennego samolotu, wychylenia sterów, parametrów silnika w chwilach zderzenia z brzozą i ziemią. Oba zderzenia są zilustrowane na rysunkach. Z przedstawionych danych wynika, że zderzenie z brzozą spowodowało oderwanie się fragmentu lewego skrzydła o długości 6,5 m i następnie obrót samolotu. W chwili uderzenia w ziemię samolot był przechylony o kąt  $-150^\circ$ .



Raport NIAR zawiera jedynie fragmentaryczne dane dotyczące symulacji trajektorii wysokiej. Obliczone parametry określające położenie przestrzenne w chwili zderzenia z ziemią są podobne jak dla trajektorii niskiej. Zebrano je w tabeli.

Tabela 4.1. Parametry lotu samolotu Tu-154M w chwili zderzenia z ziemią

Parametr	Niska trajektoria	Wysoka trajektoria
$V_x$	75 m/s	73,3 m/s
$V_y$	25,2 m/s	28,5 m/s
$V_z$	17,3 m/s	25 m/s
$\omega_x$	0,169 rad/s	0,04 rad/s
$\omega_y$	0,049 rad/s	-0,01 rad/s
$\omega_z$	-0,012 rad/s	-0,008 rad/s
Przechylenie $\Phi$	-150,5°	-149,5°
Pochylenie $\Theta$	-6,2°	-6°
Kurs $\Psi$	246,8°	247,2°

### 2.3. Rozbieżności z raportem MAK

W dokumencie sformułowano uwagi dotyczące Raportu MAK:

- przesunięcie czasowe danych zawartych w Raporcie względem zapisów rejestratora MłP-14-5,
- nie wyjaśniono braku w zapisach FDR kluczowych parametrów lotu, co jest niezgodne z wymaganiami ICAO,
- zaniżona w Raporcie MAK wysokość uderzenia w brzozę (5 m). W materiałach Prokuratury (6,5 m),
- brak odniesienia się do niezgodności danych o kursie magnetycznym zarejestrowanym przez FDR, które są niezgodne ze śladami na ziemi,
- niezgodności kąta pochylenia z zapisów FDR ze śladami na ziemi,
- niezgodność podanych w Raporcie MAK współrzędnych GPS brzozy i punktów orientacyjnych z lokalizacją ustaloną na podstawie zdjęć satelitarnych,

- niezgodność liczby alarmów TAWS podanej w Raporcie MAK z wnioskami NTSB,
- brak wyjaśnienia w Raporcie MAK sposobu przeliczania pomiędzy czasem FDR i TAWS/FMS,
- niedokładność pomiarów pozycji punktów orientacyjnych podanych w Raporcie MAK.

Autorzy Raportu NIAR stabelaryzowali dane dotyczące położenia punktów orientacyjnych w oparciu o różne źródła. Widoczne są rozbieżności sięgające 10 metrów.

### **3. Rekonstrukcja zderzenia z brzozą**

Rekonstruując **zderzenie z brzożą** stwierdzono, że brakuje wartości wielu parametrów mających wpływ na przebieg zdarzenia, np. prędkości względem ziemi, prędkości pionowej, prędkości kątowej. Jednocześnie użycie danych z Raportu MAK nie daje poprawnych wyników, które byłyby zgodne ze śladami na ziemi. Dlatego w Raporcie NIAR przyjęto własne założenia pozwalające uzgodnić wyniki obliczeń ze śladami na ziemi. Szczegółowe wyliczenia zawiera Załącznik II. Ich rezultaty przedstawiono w tabelach i na rysunkach. Dane dotyczą:

- prędkości liniowych,
- prędkości kątowych,
- wychylenia sterów,
- parametrów pracy silnika,
- sił aerodynamicznych.

Raport NIAR zawiera wynik analiz dotyczących brzozy. Ustalono wysokość zderzenia na wysokości powyżej 6 m. W obliczeniach wytrzymałościowych zastosowano uproszczony model drzewa przyjmując, że ma ono kształt stożka, którego geometria została zdefiniowana poprzez wysokość i średnice przekroji przy podstawie i na wysokości uderzenia. Model materiału drzewa wykorzystany do analizy LS-DYNA zawiera Załącznik III. Stałe materiałowe zostały uzyskane poprzez badanie próbek drewna w testach rozciągania, ścinania, ściskania i udarności. W obliczeniach wytrzymałościowych zastosowano metodę elementów skończonych. Raport zawiera rysunki pokazujące dyskretyzację modelu drzewa.

Ustalono też model układu skrzydło-drzewo w chwili zderzenia. Obejmuje on wzajemne położenie obu elementów, założenia dotyczące węzłów przyłożenia sił, warunków brzegowych dotyczących mocowania drzewa do podłoża. Raport zawiera rysunki, na których odwzorowano strukturę wewnętrzną skrzydła wraz z jego mechanizacją.

W wyniku obliczeń ustalono **sekwencję czasową niszczenia struktury skrzydła oraz ścięcia brzozy**. Ustalono, że:

- **niszczeniu ulegają dwa dźwigary – przedni i środkowy,**
- **brzoza ulega złamaniu,**
- **tylny dźwigar nie ulega całkowitemu zniszczeniu.**

Jednocześnie stwierdzono, że *„niewielkie zmiany geometrii i materiału brzozy lub obciążenia aerodynamiczne skrzydła mogły wprowadzić dodatkowe siły, które wystarczyłyby do pęknięcia dźwigara nr 3”*.

Proces zderzenia z brzozą jest ilustrowany szeregiem rysunków, które porównano ze zdjęciami.

W raporcie NIAR stwierdzono, że *„Model analizy wykazuje dobrą korelację z uszkodzeniami obserwowanymi na zdjęciach skrzydła po zderzeniu”*. Według autorów potwierdzają to porównania wizualizacji przełomu skrzydła z dostarczonymi zdjęciami. **Autorzy zwracają uwagę na zgodność zawijania się górnego poszycia skrzydła na zewnątrz. Zgodność ta dotyczy też pierwszego zawinięcia poszycia na spodzie.**

W Raporcie wskazano też na niezgodności wyników z dokumentacją fotograficzną. Dotyczą one:

- innego zawijania się poszycia dolnego. Autorzy wskazują na możliwość uszkodzeń szczątków skrzydła podczas transportu i przechowywania. Dlatego zalecają Podkomisji, aby *„zażądała lub przeprowadziła szczegółową analizę powierzchni uszkodzeń dolnej części poszycia w celu potwierdzenia, czy zawinięcie dolnej części poszycia na zewnątrz było spowodowane obciążeniami wynikającymi z uderzenia w drzewo”*,

- innego przebiegu linii pęknięcia na zewnętrznej części lewego skrzydła. Autorzy stwierdzają, że przyczyną mogą być *„niewielkie zmiany orientacji samolotu przed zderzeniem z drzewem lub wyidealizowana geometria drzewa”*,
- braku zakleszczenia się fragmentów poszycia w drzewie, według Raportu NIAR przyczyną są uproszczenia dotyczące modelu drzewa (rozmiar oczek siatki MES i nieuwzględnienie włókien drzewa) oraz ograniczenia symulacyjne metody.

Przyczyną różnic może być też ograniczona dokładność określenia położenia skrzydła w momencie uderzenia, które mogło być w rzeczywistości inne niż przyjęte w obliczeniach.

W Raporcie NIAR pokazano też wyniki symulacji trajektorii odciętej części brzozy. Rekonstrukcja prowadzona była dla momentu zderzenia metodą elementów skończonych (MES), a dla dalszego czasu poprzez rozwiązanie równań ruchu z wykorzystaniem oprogramowania Matlab Simulink. Analiza MES wykazuje dużą zgodność z udokumentowanymi uszkodzeniami drzewa. Natomiast modelowanie ruchu po zderzeniu daje inną orientację odłamanego fragmentu niż w rzeczywistości. Autorzy wyjaśniają to uproszczeniem geometrii drzewa i nieuwzględnieniem efektów aerodynamicznych. Obliczenia są zilustrowane poglądowymi rysunkami.

Na zakończenie analizy zderzenia z brzozą porównano wyniki z Raportem MAK. Stwierdzono, że:

- wysokość uderzenia w brzozę (5 m) jest w Raporcie MAK zaniżona,
- średnica brzozy jest w Raporcie MAK niedoszacowana,
- wbicie w pień fragmentów poszycia jest możliwe,
- złamanie skrzydła przy uderzeniu w brzozę o średnicy pnia 44-45 cm jest realne dla przyjętych warunków uderzenia i danych materiałowych,
- chociaż z obliczeń wynika, że nie dochodzi do pęknięcia tylnego dźwigara, to marginesy bezpieczeństwa są bardzo niskie i *„każde dodatkowe obciążenie aerodynamiczne, lub różnice w materiale/geometrii drzewa, mogły spowodować całkowite pęknięcie końcówki lewego skrzydła”*,
- *„realne jest, aby odpadłe lewe skrzydło, jak to opisano w Raporcie MAK, pokonało odległość 111 m”*.

#### **4. Rekonstrukcja zderzenia z ziemią**

##### **Przeżywalność**

W tej części Raportu NIAR opisano kryteria oceny przeżywalności w wypadku lotniczym. Kryteria te stosowane są w przemyśle lotniczym. Są to:

- utrzymanie odpowiedniej przestrzeni zapewniającej przeżywalność,
- utrzymanie odpowiednich obciążeń podczas wytracania prędkości.

Wskazano warunki, które muszą być spełnione podczas awaryjnego lądowania dotyczące wytracania prędkości podłogi i powstających przeciążeń.

Przyjęte kryteria były podstawą do oceny przeżywalności w oparciu o wyniki symulacji numerycznej fazy uderzenia w ziemię. Raport zawiera zanonimizowane dane dotyczące udokumentowanych obrażeń ciał pasażerów i załogi. Obrażenia te poddano klasyfikacji w skali od 1 do 4 według poziomu uszkodzeń.

Wykonana, w oparciu o przyjęte kryteria, analiza przeżywalności pokazała, że we wszystkich sekcjach samolotu stwierdzono naruszenie przestrzeni pozwalającej przeżyć, szczytowe przyśpieszenia były na poziomie 33-386 g. stwierdzony na miejscu katastrofy rozrzut szczątków ciał w poszczególnych sekcjach jest możliwy. Żadna z osób na pokładzie nie mogła przeżyć katastrofy.

##### **Mapa wrakowiska**

Określono też kryteria oceny miejsca wypadku uwzględniając rozrzut szczątków statku powietrznego. W oparciu o Raport MAK odtworzono szczegółową mapę wrakowiska z identyfikacją szczątków. Wykorzystano też dane dostarczone przez Podkomisję obejmujące:

- rejon szczątków w okolicy brzozy,
- rejon szczątków przed zderzeniem z ziemią,
- rejon szczątków po zderzeniu z ziemią.



Wykorzystano zdjęcia satelitarne i zdjęcia wykonane na miejscu katastrofy oraz dostarczony szkic fragmentacji samolotu.

Raport NIAR wskazuje na różnice pomiędzy położeniem szczątków zawartym w Raporcie MAK oraz dostarczonym przez Podkomisję. Poprzez nałożenie zdjęć stwierdzono znaczne różnice w rozmieszczeniu szczątków, co może świadczyć o ich przesuwaniu.

W Raporcie NIAR omówiono wyniki modelowania uderzenia samolotu w ziemię, w tym proces jego fragmentacji. Ilustrują to kolejne rysunki. Według Raportu opisany sposób fragmentacji kadłuba jest typowy dla warunków awaryjnego lądowania. Stwierdzono, że modelowanie nie uwzględniało zderzeń samolotu z drzewami i krzewami, które mogły spowodować inny ruch fragmentów samolotu i inne uszkodzenia. Stwierdzono, że cała przestrzeń dająca możliwość przeżycia została naruszona.

Ten zakres symulacji ilustrują liczne rysunki. W raporcie jest też informacja, że *„Więcej informacji szczegółowych na temat kinematyki zderzenia można znaleźć w filmach zawartych w pakiecie prezentacji końcowej przekazanej wraz z niniejszym raportem”*.

W Raporcie NIAR podano wyniki obliczeń dotyczące śladów na ziemi, które porównano z danymi z miejsca wypadku zawartymi w Raporcie MAK. Widoczna jest dobra zgodność długości bruzd wykonanych przez lewe skrzydło i statecznik.

### **Drzwi 823**

Punktem krytycznym analizy katastrofy były drzwi 823. Przyczyną było ich osadzenie w ziemi. W symulacji nie uzyskano ich wbicia w grunt, co stwierdzono na miejscu katastrofy. Jednak po obliczeniu ich kinematyki oraz ocenie obciążeń wywieranych na nie ze strony kadłuba zauważono, że wywierana siła jest wielokrotnie większa od siły potrzebnej do wciśnięcia drzwi w grunt. Stwierdzono, że *„osadzenie drzwi nr 823 w gruncie jest wykonalne”*, zaś uzyskane w symulacji uszkodzenie drzwi są zgodne z uszkodzeniami zaobserwowanymi w rzeczywistości. Obliczenia dotyczące deformacji drzwi ilustrują rysunki.

### **Wnioski z rekonstrukcji zderzenia z ziemią**

NIAR stwierdził, że:

- przez pierwsze 400 ms sekwencji zderzenia z ziemią, uszkodzenia obserwowane w modelu numerycznym kadłuba Tu-154M oddają ogólne mechanizmy zniszczenia oczekiwane dla tego typu warunków zderzenia, tj. zapadnięcie się przestrzeni wewnętrznej kadłuba i pęknięcia kadłuba na połączeniu ze skrzydłami i przy przegrodzie ciśnieniowej. Wejście samolotu w kontakt z drzewami i krzewami może spowodować zmianę toru kinematycznego i uszkodzenie konstrukcji samolotu po upływie 300 ms. Każde zderzenie z drzewami zwiększa fragmentację konstrukcji kabiny w przedniej części kadłuba i odpowiednio, powoduje większe rozczłonkowanie ciał pasażerów,
- symulacja pozwoliła ustalić długość i głębokość śladów na ziemi, które powstały w wyniku kontaktu z lewym skrzydłem i statecznikiem,
- model numeryczny wskazuje na mniejszą fragmentację w przedniej części kadłuba (Sekcje 1 i 2). Natomiast w rzeczywistości doszło do dużo poważniejszej fragmentacji. Drzewa, krzewy i inne przeszkody terenowe nie zostały uwzględnione w modelu ze względu na brak informacji i mogą wprowadzać większą fragmentację w modelu numerycznym,
- symulacja rekonstrukcji wypadku wykazała rozległe fragmentacje w strukturze środkowej kadłuba (sekcje 3 i 4 kadłuba Tu-154M), co jest zgodne z danymi dostarczonymi przez Podkomisję,
- dla czasu symulacji równego 1035 ms, uzyskano otwarcie sekcji nr 5, co nie odpowiada rzeczywistej dokumentacji wraku. Ta rozbieżność jest najprawdopodobniej spowodowana kolejnymi uderzeniami w drzewa i inne przeszkody w miejscu katastrofy;
- obciążenia opóźniające (pionowe) podłogi kabiny zaobserwowane w modelu numerycznym spowodowały uszkodzenia siedzeń lub mocowań siedzeń, zanim objętość przeżywalna każdej sekcji została naruszona. Uzyskane w symulacjach uszkodzenia foteli odpowiadają udokumentowanym przez prokuraturę uszkodzeniom rzeczywistym,

- drzwi 823 nie zostały wbite w ziemię w czasie symulacji ze względu na większe cząsteczki gruntu (0,2 m na 0,2 m na 0,33 m). Kinematyka i analiza drzwi 823 pokazują, że obciążenia bezwładnościowe statku powietrznego mogą wcisnąć drzwi w ziemię, gdy tylko oderwą się od kadłuba,
- ponieważ przednia część kadłuba przyjęła na siebie pierwsze uderzenie, to tylna część kadłuba (Sekcja 5 i 6) uległa mniej poważnej fragmentacji z wyraźnie zarysowanymi liniami złamań. W środkowej części kadłuba znajdują się duże otwory. Otwory te wystąpiły również w rzeczywistym wypadku, aczkolwiek ich rozmiary były większe,
- inne rozbieżności w modelu numerycznym dotyczą statecznika pionowego i statecznika poziomego. Statecznik poziomy oderwał się od pionowego, natomiast statecznik pionowy pozostał przede wszystkim przymocowany do Sekcji 6. Reakcja Sekcji 6 i statecznika pionowego może być przypisana kilku przyczynom, w ramach których przyjęto pewne uproszczenia w geometrii i połączeniach ze względu na brak szczegółowych informacji oraz przyjęto założenia dotyczące właściwości materiałowych zmontowanych bądź połączonych ze sobą części,
- symulacje przekraczające czas 1035 ms można wykonywać pod warunkiem, że zostaną dostarczone szczegółowe informacje o miejscu wypadku, które obejmują lokalizację, rozmiar, geometrię i właściwości materiałowe wszystkich drzew, nasypów, krzewów i skład gleby. Aby ta dalsza analiza była miarodajna, informacje te są wymagane dla wszystkich obiektów na ścieżce wraku samolotu.

## **5. Uwagi dotyczące raportu NIAR**

1. Modelowanie trajektorii, zderzenia z brzozą i zderzenia z ziemią zostały wykonane w sposób właściwy z wykorzystaniem nowoczesnych metod i narzędzi symulacyjnych.
2. Przedstawiony materiał świadczy o wysokich kompetencjach zespołu realizującego badania.
3. Metodologie i zakres badań przedstawiono w sposób jasny i czytelny.
4. Zespół realizujący badania klarownie przedstawił ograniczenia dotyczące wiarygodności danych wejściowych do modelowania.

5. Czytelnie wyjaśniono powody różnic pomiędzy otrzymanymi wynikami i danymi dotyczącymi katastrofy.

#### **6. Informacje o realizacji badań przez NIAR i przyjęciu raportu NIAR przez Podkomisję**

Informacje o reakcji Podkomisji na raport NIAR można znaleźć w korespondencji pomiędzy obiema stronami oraz w „zdaniach odrębnych” Zespołu Lotniczo-Nawigacyjnego Podkomisji. Korespondencja została szerzej opisana w rozdziale 4.3, zaś „zdania odrębne” w rozdziale 4.4.

Ze „zdań odrębnych” wynika, że Podkomisja wielokrotnie przekazywała NIAR fałszywe dane np. wartość prędkości pionowej. Powodowało to, że wyniki symulacji prowadzonych przez NIAR były błędne. Wyniki te były następnie przedstawiane publicznie przez Przewodniczącego Podkomisji na poparcie stawianych hipotez o wybuchach na pokładzie samolotu. Ostatecznie NIAR wykorzystał do obliczeń zderzenia z ziemią wartość prędkości pionowej 17 m/s, którą otrzymał w wyniku odtworzenia trajektorii niskiej samolotu.

Podkomisja nie przyjęła raportu NIAR zalecając dokonanie w nim zmian uwzględniających opracowanie Kazimierza NOWACZYKA. NIAR nie uwzględnił tego żądania co doprowadziło do zerwania współpracy przez Podkomisję. Formalnym powodem było zatrzymanie symulacji NIAR dla czasu 1035 milisekundy, przed zatrzymaniem się szczątków samolotu na wrakowisku. NIAR argumentował przerwanie obliczeń ich nieracjonalnością z powodu braku możliwości odtworzenia w modelu symulacyjnym wszystkich przeszkód terenowych. Podkomisja nie przyjmowała tego wyjaśnienia i żądała prowadzenia obliczeń aż do całkowitego wyhamowania szczątków samolotu. Zwracała też uwagę na zawarte w e-mailach pracownika NIAR Luisa GOMEZA informacje o zatrzymaniu się obliczeń bez możliwości ich wznowienia. Ostatecznie Podkomisja zarzuciła NIAR brak profesjonalizmu i działanie nieetyczne.

Strona celowo pusta



**ANALIZA ZAŁĄCZNIKÓW DO RAPORTU NIAR NR POL-005: REKONSTRUKCJA WYPADKU  
STATKU POWIETRZNEGO Tu-154M O NUMERZE BOCZNYM 101**

**ZAŁĄCZNIK I**

**Tu-154M 101 Accident Reconstruction – Aircraft CAD, FEA, CFD, Reverse Engineering  
Process, and Documentation**

Gerardo OLIVARES Ph. D NIAR AVET Laboratories 20.01.2021

**Przegląd treści**

W załączniku I opisano proces generowania modeli CAD, FEA i CFD, które wykorzystano w procesie rekonstrukcji wypadku samolotu Tu-154M. Modele te stworzono stosując tzw. Inżynierię odwrotną. Na bazie dostarczonej dokumentacji technicznej i obsługowej samolotu oraz pomiarów wykonanych na samolocie Tu-154M nr 102 opracowano model CAD 3D przy użyciu metody elementów skończonych. W celu określenia właściwości wytrzymałościowych materiałów, z samolotu Tu-154M nr 102 pobrano próbki do badań laboratoryjnych.

Załącznik I zawiera krótki opis historii lotu samolotu zakończonego katastrofą. Elementem tej historii jest uderzenie skrzydłem w brzozę oraz rozbicie się w efekcie uderzenia w ziemię. Historia nie zawiera opisu zdarzeń polegających na wybuchach na pokładzie. Samolot uderzył w ziemię w pozycji odwróconej co spowodowało fragmentację szczątków. Fragmenty samolotu nie nosiły śladów spaleniowych. Uderzenie spowodowało przyspieszenia przekraczające 100 g, które z łatwością zabiły wszystkie osoby znajdujące się na pokładzie.

Do przeprowadzenia analizy rekonstrukcji katastrofy samolotu potrzebne były szczegółowe modele CAD, MES i CFD Tu-154M nr 101. Ze względu na niedostępność rysunków technicznych NIAR zdefiniował proces inżynierii odwrotnej w celu stworzenia reprezentatywnego modelu CAD 3D samolotu. Dyspozycyjność i dostępność samolotu Tu-154M nr 102 w Polsce pozwoliła zespołom NIAR, WAT i Podkomisji na przeprowadzenie zaawansowanych metod skanowania 3D oraz szczegółowych pomiarów ręcznych w celu opracowania dokładnego modelu samolotu Tu-154M.

Model CAD samolotu składa się z 12 sekcji obejmujących: sześć sekcji kadłuba, sekcję skrzydeł, sekcje usterzenia poziomego i pionowego, sekcję silników, sekcję podwozia i sekcję wnętrza.

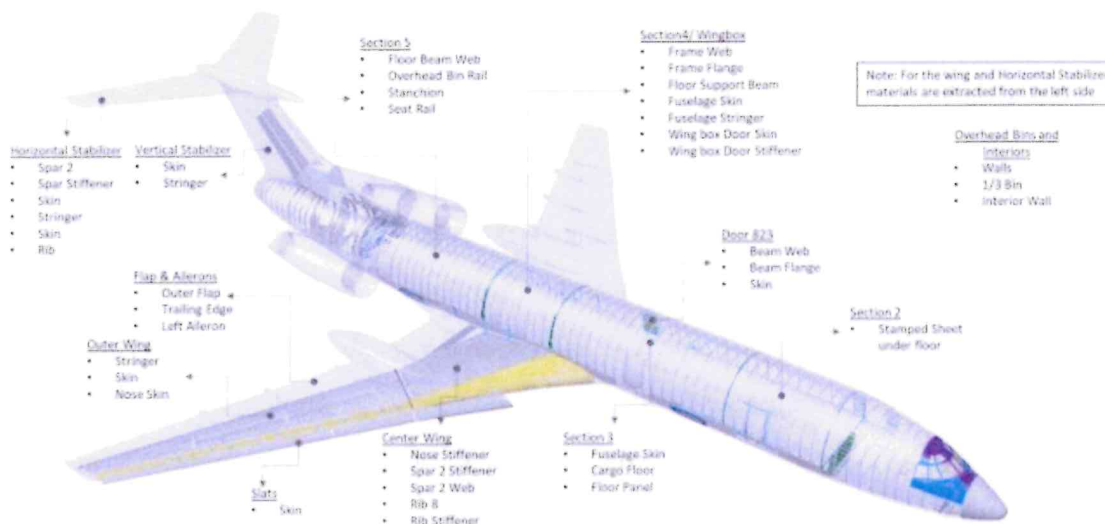
Skanowanie powierzchni zewnętrznej samolotu wykonał WAT jeszcze przed rozpoczęciem prac przez NIAR. Wyniki tych pomiarów zostały udostępnione NIAR. WAT wykonał również dodatkowe skanowanie elementów wnętrza skrzydła. Dodatkowe skanowanie zostało przeprowadzone przez członków zespołu inżynierii odwrotnej Podkomisji. W lutym 2018 r. i marcu 2019 r. w pomiarach uczestniczyli przedstawiciele NIAR. Również przedstawiciele Podkomisji wycinali próbki materiałów konstrukcyjnych samolotu, które były przekazywane do NIAR w celu określenia charakterystyk wytrzymałościowych. Masy elementów samolotu oraz rozkład mas określono na podstawie instrukcji technicznych oraz danych dostarczonych przez Podkomisję czyniąc też dodatkowe założenia upraszczające np. uznając układ pasażer-fotel za masę skupioną.

Szczegółowe modele CAD 3D zostały stworzone tylko dla głównych elementów konstrukcyjnych. Elementy systemów, takie jak okablowanie, izolacja, zbiorniki, zbiorniki ciśnieniowe, zawory, hydraulika i siłowniki, nie były modelowane w 3D. Były to elementy masy przymocowane do odpowiednich lokalizacji konstrukcji samolotu. Łączniki również nie były modelowane w 3D i były reprezentowane za pomocą punktów i elementów jednowymiarowych.

Tworząc siatkę MES ważne było, aby kontrolować rozmiar elementów skończonych w celu ograniczenia całkowitej liczby elementów modelu. Ponadto krok czasowy obliczeń jest również funkcją rozmiaru elementu. Z tego powodu rozmiar elementu siatki (długość) musiał być ściśle monitorowany. W związku z tym zdecydowano się na zachowanie minimalnej długości elementu, która wynosiła 5 mm. Założono, że elementy złączne wykonane są z typowych stopów aluminium i stali, których właściwości zawierają wskazane przez NIAR katalogi.

W załączniku I stwierdzono, że niemożliwe było uzyskanie katalogowych danych materiałów konstrukcyjnych. Dlatego pobrano 85 próbek z różnych miejsc samolotu nr 102. Poddano je testom laboratoryjnym. Miejsca niszczone w celu pobrania próbek ilustruje rysunek 2.64 zamieszczony w załączniku. Załącznik zawiera też przykładowe wyniki testów wytrzymałościowych. Opisano sposób uwzględnienia danych materiałowych w modelu MES

samolotu. Szczegółowo omówiono modelowanie siedzeń pasażerów i ich mocowania w samolocie. Zdemontowane z samolotu nr 102 dwa zespoły siedzeń były poddane testom laboratoryjnym w NIAR.



*Rys. 4.1. Miejsca, z których wycinano próbki*

Efektorem prac NIAR był pełny model MES samolotu. Jego globalne parametry (średnia ciężar aerodynamiczna, położenie środka masy, masa) porównano z danymi rzeczywistego samolotu. Dokonano weryfikacji integralności elementów składowych modelu na podstawie badań fizycznych, np. zrzutu segmentu kadłuba na podłoże. Uwzględniono dane dotyczące innych wypadków lotniczych.

Model CAD samolotu, odtwarzający jego kształt, umożliwił NIAR przeprowadzenie obliczeń aerodynamicznych, które porównano z wynikami badań przeprowadzonych w Instytucie Lotnictwa w tunelach aerodynamicznych. Dotyczyły one różnych konfiguracji samolotu. Załącznik zawiera takie porównania.

### **Podsumowanie**

W wyniku prac NIAR powstał model CAD samolotu, który stanowił podstawę do utworzenia:

- modelu MES – do analiz wytrzymałościowych,

- modelu CFD – do obliczeń charakterystyk aerodynamicznych.

## **ZAŁĄCZNIK II**

### **Tu-154M 101 Accident Reconstruction – Trajectory Analysis**

Gerardo OLIVARES Ph. D NIAR AVET Laboratories 20.01.2021

#### **Przegląd treści**

W załączniku II pokazano analizę trajektorii samolotu Tu-154M nr 101 w ostatniej fazie lotu. Do jej odtworzenia wykorzystano dane FDR, TAWS i FMS oraz niektóre ustalenia opublikowane w raportach MAK i KBWL LP. *„Fizyczne punkty orientacyjne na torze lotu samolotu Tu-154M składają się głównie z uszkodzonych drzew, uszkodzonej linii energetycznej i śladów na ziemi powstałych w wyniku pierwszego kontaktu samolotu z ziemią”*. Przyjęto, że odtworzona trajektoria jest zgodna z rzeczywistością jeżeli przebiega w odległości nie większej niż 5 metrów od punktów orientacyjnych TAWS/FMS.

Zgodnie z raportem *„Trajektoria badanego samolotu (historia i pozycja 3D) została obliczona przez całkowanie przyspieszeń środka masy samolotu, które dały odpowiednie prędkości i odległości. Przyspieszenia pionowe i poprzeczne były rejestrowane przez FDR. Przyspieszenie wzdłużne oszacowano na podstawie szybkości zmiany prędkości lotu, ponieważ parametr ten nie jest podawany przez FDR”*.

Całkowanie przyspieszeń oznacza, że **nie obliczano sił aerodynamicznych**. Konieczne do obliczenia trajektorii kąty określające przestrzenne położenie samolotu (pochylenie, przechylenie i odchylenie) rekonstruowano na podstawie raportu KBWL LP<sup>358</sup>. *„Zarówno w przypadku trajektorii niskiej, jak i wysokiej, rekonstrukcję przeprowadza się w taki sposób, aby orientacja statku powietrznego przy początkowym uderzeniu w ziemię odpowiadała w przybliżeniu orientacji deklarowanej w załączniku 4 do raportu KBWL LP”*.

Analiza zapisów wykazała, że *„Nie jest możliwe precyzyjne określenie dokładnego czasu uderzenia w brzozę Bodina wyłącznie na podstawie danych dostępnych z zapisów FDR*

---

<sup>358</sup> W aneksie nie wyjaśniono różnicy kątów widocznej na rysunkach 5.21, 5.22 i 5.23.

i TAWS/FMS. Zakres czasu uderzenia w brzozę Bodina został określony na podstawie czasu deklarowanego w raporcie MAK”.

„Na podstawie wyboru warunków początkowych zdefiniowano dwie trajektorie – **trajektorię niską i trajektorię wysoką**. Trajektorie lotu samolotu Tu-154M nr 101 jest rekonstruowana przez około ostatnie 60 sekund jego lotu. Punkt początkowy trajektorii zbiega się w przybliżeniu ze zdarzeniem TAWS 34 w czasie”.

„**Niska trajektoria** zakłada, że statek powietrzny uderza w brzozę na znanej wysokości i w znanym miejscu. Punkt końcowy trajektorii zbiega się z pierwszym uderzeniem samolotu w ziemię.” Samolot w momencie uderzenia ma kąt pochylenia  $\sim 6^\circ$ . Dla niskiej trajektorii samolot ma prędkość pionową  $\sim 17$  m/s i prędkość względem ziemi  $\sim 79$  m/s przy początkowym zderzeniu z ziemią.

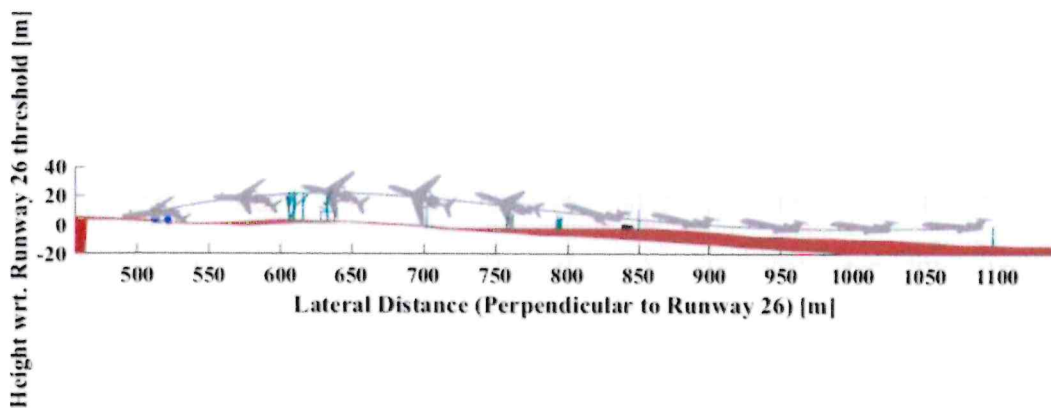
„**Wysoka trajektoria** zakłada, że statek powietrzny przelatuje przez wysokość odpowiadającą wysokości barometrycznej TAWS 38 i przez lokalizację odpowiadającą współrzędnym GPS TAWS 38. Punkt końcowy trajektorii zbiega się z pierwszym uderzeniem samolotu w ziemię”. Samolot w momencie uderzenia ma kąt pochylenia  $\sim 6^\circ$ . Dla wysokiej trajektorii samolot ma prędkość pionową  $\sim 25$  m/s i prędkość względem ziemi  $\sim 79$  m/s przy początkowym zderzeniu z ziemią.

Na podstawie wyników obliczeń niskiej trajektorii dokonano kolejnych obserwacji w momencie zderzenia z brzożą. Ustalono konfigurację przestrzenną samolotu i jego prędkość w chwili uderzenia w brzożę. NIAR stwierdził, że:

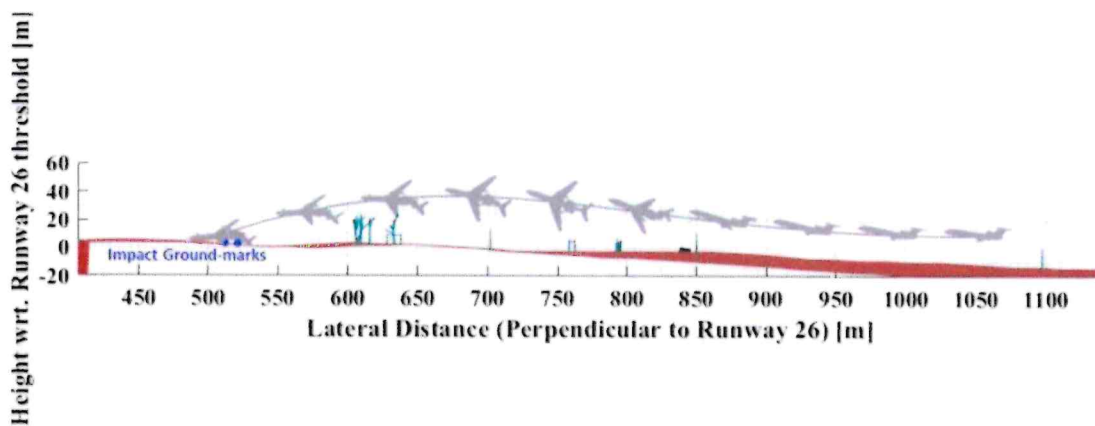
- „**W przypadku niskiej trajektorii zaobserwowano, że samolot uderza (z dokładnością do 5 m) we wszystkie punkty orientacyjne, które na dostępnych zdjęciach zostały uszkodzone na miejscu wypadku**”,
- „**W przypadku wysokiej trajektorii zaobserwowano, że samolot nie uderza (z dokładnością do 5 m) w żaden z punktów orientacyjnych, które zostały uszkodzone na trasie lotu na podstawie dostępnych zdjęć**”,
- Zarówno dla niskiej, jak i wysokiej trajektorii uzyskano podobny rozkład śladów naziemnych uderzenia.



Trajektorię niską i wysoką pokazują rysunki 2 i 3 zamieszczone w załączniku II. Na rysunkach zaznaczono drzewa, nad którymi przelatywał samolot.



Rys. 4.2. Trajektoria niska (Raport NIAR)



Rys. 4.3. Trajektoria wysoka (Raport NIAR)

Dane dotyczące prędkości pionowej nie są dostępne w FDR. Profil prędkości pionowej obliczony na podstawie trajektorii niskiej jest zgodny z odpowiednimi wartościami TAWS 34–37 i wartościami FMS2 w zakresie 2 m/s. Prędkość pionowa uzyskana z rekonstrukcji trajektorii jest:

- dla trajektorii niskiej o  $\sim 5$  m/s większa w porównaniu z odpowiednią wartością TAWS 38 i odpowiednią wartością FMS2,
- dla trajektorii wysokiej o  $\sim 5$  m/s większa w porównaniu z odpowiednią wartością TAWS 38 i  $\sim 7$  m/s większa w porównaniu z odpowiednią wartością FMS2.

W przypadku trajektorii wysokiej przebiega ona znacznie powyżej wszystkich śladów naziemnych, które powstały w trakcie katastrofy.

#### **Podsumowanie**

**Trajektoria niska, obejmująca uderzenie w brzozę, odwzorowuje wszystkie ślady naziemne.**

**Trajektoria wysoka nie generuje powstania tych śladów poza śladem uderzenia w ziemię.**

### **ZAŁĄCZNIK III**

#### **Tu-154M 101 Accident Reconstruction – Bodin Birch Tree Impact Reconstruction**

Gerardo OLIVARES Ph. D NIAR AVET Laboratories 20.01.2021

#### **Przegląd treści**

W załączniku III opisano proces rekonstrukcji uderzenia skrzydła w brzozę. Celem było sprawdzenie czy uderzenie skrzydłem w brzozę mogło spowodować zniszczenia odnotowane w raporcie MAK.

Załącznik zawiera krótki opis historii lotu samolotu zakończony katastrofą analogiczny do opisu zawartego w załączniku I.

Aby osiągnąć cel badań, których dotyczy załącznik III:

- określono warunki zderzenia z brzożą uzyskane podczas symulacji trajektorii niskiej (załącznik II),
- opracowano szczegółowy model CAD i MES skrzydła,
- określono dane materiałowe brzoży,
- przeprowadzono symulację numeryczną zderzenia,
- porównano wyniki symulacji z danymi uzyskanymi z Raportu MAK i od Podkomisji.

Dane materiałowe brzoży wyznaczono przeprowadzając szereg eksperymentów opisanych w załączniku. Obejmowały one statyczne i dynamiczne testy wytrzymałościowe wielu próbek drewna brzoży (wytrzymałość na: rozciąganie, ściskanie, ścinanie, zginanie, udarność). Wyniki uwzględniono w obliczeniach numerycznych LS-DYNA. Model numeryczny brzoży został poddany walidacji poprzez porównanie wyników obliczeń m.in. z danymi eksperymentalnymi dotyczącymi testów zginania i testów uderzeniowych.

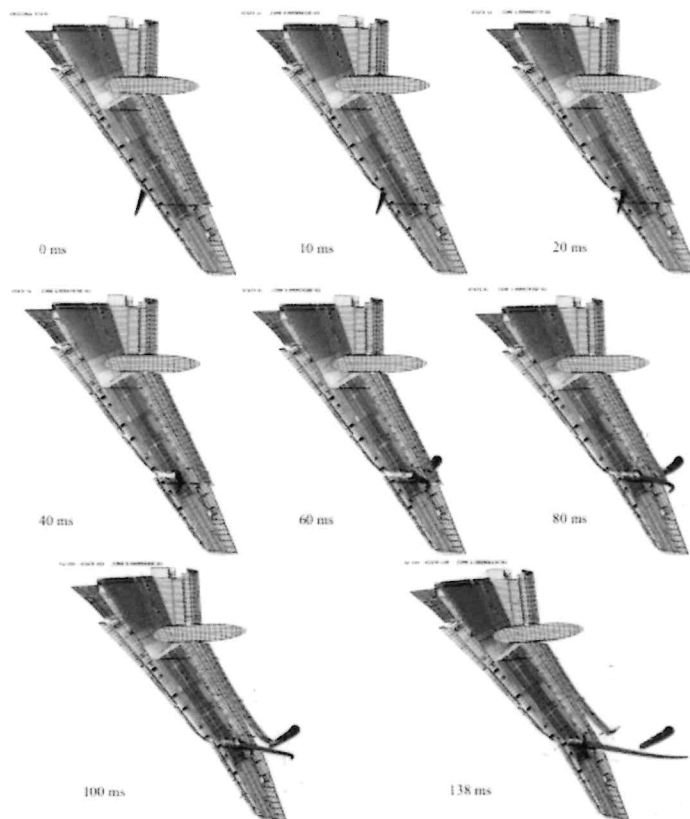
Proces tworzenia modeli CAD oraz MES i CFD skrzydła opisano w załączniku I. Zostały one utworzone w oparciu o pomiary geometrii samolotu oraz laboratoryjne pomiary właściwości wytrzymałościowych próbek materiałów konstrukcyjnych pobranych z samolotu nr 102.

Załącznik III zawiera również wyniki symulacji zderzenia skrzydła z brzozą (trajektoria niska). W obliczeniach uwzględniono obciążenia aerodynamiczne skrzydła. Charakterystyki aerodynamiczne uzyskano z obliczeń CFD, które porównano z wynikami badań w tunelu aerodynamicznym. Wynik symulacji pokazuje, że:

- drzewo zostaje przecięte przez skrzydło,
- zniszczone zostają dwa przednie dźwigary skrzydła,
- trzeci, tylny dźwigar nie zostaje całkowicie uszkodzony (przecięty).

Jednocześnie w załączniku stwierdzono, że **„Niewielkie zmiany w geometrii i materiale brzozy lub obciążenia aerodynamiczne skrzydła mogą wprowadzić dodatkowe siły, które byłyby wystarczające do uszkodzenia dźwigara 3”**. Podany przez NIAR margines bezpieczeństwa tego dźwigara wynosi 0,08. Oznacza to, że *„integralność strukturalna (...) jest już zagrożona, a dalsze obciążenie (...) spowodowałoby awarię”*.



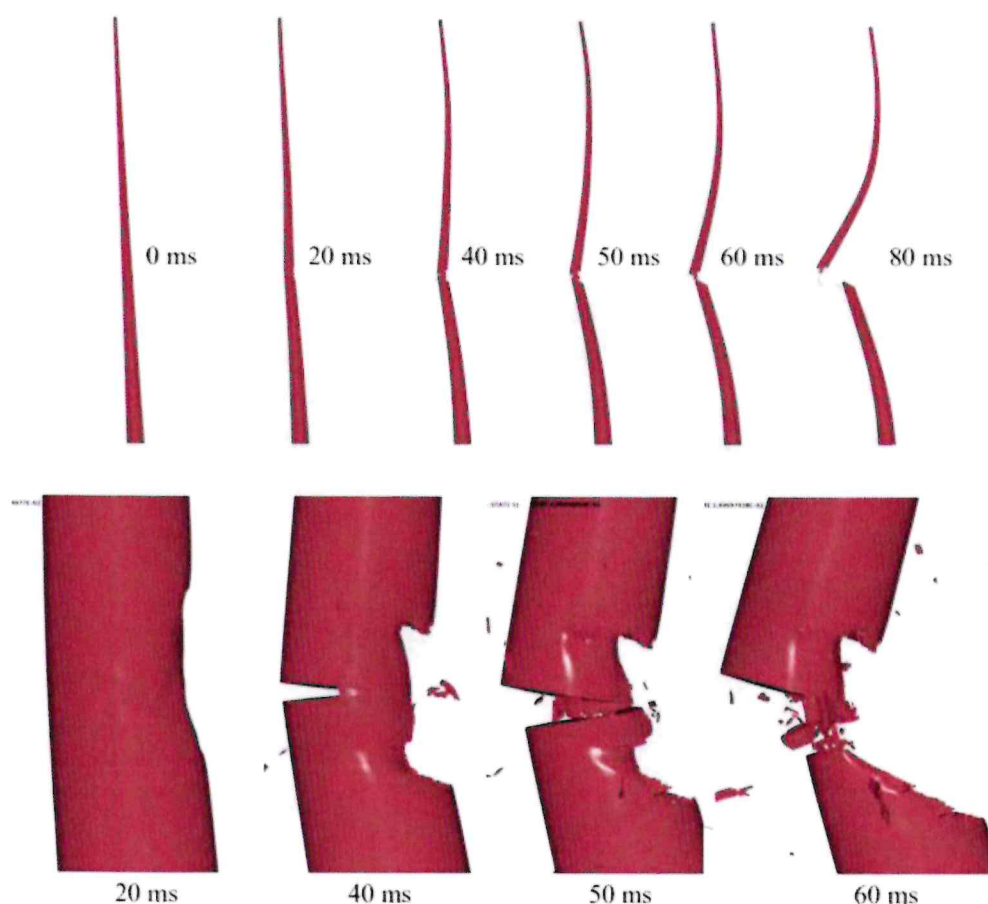


Rys. 4.4. Niszczenie skrzydła (Raport NIAR)

Model obliczeniowy wykazuje dobrą korelację z uszkodzeniami obserwowanymi na zdjęciach skrzydeł po zderzeniu. Dotyczy to wygięcia poszycia na zewnątrz górnej powierzchni skrzydła. Natomiast występuje różnica w zagięciu dolnej powierzchni. Występują też rozbieżności rzeczywistej i obliczonej linii pęknięcia skrzydła. NIAR wyjaśnia to różnicami, które wynikają z przyjętej do obliczeń orientacji samolotu oraz wyidealizowanej geometrii drzewa.

Symulacja nie wykazała też wbicia się elementów skrzydła w pień brzozy, choć w rzeczywistości po katastrofie zidentyfikowano wbite w pień elementy samolotu. NIAR wyjaśnia to:

- rozmiarami elementów MES oraz parametrami ich erozji w modelu drzewa,
- nieuwzględnieniem jego włóknistej struktury.



Rys. 4.5. Niszczenie pnia brzozy (Raport NIAR)

*„Symulacja pokazuje, że pień drzewa łamie się na dwie główne części, co zaobserwowano na zdjęciach (...). Drzewo dzieli się na dwie części (...). Analiza nie obejmuje wszystkich mechanizmów zniszczenia (takich jak rozszczepianie włókien) drzewa, ponieważ symulacja nie może uchwycić poszczególnych włókien, które definiują strukturę drzewa. Niemniej jednak analiza wykazuje dobrą zgodność z ogólnymi mechanizmami niszczenia drzew”.*

W załączniku III omówiono też trajektorię odciętej, górnej części drzewa. Symulację wykonano rozpatrując ruch przestrzenny górnej części, na którą oddziałuje jedynie siła ciężkości. Pominięto siły aerodynamiczne. Otrzymane finalne położenie różni się od rzeczywistego. NIAR wskazuje na uproszczenia geometrii drzewa oraz na pominięcie efektów aerodynamicznych jako przyczynę różnicy położenia.

## Podsumowanie

Analiza przeprowadzona przez NIAR pokazuje, że dla przyjętych warunków uderzenia i danych materiałowych możliwe jest złamanie skrzydła przy uderzeniu w brzozę o średnicy 44-45 cm. Brzoza zostaje przecięta. Zniszczeniu ulegają dwa dźwigary skrzydła. Trzeci dźwigar nie pęka, ale każde dodatkowe obciążenie aerodynamiczne lub różnice w materiale/geometrii drzewa mogą spowodować całkowite pęknięcie końcówki lewego skrzydła.

## ZAŁĄCZNIK IV

### Tu-154M 101 Accident Reconstruction – Ground Collision

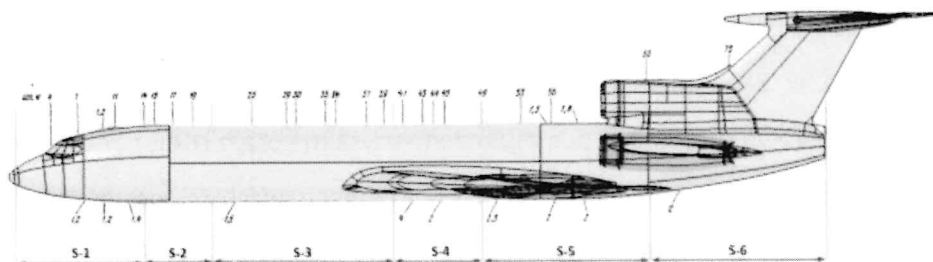
Gerardo OLIVARES Ph. D NIAR AVET Laboratories 20.01.2021

## Przegląd treści

W załączniku IV opisano proces zderzenia się samolotu w pozycji odwróconej z ziemią. Celem było sprawdzenie czy uderzenie w ziemię mogło spowodować zniszczenia odnotowane w raporcie MAK.

Załącznik IV zawiera krótki opis historii lotu samolotu zakończonego katastrofą. Końcowym elementem tej historii jest uderzenie samolotu w ziemię w pozycji odwróconej. Pozycja ta sprzyjała silnej fragmentacji spotęgowanej początkowym uderzeniem dziobu. Powstałe przeciążenie powyżej 100 g spowodowały śmierć wszystkich osób na pokładzie.

Do analiz wykorzystano model CAD/MES samolotu. Samolot został podzielony na 12 sekcji, których niszczenie w czasie katastrofy symulowano. Kadłub był podzielony na 6 sekcji. Załącznik zawiera krótki opis budowy modelu numerycznego, który został opisany dokładniej w załączniku I.



Rys. 4.6. Podział samolotu na sekcje (Raport NIAR)

W załączniku IV stwierdzono, że „*Dokładne odwzorowanie miejsca wypadku ma kluczowe znaczenie dla uchwycenia prawidłowej reakcji modelu rekonstrukcji wypadku. Obejmuje to określenie powierzchni terenu, sztywności/gęstości podłoża i wszelkich obiektów na drodze statku powietrznego*”. Miejsce te zidentyfikowano na podstawie zdjęć satelitarnych oraz zdjęć Google Earth.

Określenie konkretnego rodzaju roślinności i drzew na miejscu wypadku na podstawie zdjęć satelitarnych dostarczonych przez Podkomisję było bardzo trudne. W związku z tym NIAR wstępnie przeprowadził i ocenił scenariusze kolizji z ziemią do 385 ms. Po zapoznaniu się ze wstępnymi wynikami i projektem raportu, Podkomisja zażądała przeprowadzenia symulacji zderzenia obejmujący 1 sekundę lotu. Wyniki symulacji fragmentacji po początkowych 385 ms okazały się trudne do porównania z rzeczywistą dokumentacją szczątków. W szczególności dotyczy to sekcji 1 i 2 (obejmują nos i przednią część kadłuba), które musiałyby zderzać się z kolejnymi drzewami.

Zbudowano model numeryczny gruntu dyskretyzując powierzchnię czworokątami o wymiarach 0,2 m na 0,2 m. Uwzględniono właściwości mechaniczne różnych warstwy gleby. Ze względu na wydajność obliczeniową przyjęto, że element gleby ma wymiary 0,2 m x 0,2 m x 0,333 m. Odwzorowanie powierzchni nie obejmowało obecności drzew, krzewów, skał i innych przeszkód, ponieważ dane ich dotyczące nie były dostępne. Obszar wrakowiska został podzielony na elementy o wymiarach 10 x 10 metrów.

Zasadniczą część załącznika poświęcono ocenie prawdopodobieństwa przeżycia w poszczególnych sekcjach kadłuba. Podstawę stanowiły: – obliczona w symulacjach pozostała po katastrofie objętość sekcji, – wyliczone przeciążenia. Wyniki dotyczące wszystkich sekcji wykazały, że nie było możliwe przeżycie katastrofy.

Jak stwierdzono w Załączniku 4 na stronie 98 symulując uderzenie w ziemię warunki początkowe i brzegowe ustalono w oparciu o dane uzyskane przez NIAR podczas odtwarzania trajektorii niskiej. W szczególności przyjęto następujące wartości prędkości: - prędkość względem ziemi 79 m/s, - prędkość pionowa 17 m/s. W wyniku symulacji kadłub rozpadł się na cztery części. „*Ten rodzaj fragmentacji kadłuba jest typowy dla warunków awaryjnego*

*ładowania. Kadłub ma tendencję do pęknięcia w miejscach, w których następuje znaczna zmiana sztywności strukturalnej”.*

W załączniku IV omówiono też fragmentację samolotu i rozrzut szczątków. NIAR wskazuje na występujące podobieństwa i różnice wyników symulacji i danych dotyczących wrakowiska. Wielokrotnie wyjaśniono, że „... **drzewa w miejscu uderzenia nie były modelowane w analizie, ponieważ dane dotyczące ich lokalizacji, wielkości, rodzaju itp. nie były dostępne. Kontakt z tymi drzewami i krzewami może skutkować inną ścieżką kinematyczną i uszkodzeniem konstrukcji**”. „Uszkodzenia zaobserwowane w modelu analitycznym mogłyby być bardziej reprezentatywne, gdyby dostępne były dane dotyczące rzeczywistych drzew, krzewów i innych przeszkód w terenie (...) późniejsze uderzenia w drzewa lub przedmioty w miejscu wypadku jeszcze bardziej rozdrobniłyby ciała i konstrukcję (...)”.

Istotny fragment załącznika dotyczy **drzwi 823**. Drzwi te zostały wbite pionowo w grunt. Symulacja nie dała takiego wyniku. Jednak NIAR stwierdza, że: „Na podstawie analizy badania drzwi (...) do wepchnięcia drzwi w glebę po wstępnej penetracji wymagane było średnie obciążenie rozłożone wynoszące 25 000 funtów (111 205 N). Szacowana maksymalna siła pionowa wywierana przez samolot wynosiła 69 209 funtów (307 870 N), co z łatwością przekraczało wymagane 25 000 funtów. Jest to zgodne z tym, że drzwi są wbijane w ziemię z powodu obciążeń bezwładnościowych przenoszonych w wyniku kontaktu z ościeżnicą. Do uchwycenia tej penetracji potrzebny byłby bardzo szczegółowy model gleby. **Symulacja pokazuje jednak, że możliwe jest osadzenie drzwi 823 w glebie**”. NIAR wskazuje, że należałoby użyć siatki MES gleby o mniejszych rozmiarach elementów.

Brak dokładnych danych o przeszkodach terenowych, w które uderzał samolot spowodowało, że pierwotnie NIAR zakończył symulację dla czasu 0,385 sekundy. Na żądanie Podkomisji czas symulacyjny przedłużono do około 1 sekundy. Jednak wyniki dla tego czasu są czysto hipotetyczne. Dla końcowego czasu symulacji elementy samolotu nadal przemieszczają się ze znaczną prędkością.

## **Podsumowanie**

Analiza przeprowadzona przez NIAR pokazuje znaczną fragmentację samolotu i brak możliwości przeżycia katastrofy. Różnice we fragmentacji NIAR wyjaśnia nieuwzględnieniem przeszkód terenowych (drzew). Możliwy jest też wpływ uproszczeń modelu MES samolotu oraz niedokładności danych materiałowych. Ważny wynik symulacji dotyczy drzwi 823. W symulacji zachowały się one inaczej niż w rzeczywistości – nie wbiły się w ziemię. NIAR stwierdza jednak, że zastosowanie dokładniejszego modelu MES gruntu dałoby wynik zgodny z rzeczywistością. Potwierdzają to szacunki NIAR dotyczące sił potrzebnych do pionowego wbicia drzwi.

**ANALIZA RAPORTU Z PROJEKTU LARE**  
**REALIZOWANEGO PRZEZ WOJSKOWĄ AKADEMIĘ TECHNICZNĄ**

**1. DANE OGÓLNE**

Projekt „Opracowanie technologii odtwarzania geometrii zewnętrznej i struktury wewnętrznej dużych samolotów na potrzeby budowy modeli numerycznych kryptonim LARE” realizowany był w oparciu o umowę o wykonanie badania naukowego nr 540/2017/DA z dnia 29.12.2017 r.

Stronami umowy był: Skarb Państwa – Minister Obrony Narodowej reprezentowany przez płk. Roberta KUROWSKIEGO Dyrektora Departamentu Nauki i Szkolnictwa Wojskowego (DNiSzW) oraz Wykonawcy Konsorcjum, w którego skład weszły następujące instytucje: Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Lotnictwa, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych.

Udział WAT był wiodący i obejmował prace merytoryczne oraz koordynację prac pozostałych wykonawców. Udział Instytutu Lotnictwa polegał na wykonaniu badań modeli samolotu Tu-154M w tunelu aerodynamicznym, zaś Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych wykonał badania w locie modelu samolotu.

**Kierownik badań naukowych** – prof. dr hab. inż. Aleksander OLEJNIK, tel.:+48 261 839 046, e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl,

**Termin realizacji projektu:** od 29.12.2017 r. do 31.10.2019 r.,

**Cena umowna brutto:** 4 400 000,00 zł.

**Osoby upoważnione do kontaktów:**

- ze strony Zleceniodawcy: 1. prof. Wiesław BINIENDA (Podkomisja ds. Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego, 2. Ppłk Michał LUDAS (DNiSzW),
- ze strony Wykonawcy: prof. Aleksander OLEJNIK (WAT).

## **2. GENEZA I CEL PROJEKTU:**

### **Geneza projektu**

Projekt LARE został uruchomiony z inicjatywy WAT, z którą wystąpił zespół prof. OLEJNIKA (wniosek o realizację badań naukowych finansowanych z budżetu MON). Początkowo projekt był uzasadniony pilną potrzebą wsparcia prac Podkomisji oraz wsparciem eksploatacji dużych statków powietrznych C-295M CASA oraz C-130 Hercules.

Podczas przeprowadzonego opiniowania wniosku Dowództwo Generalne Rodzajów Sił Zbrojnych (gen. bryg. pil. Tomasz DREWNIAK) zakwestionowało potrzebę uruchomienia projektu w zakresie wsparcia eksploatowanych w Siłach Powietrznych samolotów. Jednocześnie stwierdziło, że zasadność uruchomienia projektu powinna zależeć od stanowiska Głównego Inżyniera Sił Powietrznych pełniącego rolę COL (Centralny Organ Logistyczny). Opinia Głównego Inżyniera (20.10.2016 r.) wskazywała na brak konieczności i potrzeby uruchamiania wnioskowanej pracy. Stwierdzono, że proponowana „nowa” technologia istnieje i jest z powodzeniem stosowana w bieżącej działalności koordynowanej przez Szefostwo Techniki Lotniczej Inspektoratu Wsparcia Sił Zbrojnych.

### **Cel główny projektu**

Celem głównym projektu było „Opracowanie technologii odtwarzania geometrii zewnętrznej i struktury wewnętrznej dużych samolotów na potrzeby budowy modeli numerycznych i skalowanych na przykładzie samolotu Tu-154M”.

Projekt realizowany był etapowo (etap 1 – rok 2018, etap 2 – rok 2019) według ustalonego harmonogramu obejmującego następujące zadania:

#### **Etap 1 – Pozyskanie danych niezbędnych do opracowania modeli numerycznych**

1. Przygotowanie wytycznych dotyczących opracowywanej technologii.
2. Odtworzenie geometrii zewnętrznej samolotu.
3. Pomiar geometrii struktury wewnętrznej samolotu.
4. Analiza masowa i bezwładnościowa samolotu.
5. Wyznaczenie charakterystyk materiałowych elementów konstrukcyjnych samolotu.



6. Analiza obciążeń działających na samolot.
7. Opracowanie modeli skalowalnych samolotu na potrzeby badań doświadczalnych.
8. Przeprowadzenie badań doświadczalnych z wykorzystaniem modeli skalowalnych w tunelach badawczych – etap I.
9. Przeprowadzenie badań doświadczalnych z wykorzystaniem modeli skalowalnych w tunelach badawczych – etap II.
10. Badania w locie z wykorzystaniem modelu skalowanego.

**Etap 2 – Opracowanie modeli numerycznych**

11. Opracowanie modelu numerycznego samolotu na potrzeby analizy metodami CFD.
12. Opracowanie modelu numerycznego samolotu na potrzeby analizy wytrzymałościowej z wykorzystaniem MES (LS-DYNA3D lub równoważny).

**Etap 3 – Przeprowadzenie analiz numerycznych**

13. Numeryczna analiza aerodynamiczna samolotu w różnych konfiguracjach.
14. Numeryczna analiza wytrzymałościowa samolotu z wykorzystaniem MES (LS-DYNA 3D lub równoważny).
15. Analiza otrzymanych wyników oraz sporządzenie opisu opracowanej technologii.

Projekt miał być rozliczany w oparciu o:

- procedurę opisującą opracowaną technologię,
- raporty etapowe oraz raport końcowy.

Do umowy został sporządzony aneks wydłużający czas realizacji projektu do 30.04.2020 r. Zmniejszono też kwotę umowy do 4 150 000,00 zł.

Zadanie 9 zostało podzielone na zadania 9.1 i 9.2.

W dniu 13.01.2020 r. sporządzono protokół przekazania przedmiotu zamówienia i przekazania praw majątkowych i autorskich dotyczący zadań 1 - 9.1.

Oceniając wykonawstwo projektu widać wiodącą rolę Lidera Projektu, który był odpowiedzialny za zrealizowanie trzynastu zadań z wyznaczonych piętnastu zadań zawartych w projekcie.

### **3. PRZEGLĄD I OCENA TREŚCI SPRAWOZDANIA Z REALIZACJI PROJEKTU LARE**

Ocenę treści sprawozdania z realizacji projektu LARE wykonano w oparciu o analizę sprawozdań sporządzonych przez WAT w postaci następujących dokumentów<sup>359</sup>:

- załącznika nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r. Załącznik składa się z 10 odrębnych „Zadań” wynikających z harmonogramu,
- załączników numerowanych od 29/WAT do 55/WAT (1-28 do sprawy nr 006.1.2024).

#### **3.1. Zadanie nr 1 (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.) Przygotowanie wytycznych dotyczących opracowywanej technologii plik utworzony 21.10.2019 r.**

Opracowanie zawiera:

- ogólną charakterystykę samolotu Tu-154M:
  - dane geometryczne,
  - dane masowe, wyważenie samolotu,
  - charakterystyki osiągowie.
- szczegółowy opis płatowca obejmujący:
  - identyfikację materiałów konstrukcyjnych,
  - sposób ochrony przed korozją,
  - budowę poszczególnych elementów konstrukcyjnych.

Autorzy sprawozdania z realizacji zadania nr 1 opisali „Ogólną charakterystykę samolotu Tu-154, a nie charakterystykę samolotu Tu-154M. Dodano też informacje o zmianach wprowadzonych do zmodyfikowanej wersji Tu-154A. Niezgodności te są istotne ponieważ samolot Tu-154M różni się od wersji Tu-154 i Tu-154A, m.in. zamontowaniem dodatkowego zbiornika paliwa w podkadłubowej części centropłata samolotu. Zmienia to charakterystyki masowe samolotu.

Liczne ilustracje są skanami rysunków technicznych i poglądowych dotyczących poszczególnych fragmentów płatowca. **Część sprawozdania dotycząca Zadania 1 została**

---

<sup>359</sup> Dokumenty zawarte są w zbiorze nr 587/24 (zał. nr 1-29) z dnia 08.03.2024 r.

opracowana poprzez przepisanie fragmentów dokumentacji technicznej innego typu samolotu. Świadczy to o niekompetencji lub nieuwadze osób akceptujących sprawozdanie.

**3.2. Zadanie nr 2** (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.)  
**Odtworzenie geometrii zewnętrznej samolotu** – plik utworzony 21.10.2019 r.

Opracowanie zawiera:

- ogólny opis samolotu (obiektu badawczego),
- w podrozdziale 3 „Pomiar geometrii samolotu Tu-154M” sposób pomiaru geometrii zewnętrznej płatowca,
- w podrozdziale 4 „Opracowanie modelu powierzchniowego samolotu Tu-154M” opis metod odtworzenia geometrii w oparciu o metody CAD/CAE/,
- opis algorytmu de CASTELJAU do procedury tworzenia krzywych definicyjnych w systemie CAD,
- opis metody łączenia krzywych w zastosowaniu do numerycznego opisu geometrii.

Część sprawozdania odnosząca się do metod matematycznego odwzorowania geometrii jest zbyt szczegółowa jeżeli chodzi o cel utworzenia sprawozdania. Z kolei, jeżeli ma ona stanowić przegląd metod CAD/CAE, jest zbyt ogólna. **Opracowanie nie zawiera elementów nowej wiedzy.**

**3.3. Zadanie nr 3** (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.)  
**Pomiar geometrii struktury wewnętrznej samolotu** plik utworzony 21.10.2019 r.

Zadanie nr 3 zawiera:

- opis narzędzi pomiarowych,
- omówienie ogólnych zasad metodycznego odtwarzania struktury modelowej samolotu,
- identyfikację modelową elementów konstrukcyjnych kadłuba i skrzydła,
- przykładowe protokoły pomiarowe,
- przykładowe modele CAD elementów struktury samolotu.

Sprawozdanie zawiera opis narzędzi pomiarowych oprogramowania wykorzystywanych do pomiaru struktury wewnętrznej. Stwierdzono, że geometrię struktury wewnętrznej

wyznaczono m.in. przy użyciu skanerów optycznych. Wskazano, że **skanowanie geometrii zewnętrznej samolotu wykonali pracownicy Instytutu Techniki Lotniczej Wydziału Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej.**

Stwierdzono, że *„wewnętrzna struktura samolotu Tu-154M nie jest zbyt łatwo dostępna w kontekście możliwości przeprowadzenia pomiarów elementów siłowych za pomocą urządzeń mierniczych”* oraz, że *„...w przypadku niewystarczających informacji dokonano pomiarów na obiekcie rzeczywistym”*.

Część sprawozdania zawiera ogólny opis konstrukcji samolotu oraz informację, że modelowanie elementów wewnętrznych wykonano m.in. w oparciu o pomiary ich grubości. Przedstawiono szereg schematów elementów konstrukcyjnych samolotu uzyskanych w wyniku pomiarów i dokumentacji oraz przykładowe modele CAD elementów struktury wewnętrznej oraz ich odręczne rysunki.

**3.4. Zadanie nr 4 (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.)**  
**Analiza masowa i bezwładnościowa samolotu plik utworzony 21.10.2019 r.**

Celem realizacji zadania 4 było wyznaczenie momentów bezwładności samolotu i jego części. Wykonano to w oparciu o dokumentację samolotu oraz pomiary wytypowanych elementów wyposażenia samolotu. Sprawozdanie dotyczące zadania 4 zawiera rozdział II „Zagadnienia teoretyczne”. Jest ono opracowane na żenująco niskim naukowo poziomie. Można odnieść wrażenie, że jego **głównym celem jest zwiększenie objętości sprawozdania**. Zawiera ono **liczne błędy stylistyczne oraz określenia żargonowe**. **Przedstawiono tam wzory bez opisu oznaczeń i podania ich źródła**. Ponieważ opis zadania 4 dotyczy zagadnień naukowych jest to **nieprofesjonalne**. Rozdziały IV-VI zawierają informacje przepisane z dokumentacji samolotu bez jednoznacznego wskazania źródła. W rozdziale VII pokazano obliczenia dotyczące momentów bezwładności. Brak jest oznaczeń pojawiających się we wzorach symboli.

Ze względu na wskazane powyżej usterki **opis zadania 4 nie pozwala na merytoryczną ocenę przedstawionych w nim wyników**. Aby je ocenić opis ten powinien być rozszerzony.

Tekst sprawozdania wskazuje też, że analiza masowa dotyczyła samolotu Tu-154A zamiast samolotu Tu-154M Lux. Świadczy o tym między innymi inna liczba miejsc pasażerskich. Uzyskane wartości masy i momentów bezwładności obarczone są znacznymi błędami co było spowodowane uproszczeniami modelu masowego. Ma to wpływ na dalsze obliczenia i wyniki symulacji.

**3.5. Zadanie nr 5** (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.)  
**Wyznaczenie charakterystyk materiałowych elementów konstrukcyjnych samolotu**  
plik utworzony 21.10.2019 r.

Celem realizacji zadania 5 było określenie charakterystyk materiałów konstrukcyjnych samolotu, np. stopów aluminium (AK6, D16) i stali (30HGSA, 30HGSNA). Wykonano to w oparciu o dokumentację oraz poprzez badania doświadczalne. Zidentyfikowano materiały użyte do budowy płatowca. Pokazano technikę prowadzenia badań eksperymentalnych oraz opisano aparaturę zastosowaną w badaniach. Przedstawiono wyniki badań wytrzymałościowych.

**Opis realizacji zadania 5 jest spójny i nie budzi uwag.** Należy jednak stwierdzić, że:

- występuje brak uzasadnienia celowości prowadzenia badań materiałowych w tym zakresie,
- wyników badań nie porównano z danymi katalogowymi konstrukcyjnych materiałów lotniczych.

**3.6. Zadanie nr 6** (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.)  
**Analiza obciążeń działających na samolot** – plik utworzony 21.10.2019 r.

W ramach realizacji zadania 6 określono obwiednię obciążeń samolotu Tu-154M w konfiguracji gładkiej i z wypuszczonymi klapami. Obliczenia wykonano dla samolotu rzeczywistego oraz dla modelu o masie 100 kg. **Nie wyjaśniono w jakim celu obwiednia obciążeń była wyliczana i jaki związek mają te obliczenia z deklarowanym celem projektu oraz z analizą przyczyn katastrofy. Wyniki zadania nr 6 nie zostały wykorzystane w realizacji innych zadań.**

**3.7. Zadanie nr 7.1** (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.)  
**Opracowanie modeli skalowalnych samolotu na potrzeby badań doświadczalnych w tunelach aerodynamicznych** – plik utworzony 21.10.2019 r.

W ramach badań opracowano modele samolotu:

- w skali 1:100 do badań w tunelu wodnym,
- w skali 1:50 do badań w tunelu aerodynamicznym WAT,
- w skali 1:40 do badań w tunelu aerodynamicznym ILot (tunel T-1).

Rysunki zamieszczone w sprawozdaniu od strony nr 3 do strony nr 13 nie są opisane i nie są ponumerowane.

**3.8. Zadanie nr 7.2** (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.)  
**Opracowanie latającego modelu skalowalnego samolotu na potrzeby badań doświadczalnych** – plik utworzony 17.09.2020 r.

Do badań w locie firma MSP Inntech wykonała model samolotu Tu-154M w skali 1:10 o masie 90 kg. Uwzględniono możliwość odrzucenia końcówki skrzydła w czasie lotu. Sprawozdanie zawiera szczegółowy opis konstrukcji modelu.

Model wyposażono w spadochronowy system odzysku. Opracowanie modelu skalowalnego samolotu na potrzeby badań przedstawiono na 25 stronach, załączono 33 rysunki i 3 tabele. Sprawozdanie dokumentuje proces budowy modelu.

**3.9. Zadanie nr 8** (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.)  
**Przeprowadzenie badań doświadczalnych z wykorzystaniem modeli skalowalnych w tunelach badawczych** – plik utworzony 21.10.2019 r.

Badania przeprowadzono w WAT w tunelu aerodynamicznym małych prędkości o średnicy 1,1 m. Badania modelu samolotu w skali 1:50 dotyczyły:

- opływu symetrycznego w konfiguracji gładkiej i do lądowania,
- opływu niesymetrycznego (ze ślizgiem) w konfiguracji gładkiej i do lądowania.

Badano przypadki ucięcia końcówki lewego skrzydła:

- w odległości 120 mm od końca skrzydła,
- przy gondoli lewego podwozia głównego. Zakres kątów natarcia od  $-30^\circ$  do  $+30^\circ$ .

Dla opływu symetrycznego otrzymano charakterystyki:

- współczynnik siły oporu  $C_{xa}(\alpha)$ ,
- współczynnik siły nośnej  $C_{za}(\alpha)$ ,
- współczynnik momentu pochylającego  $C_m(\alpha)$ ,
- doskonałość aerodynamiczna  $K(\alpha)$ , biegunowa samolotu  $C_{za}(C_{xa})$ .

Dla opływu niesymetrycznego otrzymano charakterystyki:

- współczynnik siły oporu  $C_{xa}(\beta)$ ,
- współczynnik siły bocznej  $C_{ya}(\beta)$ ,
- współczynnik momentu odchylającego  $C_n(\beta)$ .

Uwagi do badań:

- nie przeliczono charakterystyk na rzeczywistą liczbę REYNOLDSA,
- nie wskazano punktu, względem którego mierzono moment pochylający i odchylający,
- nie wskazano jaki był kąt natarcia dla badań w opływie niesymetrycznym,
- system pomiarowy uniemożliwia pomiar momentu przechylającego. Jest to szczególnie istotne w sytuacji utraty końcówki skrzydła.

**Otrzymane wyniki są typowe dla samolotów. Mają one jednak ograniczone zastosowanie do analizy ruchu samolotu po urwaniu końcówki skrzydła ze względu na brak możliwości pomiaru momentu przechylającego. W praktyce wyniki te są bezużyteczne dla badania przebiegu katastrofy.**

**3.10. Zadanie nr 9.1 (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.)  
Przeprowadzenie badań doświadczalnych z wykorzystaniem modelu samolotu w skali 1:40 w tunelu badawczym T-1 – plik utworzony 21.10.2019 r.**

Badania przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym małych prędkości T-1 Instytutu Lotnictwa o średnicy 1,5 m. Badania modelu samolotu w skali 1:40 dotyczyły:

- opływu symetrycznego w konfiguracji gładkiej i do lądowania,
- opływu niesymetrycznego (ze ślizgiem) w konfiguracji gładkiej i do lądowania.

Zakres kątów natarcia: od  $-8^\circ$  do  $+22^\circ$ . Zakres kąta ślizgu: to  $-10^\circ < \beta < +10^\circ$ . Do pomiarów służyła 6-składnikowa waga aerodynamiczna.

Otrzymano charakterystyki:

- współczynnik siły oporu  $C_{xa}(\alpha)$ ,
- współczynnik siły nośnej  $C_{za}(\alpha)$ ,
- współczynnik siły bocznej  $C_{ya}(\beta)$ ,
- współczynnik momentu pochylającego  $C_m(\alpha)$ ,
- współczynnik momentu przechylającego  $C_l(\beta)$ ,
- współczynnik momentu odchylającego  $C_n(\beta)$ .

Charakterystyki dotyczyły wielu różnych konfiguracji samolotu.

**3.11. Zadanie nr 9.2 (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.)**  
**Przeprowadzenie badań doświadczalnych z wykorzystaniem modelu samolotu**  
**w skali 1:14 w tunelu badawczym T-3 – plik utworzony 17.09.2019 r.**

Badania przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-3 Instytutu Lotnictwa o średnicy 5 m.

Badania modelu samolotu w skali 1:14 dotyczyły:

- opływu symetrycznego w konfiguracji gładkiej i do lądowania,
- opływu niesymetrycznego (ze ślizgiem) w konfiguracji gładkiej i do lądowania.

Zakres kątów natarcia: od  $-8^\circ$  do  $+22^\circ$ . Zakres kąta ślizgu: to  $-10^\circ < \beta < +10^\circ$ . Do pomiarów służyła 5-składnikowa waga aerodynamiczna.

Otrzymano charakterystyki:

- współczynnik siły oporu  $C_{xa}(\alpha)$ ,
- współczynnik siły nośnej  $C_{za}(\alpha)$ ,
- współczynnik momentu pochylającego  $C_m(\alpha)$ ,
- współczynnik momentu przechylającego  $C_l(\alpha)$ ,



- współczynnik momentu odchylającego  $C_n(\beta)$ .

Charakterystyki dotyczyły konfiguracji przelotowej oraz konfiguracji do lądowania (z nieuszkodzonym i uszkodzonym lewym skrzydłem).

**3.12. Zadanie nr 10** (załącznik nr 26 do Raportu Końcowego z dnia 10.08.2021 r.) **Badania w locie z wykorzystaniem modelu skalowalnego** – plik utworzony 17.09.2019 r.

W ramach realizacji zadania 10 przeprowadzono próby w locie z wykorzystaniem modelu samolotu Tu-154M w skali 1:10. Miejszem badań było lotnisko w MIŃSKU MAZOWIECKIM.

Ich celem była ocena możliwości kontynuowania sterowanego lotu po odrzuceniu lewej końcówki skrzydła. Po wyrównaniu toru lotu na wysokości 200-300 metrów odrzucano końcówkę skrzydła i próbowano ustabilizować lot kontruując sterami tendencję do przechylenia i zakrętu w lewą stronę.

Stwierdzono, że bezpośrednio po utracie końcówki możliwe było chwilowe powstrzymanie obrotu. Następnie jednak **pomimo pełnego wychylenia lotek i steru kierunku model powiększał przechylenie i odchylenie**. Próba została przerwana po 8 sekundach od chwili odrzucenia końcówki. Kąt przechylenia wynosił około 60°, zaś kąt pochylenia 20°.

Wyniki badań w locie należy traktować z dużą ostrożnością ponieważ dotyczą modelu, a nie samolotu. System sterowania modelem pozostawał sprawny po odrzuceniu końcówki skrzydła, natomiast podczas katastrofy uległ on uszkodzeniu.

**3.13. Zadanie nr 11** (załącznik nr 19 do sprawy; 47/WAT) **Opracowanie modelu numerycznego samolotu na potrzeby analizy metodami CFD** – plik utworzony 21.12.2021 r.

W oparciu o pomiary samolotu opracowano model numeryczny dla pięciu różnych konfiguracji samolotu, w tym samolotu uszkodzonego. Opisany sposób postępowania, dobór siatek obliczeniowych, warunków brzegowych jest typowy dla obliczeń z zakresu CFD. W załączniku autorzy deklarują, że opracowano modele do obliczania:

- aerodynamicznych charakterystyk stacjonarnych,

- pochodnych dynamicznych,
- toru lotu samolotu przy wykorzystaniu oprogramowania X-Plane,
- toru lotu końcówki skrzydła,
- modelu obliczeniowego dla modelu samolotu w skali 1:10.

**Informacje zawarte w załączniku są bardzo ogólne i nie pozwalają na ocenę jakości wykonanej pracy.** W tekście zamieszczono informacje zawarte w literaturowych opisach metod obliczeniowych. Niezrozumiałe jest odnoszenie się do metod dotyczących śmigłowców i śmigieł, włącznie z ilustracyjnym rysunkiem śmigłowca.

**Tekst napisany jest niestarannie i zawiera liczne błędy językowe i stylistyczne.**

**3.14. Zadanie nr 12 (załącznik nr 19 do sprawy; 48/WAT) Opracowanie modelu numerycznego wybranych zespołów konstrukcyjnych samolotu na potrzeby analizy wytrzymałościowej z wykorzystaniem MES (LS-DYNA 3D lub równoważny)**

Sprawozdanie z wykonania zadania 12 zawiera wygenerowane modele CAD skrzydeł, kadłuba, gondol silnikowych, usterzenia. Tekst zawiera też informacje o modelowaniu brzozy jak ściętego stożka, dane materiałowe elementów konstrukcyjnych. Opisano model obliczeniowy sekcji kadłuba o długości 7 metrów składający się z 70 tys. elementów oraz prosty model podłóża. W sprawozdaniu omówiono całościowy model obliczeniowy samolotu – strukturę modelu MES. Z tekstu wynika, że symulowano zderzenie skrzydła z drzewem oraz kadłuba z ziemią. Brak jednak wyników obliczeń.

**3.15. Zadanie nr 13 (załącznik nr 19 do sprawy; 47/WAT) Numeryczna analiza aerodynamiczna samolotu w różnych konfiguracjach**

Sprawozdanie zawiera ogólny opis równań ruchu płynu, stosowanych układów współrzędnych, kątów i współczynników aerodynamicznych. Pokazano wyniki obliczeń CFD dla pięciu wariantów konfiguracji samolotu.

Autorzy stwierdzają, że *„dla małych kątów natarcia momenty przechylające i odchylające powstające w wyniku utraty końcówki lewego skrzydła o rozpiętości 6 m mogą być zniwelowane poprzez wychylenie na prawym skrzydle lotki i przerywacza”*.

Pokazano udział poszczególnych podzespołów płatowca w wytwarzaniu sił i momentów aerodynamicznych. Załącznik zawiera liczne rysunki pokazujące rozkłady ciśnień, linie prądu i obszary oderwań na płatowcu. W części 9 sprawozdania podano wartości pochodnych. Sprawdzenie ich poprawności wymagałoby dyskusji z autorami obliczeń, np. zdziwienie budzi wartość pochodnych siły nośnej  $dC_z/d_\alpha$  i  $dC_z/d_\beta$ . Pierwsza jest zbyt mała (z rysunku 3 wynika wartość ok. 3,5 wobec podanej 0,13473), zaś druga nadmiernie duża (-6,513).

Ważną częścią sprawozdania jest symulacja toru lotu samolotu. Wykonano ją wykorzystując oprogramowanie X-Plane. W sprawozdaniu brak jakichkolwiek informacji dotyczących modelu ruchu samolotu, ze szczególnym uwzględnieniem sposobu symulacji oddziaływań aerodynamicznych.

Analizie poddano trzy warianty lądowania:

- lądowanie samolotu nieuszkodzonego,
- lądowanie samolotu z urwaną końcówką lewego skrzydła,
- lądowanie samolotu z urwaną końcówką lewego skrzydła z wyrwaniem tuż przy ziemi.

Dla wszystkich trzech przypadków udało się wylądować samolotem nie odwracając go na plecy. Między innymi pokazano przebieg sterowania, który zapewnił takie lądowanie. Niestety brak informacji w jaki sposób sygnały sterujące były generowane i czy pokazane przebiegi są możliwe do fizycznej realizacji przez pilota. Nie opisano też sposobu modelowania sił aerodynamicznych.

Przeprowadzono też symulacje 3D lotu oderwanej końcówki skrzydła.

**Pokazane wyniki obliczeń dotyczące ruchu samolotu i końcówki skrzydła nie zostały przez autorów skomentowane i porównane z rzeczywistymi danymi dotyczącymi katastrofy. Ponieważ nie zostały zweryfikowane mają jedynie charakter teoretyczny.**

**3.16. Zadanie nr 14** (załącznik nr 20 do sprawy; 48/WAT) **Numeryczna analiza wytrzymałościowa wybranych zespołów konstrukcyjnych samolotu z wykorzystaniem MES (LS-DYNA 3D lub równoważny)**

Sprawozdanie rozpoczyna się ogólnymi uwagami dotyczącymi MES. Dalej pokazano:

– **wyniki symulacji zderzenia skrzydła z brzozą,**

Rozpatrywano trzy warianty obliczeniowe. **W każdym z nich drzewo zostało ścięte. We wszystkich wariantach doszło do przerwania pierwszego dźwigara.** Autorzy analizują wpływ modeli na wyniki. Powołują się też na analizy (J. BŁASZCZYK, 2011), zgodnie z którymi *„siły aerodynamiczne powinny doprowadzić do urwania końcówki skrzydła wskutek przerwania konstrukcji kesonu skrzydła”*. Własne wyniki porównują też z wynikami analizy wykonanej przez prof. BINIENDĘ na Uniwersytecie Akron. Stwierdzają, że użyty przez niego model skrzydła, opracowany przez NIAR, był bardziej dokładny. Piszą, że *„Brzoza nie do końca została ścięta z uwagi na krótszy czas analizy niż w przypadku modeli WAT”* oraz, że *„Doszło do przerwania pierwszego dźwigara przed ścięciem drzewa”*.

– **wyniki symulacji zderzenia z ziemią sekcji kadłuba o długości 7 metrów,**

Wykorzystano modele WAT i NIAR. Autorzy stwierdzają, że model NIAR jest bliższy obiektowi rzeczywistemu. **Modelowanie dotyczyło innej konfiguracji niż podczas katastrofy – uderzenia dolną częścią kadłuba.** Wyniki pokazały, że *„kadłub został zaprojektowany z uwzględnieniem zasad bezpieczeństwa przy zderzeniu kadłuba dolną powierzchnią z ziemią”*.

– **wyniki symulacji zderzenia z ziemią całego samolotu,**

Wykorzystano model samolotu NIAR. Obliczenia przeprowadzono dla dwóch modeli podłoża. Samolot znajdował się w konfiguracji odwróconej. Model 1 dotyczył równej powierzchni ziemi. Model 2 uwzględniał drzewa i wały ziemne. Analizowano kolejne fazy zderzenia szczegółowo opisując destrukcję i fragmentyzację samolotu. W obu symulacjach przedział pasażerski uległ kompletnemu zniszczeniu. Przeciężenia działające na pasażerów były śmiertelne i *„spowodowałyby zgon wszystkich pasażerów w trakcie zderzenia”*. Autorzy stwierdzają, że wiarygodne wyniki symulacji

dotyczą pierwszych 300 ms lotu. Wyniki otrzymane dla dłuższego czasu symulacji są niewiarygodne.

Przeprowadzone symulacje są ściśle związane z badaniem katastrofy samolotu Tu-154M. Natomiast **autorzy nie wskazali ich związku z głównym celem projektu – opracowaniem technologii odtwarzania geometrii zewnętrznej i struktury wewnętrznej dużych samolotów.**

Wyniki obliczeń mają charakter teoretyczny i nie zostały walidowane.

### **3.17. Zadanie nr 15 (załącznik nr 20 do sprawy; 55/WAT) Analiza otrzymanych wyników oraz sporządzenie opisu opracowanej technologii**

Załącznik zawiera opis opracowanej technologii i prac, które wykonano. Występują liczne powtórzenia ze sprawozdań dotyczących wcześniejszych zadań i nie wnosi nic merytorycznego w stosunku do zawartych w nich informacji.

### **3.18. Inne załączniki**

Dokumentacja zawiera też inne załączniki, które w różnej formie dokumentują wykonywane badania.

#### **Załącznik 29/WAT**

Załącznik stanowi wydruk prezentacji komputerowej. Zawiera głównie zdjęcia i rysunki. Ilość tekstu jest minimalna. W załączniku pokazano:

- kompetencje naukowe ITL i WAT ilustrując to wynikami wykonanych tam wcześniej badań dotyczących takich samolotów jak Su-22, MiG-29, F-16,
- proces pomiaru zewnętrznej powierzchni samolotu Tu-154M. Pomiary wykonywał zespół WAT oraz firma Leica Geosystems Polska. Uzyskano podobne wyniki,
- proces budowy modelu do badań w tunelu. Wykorzystano druk 3D,
- przykładowy opływ uzyskany w tunelu wodnym,
- charakterystyki aerodynamiczne obliczone metodami CFD dla różnych wariantów (konfiguracji samolotu),

- charakterystyki aerodynamiczne modelu (skala 1:50) uzyskane w badaniach tunelowych w tunelu 1,1m (samolot sprawny i z uszkodzonym skrzydłem),
- sposób modelowania bryły samolotu na potrzeby analiz wytrzymałościowych.

**Załącznik 29/WAT** to zbiór rysunków bez opisu, numeracji i bez żadnego komentarza. Charakterystyki aerodynamiczne uzyskane metodami CFD zakładając stacjonarność przepływu. Jest to znaczne uproszczenie w kontekście dynamicznego zachowania się samolotu w badanej fazie lotu. Autorzy załącznika nie uzasadnili żadnego z uproszczeń przyjętych w obliczeniach.

W charakterystykach doświadczalnych brak charakterystyki momentu przechylającego. Jest ona podstawowa dla oceny reakcji samolotu na urwanie końcówki skrzydła. Charakterystyki dotyczące opływu niesymetrycznego wskazują, że albo model samolotu był niedokładnie wykonany, albo też był źle zawieszony w tunelu aerodynamicznym.

W zakresie analiz wytrzymałościowych pokazano zdjęcia i schematy wybranych elementów konstrukcyjnych. Można przyjąć, że zdjęcia uzyskano ze zdemontowanego samolotu Tu-154M nr 102. Natomiast schematy pochodzą z dokumentacji technicznej samolotu. Pomiarów wykonane na samolocie nr 102 posłużyły do stworzenia modelu struktury wewnętrznej samolotu, co pokazano na rysunkach.

**Załączniki 30/WAT, 31/WAT, 32/WAT** są zbiorami odręcznych rysunków i zdjęć z naniesionymi odręcznymi notatkami. Strony, rysunki i schematy są nie ponumerowane. Brak nazwiska autora opracowań zawartych w tych załącznikach.

**Załączniki 33/WAT, 34/WAT, 35/WAT** zawierają wykaz danych udostępnionych przez WAT dla NIAR. Załącznik 34/WAT zawiera *Porozumienie o Współpracy* między Uniwersytetem Stanowym Wichita z siedzibą w Fairmount i Wojskową Akademią Techniczną w Warszawie. W dokumencie zawarto wykaz 36 spotkań, w czasie których doszło do przekazania danych. Autor opracowania nie informuje o dacie przeprowadzonych spotkań i o ich uczestnikach. W rozdziale „Dokumentacja Pomiarowa” przedstawiono 211 zdjęć i 38 protokołów pomiarowych.

**Załącznik 36/WAT** zatytułowany jest *Praktyczna aerodynamika samolotu Tu-154M*. Jest on tłumaczeniem rosyjskiej książki Бехтир В.П. „Практическая аэродинамика самолета Ту-154М”, Воздушный Транспорт, 1997. Zawarte w załączniku rysunki są skanami rysunków z książki. W załączniku nie wskazano tej książki jako źródła wiedzy. Brak też informacji o zgodzie wydawnictwa na tłumaczenie.

**Załącznik ten jest plagiatem i stanowi naruszenie praw autorskich.**

**Załącznik 37/WAT** zawiera wyniki pomiarów wykonanych w Instytucie Lotnictwa w tunelu aerodynamicznym o średnicy 1,5 m.

**Załącznik 38/WAT** zawiera fotografie z procesu budowy modeli w skalach: 1:14, 1:40, 1:50, 1:100. Zdjęcia nie są ponumerowane i nie są opisane. Brak nazwiska autorów załącznika.

**Załączniki 39/WAT i 40/WAT** zawierają ogólny opis modelowania struktury płatowca do obliczeń aerodynamicznych z wykorzystaniem oprogramowania VORLAX. Pokazano też obliczone charakterystyki samolotu w opływie symetrycznym. Brak kluczowych obliczeń dotyczących opływu niesymetrycznego.

**Załączniki 41/WAT, 42/WAT, 43/WAT, 44/WAT, 45/WAT** zawierają rysunki struktur samolotu otrzymane przy wykorzystaniu modeli CAD. Mają one charakter poglądowy. Zadziwiające jest przedstawianie jako odrębnego załącznika nr 41/WAT dokumentu składającego się z zaledwie siedmiu rysunków. Zdjęcia nie są ponumerowane i nie są opisane. Brak autoryzacji załącznika.

#### **4. OCENA ZASADNOŚCI PROWADZENIA I ZAKRESU REALIZACJI PROJEKTU LARE**

Projekt LARE dotyczy trzech obszarów badawczych:

- 1) Metody pomiarów dotyczących geometrii obiektów rzeczywistych;
- 2) Doświadczalne badania własności materiałowych elementów konstrukcyjnych;
- 3) Doświadczalne badania aerodynamiczne samolotu;
- 4) Teoretyczne badania aerodynamiczne (CFD);
- 5) Teoretyczne badania wytrzymałościowe (MES).

Badania te miały służyć wyjaśnieniu przyczyn i skutków katastrofy samolotu Tu-154M. Wiele z tych badań było „nadmiarowych”. **Generowały one koszty, których można było uniknąć.**

1. Pomiary geometrii samolotu:

a) dyskusyjne jest przeprowadzenie szczegółowych pomiarów struktury zewnętrznej i wewnętrznej samolotu. Autorzy badań dysponowali dokumentacją techniczną samolotu, z której korzystali (sprawozdania zawierają liczne rysunki z tej dokumentacji). Wniosek o projekt oraz sprawozdania z prac nie zawierają rzetelnego wyjaśnienia, że dokumentacja była niewystarczająca i pomiary takie były niezbędne. Jest to zastrzeżenie istotne, ponieważ opracowany przez WAT model wytrzymałościowy zawiera nadal uproszczenia mające wpływ na wyniki obliczeń. Dlatego wyniki te bardziej należy traktować jako jakościowe, a nie ilościowe. Dodatkowo, **decyzja o pomiarach struktury wewnętrznej doprowadziła do nieodwracalnego zniszczenia samolotu Tu-152M nr 102.** Tymczasem zamieszczone skany z dokumentacji technicznej wskazują, że **prawdopodobnie możliwe było odtworzenie wewnętrznej struktury samolotu bez niszczących prac** prowadzonych na samolocie nr 102.

b) doświadczalne badania własności materiałowych elementów konstrukcyjnych samolotu

Jak wynika ze sprawozdań przeprowadzono szereg badań własności mechanicznych materiałów konstrukcyjnych samolotu. Nie jest znane źródło pochodzenia badanych próbek. Decyzja o takich badaniach jest niezrozumiała, ponieważ własności lotniczych materiałów konstrukcyjnych są dostępne w odpowiednich katalogach. Dodatkowo, nadzór w procesie produkcji samolotów zapewnia spełnienie odpowiednich norm i wymagań. Wynika to z rygorystycznych przepisów dotyczących budowy statków powietrznych. Nie istnieje zatem ryzyko, że do produkcji samolotu zastosowano nieodpowiednie materiały. **Nie wyjaśniono decyzji o prowadzeniu badań materiałowych.**

c) doświadczalne badania aerodynamiczne samolotu

Doświadczalne badania aerodynamiczne prowadzono w kilku różnych tunelach aerodynamicznych. Tunele te to: 1. tunel wodny, 2. tunel 1,1 m WAT, tunel 1,5 m ILOT, tunel 5 m ILOT. Każde z tych badań generowało koszty dotyczące: - budowy modelu



samolotu, - przeprowadzenia badań. Brak wyjaśnienia dlaczego podjęto decyzję o takim sposobie ich realizacji. W sprawozdaniach nie pokazano w jaki sposób wykorzystano badania z tunelu wodnego. Natomiast badania w WAT nie obejmowały pomiarów momentu przechylającego, który był kluczowy dla obrotu samolotu po urwaniu końcówki skrzydła. W związku z tym ich wykonanie było nieuzasadnione. Najpełniejsze wyniki otrzymano w efekcie badań prowadzonych w Instytucie Lotnictwa. Nie jest jasne dlaczego wykonywano je w dwóch różnych tunelach. Racjonalne byłoby ograniczenie się do badań w tunelu 5 m. Nie dokonano porównania i syntezy wyników. **Wydatkowanie środków na badania tunelowe świadczy o niegospodarności i stanowi nadużycie.**

Wyniki badań w tunelu aerodynamicznym mogą znacznie różnić się od charakterystyk rzeczywistego samolotu Tu-154M. Wynika to z różnic wartości liczby Reynoldsa (1-2 mln podczas badań, około 30 mln w trakcie katastrofy). Potwierdził to autor badań doświadczalnych dr hab inż. Andrzej KRZYSIK z ILOT 22.06.2024 r. prezentując wyniki pomiarów momentu przechylającego dla skrzydła z urwaną końcówką. Miało to miejsce podczas 21. Konferencji Mechanika w Lotnictwie. W prezentacji pokazał wyniki dotyczące liczb 1 mln i 2 mln. Różnice wartości współczynnika momentu przechylającego były zasadnicze. W związku z tym stosowanie do symulacji ruchu samolotu tak niepewnych charakterystyk jest bezzasadne. Nie można wyników tych symulacji przyjmować jako dowód na możliwość skutecznego przeciwdziałania obrotowi samolotu. Takie właśnie symulacje zaprezentował WAT w sprawozdaniu z projektu LARE nie odnosząc się do wiarygodności wykorzystywanych charakterystyk. Zatem na podstawie niepewnych charakterystyk sformułowano wnioski dotyczące możliwości zrównoważenia przechylenia nie poddając ich ocenie.

d) teoretyczne badania aerodynamiczne (CFD)

**Prowadzenie badań numerycznych z zakresu CFD jest dyskusyjne**, chociaż ciekawe z naukowego punktu widzenia. Zakładając, że projekt miał wspierać wyjaśnienie przyczyn katastrofy wystarczające było przeprowadzenie badań tunelowych i poddanie ich krytycznej

analizie. Należy pamiętać, że każde obliczenia obarczone są niepewnością, zaś ostateczną weryfikację ich poprawności stanowią badania doświadczalne.

e) teoretyczne badania wytrzymałościowe (MES)

Badania z zakresu MES oparto o model WAT, który weryfikowano wynikami otrzymanymi dla modelu NIAR. Jak wskazano w sprawozdaniach model WAT był bardziej uproszczony i dawał mniej realistyczne wyniki niż model NIAR. **W sprawozdaniach nie wyjaśniono dlaczego powielano badania prowadzone przez NIAR mając świadomość używania prostszego modelu.**

5. Podsumowanie:

- 1) Zakres prac prowadzonych przez WAT świadczy o tym, że były one realizowane w oparciu o aktualne możliwości badawcze zespołu WAT, a **nie w oparciu o potrzeby wynikające z zakresu prac Podkomisji**. Przykładem jest określanie obwiedni obciążeń samolotu (zadanie 6). Jest to zasadne na etapie projektowania samolotu, a nie w przypadku badania katastrofy lotniczej. Innym przykładem jest też obliczanie prędkości charakterystycznych (przelotowej, nurkowania, maksymalnej), współczynnika obciążenia przy podmuchu, itd.
- 2) Treść wielu sprawozdań z wykonania zadań została przygotowana w wielu fragmentach niestarannie i **nie spełnia kryteriów dotyczących publikacji i sprawozdań z badań naukowych**:
  - brak jest odniesień do literatury,
  - wykorzystywane są liczne skany z dokumentacji technicznej samolotu,
  - wzory podawane są bez wskazania źródła.

**Można odnieść wrażenie, że sprawozdania były przygotowywane z przeświadczeniem, że nikt ich nie będzie czytał lub czytać będą osoby niekompetentne.**
- 3) W oparciu o niepewne charakterystyki aerodynamiczne przeprowadzono obliczenia udowadniające, że możliwe było powstrzymanie obrotu samolotu.
- 4) Projekt LARE był, zgodnie z umową, projektem naukowo-badawczym. Umowę zawarto pomiędzy konsorcjum WAT – ILot – ITWL i Departamentem Nauki i Szkolnictwa Wojskowego MON. Sprawozdania z realizacji projektów naukowych powinny być

recenzowane przez niezależnych recenzentów. W przeanalizowanej dokumentacji brak takich recenzji.

- 5) W sprawozdaniu występują liczne **błędy językowe**, co budzi zdziwienie ze względu na renomę zespołu WAT kierowanego przez prof. dr hab. inż. **Aleksandra OLEJNIKA**.
- 6) W wyniku realizacji projektu nie uzyskano wyników istotnych dla wyjaśnienia przyczyn katastrofy samolotu Tu-154M nr 101. Autorzy badania unikali jednoznacznych stwierdzeń czy interpretacji uzyskanych wyników badań dotyczących potencjalnego przebiegu katastrofy.
- 7) **Realizacja projektu LARE nie doprowadziła do zdobycia nowej użytecznej dla MON wiedzy**. Wyniki badania nie były także zadawalające dla Podkomisji, która postanowiła zlecić w wielu aspektach tożsame zadania do realizacji przez NIAR.

Tytuł projektu sugerował powstanie nowej technologii odtwarzania geometrii zewnętrznej dużych samolotów na potrzeby budowy modeli numerycznych. Zgodnie z opinią Głównego Inżyniera (COL) taka technologia istniała przed uruchomieniem projektu badawczego, więc nie mogła powstać w jego wyniku. Co więcej zespół WAT zastosował technologię, którą posiadał, a która nie była optymalna do realizacji przedmiotowego zadania. Użyto np. skanera optycznego ATOS II ale bez osnowy fotogrametrycznej wymaganej do budowy modeli tej wielkości. W rezultacie budowa modelu była czasochłonna a znaczna część pracy była zbędna. Skanowano powierzchnię dużego samolotu, który jest odkształcony na skutek działania siły grawitacji. W efekcie budowa modelu komputerowego musi być uzupełniona o etap idealizacji struktury. Podważa to zasadność skanowania powierzchni. Tego rodzaju błędy są wynikiem niewielkiego doświadczenia zespołu wnoszącego o realizację pracy badawczej (pomimo zapewnień o posiadanej wiedzy i doświadczeniu) oraz całkowitym braku wiedzy członków Podkomisji, którzy byli odbiorcą wyników wykonanych badań. W efekcie zespół realizujący badania wykonywał je według własnego uznania, zaś ze strony MON nie było osób posiadających wiedzę niezbędną do obiektywnej oceny jej wyników i ich przydatności.

Badanie naukowe „Opracowanie technologii odtwarzania geometrii zewnętrznej i struktury wewnętrznej dużych samolotów na potrzeby budowy modeli numerycznych” zostało uruchomione wyłącznie na potrzeby wsparcia prac Podkomisji. Tym samym uzyskano

dodatkowe finansowanie (4 400 000 zł) z części budżetu MON przeznaczonej na badania naukowe nie obciążając bezpośrednio Podkomisji. We wniosku nie znajdowały się zadania pozwalające na zdobycie nowej wiedzy przydatnej w bieżącej działalności związanej z eksploatacją techniki lotniczej.

Wyniki projektu nie mają odniesienia do innych typów statków powietrznych eksploatowanych w Polsce. Uzyskana wiedza, wbrew wielokrotnie formułowanej przez osoby kierujące projektem opinii (prof. A. OLEJNIK i ppłk. KISZKOWIAK) nie przyczyniła się do poprawy poziomu bezpieczeństwa operacji lotniczych. Dlatego należy stwierdzić, że **projekt LARE służył wyłącznie finansowaniu prac, których odbiorcą była Podkomisja**. Środki finansowe pochodziły z budżetu Departamentu Nauki i Szkolnictwa Wojskowego MON przeznaczonego na badania naukowe.

**INFORMACJE ZAWARTE W RAPORCIE *REVIEW OF THE POLISH INVESTIGATION (MILLER)***  
***REPORT INTO THE TU154 ACCIDENT AT SMOLENSK ON 10 APRIL 2010***

z dnia 8.03.2017 r. (4/SE/2017)

sporządzonym przez Franka TAYLORA, Consultant in Air Safety & Accidents Investigation

**1. Zakres analizy raportu KBWL LP**

Frank TAYLOR poddał analizie raport KBWL LP. Autor analizy odnosi się zarówno do formy jak i do treści raportu. Jego zdaniem układ raportu nie odpowiada zaleceniom sformułowanym przez ICAO. Zalecenia te F. TAYLOR dołączył do swojego opracowania w postaci załącznika.

Ekspert odniósł się do poszczególnych części raportu KBWL LP formułując szereg uwag krytycznych. Najistotniejsze z nich to:

- brak szczegółowego opisu i udokumentowania uszkodzeń samolotu i drzew, a w szczególności brzozy i skrzydła,
- brak właściwej analizy możliwości przetrwania katastrofy przez pasażerów i załogę,
- stwierdzenie, że w kokpicie przebywał Dowódca Sił Powietrznych nie zostało odpowiednio udokumentowane i stanowi przypuszczenie,
- stwierdzenie o uderzeniu w brzozę i o utracie końcówki lewego skrzydła nie zostało właściwie udokumentowane – w szczególności brak opisu dźwięku CVR,
- brak przekonującego wyjaśnienia stwierdzenia o braku dowodów na wybuch lub pożar przed uderzeniem,
- wniosek o obrażeniach wielonarządowych w wyniku przeciążenia 100 g i w konsekwencji śmierci załogi i pasażerów nie został odpowiednio udowodniony,
- brak szczegółowych informacji o położeniu ciał na miejscu katastrofy i ich obrażeniach,
- brak wyjaśnienia pojawienia się przyśpieszenia pionowego po uderzeniu w skrzydło,
- brak w raporcie transkrypcji zapisów CVR.

## **2. Wnioski Franka TAYLORA z przeglądu raportu KBWL LP**

F. TAYLOR stwierdził, że raport KBWL LP *„Jest to bardzo długi i szczegółowy raport, który zwraca uwagę na liczne niedociągnięcia w zakresie bezpieczeństwa, co prowadzi do dobrze uzasadnionych zaleceń dotyczących bezpieczeństwa”*. Niektóre obszary badań nie zostały odpowiednio zbadane i omówione. *„Podobieństwo wniosków polskiego raportu do wniosków zawartych w rosyjskim raporcie MAK nie byłoby w normalnych warunkach ani zaskakujące, ani niepokojące. Ponieważ jednak główne punkty, które sugerują, że wnioski są oparte na wątpliwych dowodach i/lub rozumowaniu, są niezwykle podobne, istnieje duże prawdopodobieństwo, że w wielu ważnych obszarach polskie badanie nie było całkowicie niezależne, i że opierało się w niedopuszczalnym stopniu na informacjach i poglądach wyrażonych przez Rosjan”*.

Ekspert ponownie podkreślał słabe udokumentowanie uderzenia w brzozę. Zalecił też analizę CVR w oparciu o oryginalne nagrania i dążenie do zwrotu wraku do Polski.

**INFORMACJE ZAWARTE W RAPORCIE *REVIEW OF THE RUSSIAN (IAC/MAK) REPORT***  
***INTO THE TU154 ACCIDENT AT SMOLENSK ON 10 APRIL 2010***

z dnia 8.03.2017 r. (5/SE/2019)

sporządzonym przez Franka TAYLORA, Consultant in Air Safety & Accidents Investigation

**1. Zakres analizy raportu MAK**

Frank TAYLOR poddał analizie raport MAK. Odnosi się zarówno do formy jak i treści raportu. Jego zdaniem układ raportu nie odpowiada zaleceniom sformułowanym przez ICAO pomimo deklarowanej przez Rosjan zgodności z załącznikiem 13 do Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym.

Ekspert odniósł się do poszczególnych części raportu MAK formułując szereg uwag krytycznych. Najistotniejsze z nich to:

- zwłoka w utworzeniu komisji badającej wypadek i nadzór nad nią przez premiera Federacji Rosyjskiej,
- przedwczesna analiza śladów uszkodzeń drzew,
- szczątkowe informacje o położeniu foteli pasażerskich oraz ciał na wrakowisku,
- brak potwierdzenia stwierdzenia o przeciążeniach przekraczających 100 g,
- brak rekonstrukcji wraku na odpowiedniej ramie,
- brak właściwej ochrony wraku do zakończenia dochodzenia,
- brak udokumentowania stwierdzenia o obecności Dowódcy Sił Powietrznych w kokpicie,
- tendencyjny dobór świadków (potwierdzających ustalenia komisji),
- wątpliwe stwierdzenie o braku śladów materiałów wybuchowych (na pokładzie samolotu wojskowego).

**2. Wnioski Franka TAYLORA z przeglądu raportu MAK**

F. TAYLOR stwierdził, że *„w raporcie można znaleźć oznaki, że informacje zostały wybrane na poparcie wcześniejszej teorii, ale chociaż nie dowodzi to, że wnioski są błędne, rzuca*



*poważne wątpliwości w kilku ważnych obszarach*". Autor uznał też, że ze względu na brak szczegółów dotyczących brzozy należy szukać i rozważyć inne możliwe wyjaśnienia pęknięcia skrzydła. Jego zdaniem pobieżne omówienie obrażeń pasażerów pozostawia wątpliwości co do przyczyn ich śmierci. Podsumowując uznał, że dalsze prowadzenie niezależnych badań jest uzasadnione.

## INFORMACJE ZAWARTE W RAPORCIE

### *THE TU154M CRASH ON 10 APRIL 1010 A DRAFT INTERIM REPORT – DECEMBER 2019*

z dnia 29.12.2019 r. (8/SE/2019)

sporządzonym przez Franka TAYLORA, Consultant in Air Safety & Accidents Investigation

#### **1. Uwagi ogólne**

Omawiany raport został napisany w 2019 roku. Wcześniej, w 2017 roku, Frank TAYLOR opiniował raport KBWL LP oraz raport MAK. Miał więc wiedzę o przebiegu katastrofy i wnioskach sformułowanych przez KBWL LP i MAK. Raport z 2019 roku należy oceniać w kontekście tych wcześniejszych raportów.

Oceniając w 2017 roku raport KBWL LP wskazał na niezgodność jego formy z zaleceniami ICAO. Natomiast analizując treść uznał, że niektóre stwierdzenia są zbyt słabo udokumentowane. Dotyczyło to w szczególności uderzenia w brzozę i odcięcia końcówki skrzydła, obecności Dowódcy Sił Powietrznych w kokpicie, braku transkrypcji zapisów CVR.

Również ocena raportu MAK z dnia 8.03.2017 r., zawiera stwierdzenie o niezgodności jego formy z zaleceniami ICAO oraz o słabym udokumentowaniu: – uderzenia w brzozę, – obecności Dowódcy Sił Powietrznych w kokpicie, – obrażeń ofiar. TAYLOR poddał też w wątpliwość wyniki badań na obecność śladów materiałów wybuchowych uważając, że w samolocie wojskowym obecność taka powinna być potwierdzona.

#### **2. Zakres badań**

Raport wykonano zgodnie z umową nr 286/2019/DA z dnia 18.07.2019 r. Autor raportu podkreśla, że nie jest on sprawozdaniem końcowym. Zawiera natomiast poglądy F. TAYLORA dotyczące badań katastrofy samolotu Tu-154M. Poglądy te ukształtowały się w oparciu o przedstawione mu w styczniu 2018 roku dowody, że „*przed uderzeniem w ziemię doszło do eksplozji w skrzydle wewnątrz oderwanej końcówki skrzydła i w środkowej części kadłuba*”, oraz że „*kolejna eksplozja w kadłubie wysadziła drzwi kabiny L2 w ziemię tuż przed*

głównym uderzeniem w ziemię”. Jednocześnie autor stwierdził, że w raportach KBWL LP i MAK brak jest dowodów uderzenia w brzozę.

Jednak w późniejszym czasie, analizując zdjęcia z miejsca wypadku, TAYLOR odnalazł zdjęcia pokazujące sekcje podłużnic skrzydeł, których zagięcie do tyłu wskazywało na uderzenie w pień brzozy.

Dalsza analiza TAYLORA dotyczyła oceny poglądów o sfabrykowaniu dowodów (takich jak opisano powyżej) oraz śladów uderzenia w brzozę. Śladami takimi były, m.in. kawałki skrzydła osadzone w drzewie. W oparciu o własne doświadczenia zawodowe TAYLOR stwierdził, że ze względu na skalę zniszczeń, falsyfikacja i uwiarygodnienie miejsca katastrofy nie byłoby możliwe do wykonania nawet w ciągu kilku tygodni. W tym kontekście pogląd o inscenizacji miejsca katastrofy w ciągu jednego dnia jest nierealny.

Analizując rozpad kadłuba TAYLOR zwrócił uwagę na brak w raportach KBWL LP i MAK analizy odporności zderzeniowej i czynników wpływających na przeżycie w odniesieniu do samolotu Tu-154M. Przypuszcza, że być może Tu-154M „nie spełniał wymagań zdolności do lotu dotyczących obciążeń podczas lądowania awaryjnego”.

Dalej TAYLOR informuje o aktualnie prowadzonych analizach różnych poszlak, które dotyczyły:

- przyczyn zbyt małej wysokości, w tym ewentualnej presji na pilotów,
- twierdzenia o dodatkowej osobie znajdującej się na wieży lotniska, która wpływała na kontrolerów,
- braku na lotnisku środków transportu czekających na pasażerów,
- braku lotniskowej straży pożarnej i zastąpienie jej strażą miejską,
- obecności w pobliżu miejsca wypadku wielu pracowników służb ratunkowych z pobliskich miejscowości (z usuniętymi identyfikatorami).

### **3. Ocena raportu**

Raport Franka TAYLORA wskazuje, że prowadzone przez niego analizy znajdowały się na bardzo wczesnym etapie. Przystępując do tych prac miał ukształtowany pogląd, że na

pokładzie samolotu Tu-154M doszło do serii wybuchów. Przeczyły temu **zdjęcia wskazujące na uderzenie skrzydła w brzozę**. TAYLOR uznał też, że **falsyfikowanie miejsca katastrofy było niemożliwe**. Warto też przytoczyć powtarzające się we wszystkich opracowaniach Franka TAYLORA stwierdzenie, że „...**jeśli wybierze się tylko informacje, które wspierają jakąś teorię, wówczas można „udowodnić praktycznie wszystko”**”.

Strona celowo pusta

Załącznik nr 4.7

**INFORMACJE ZAWARTE W RAPORCIE *DRAFT FINAL PERSONAL REPORT OF THE WORK AND FINDINGS FOR REINVESTIGATION OF ACCIDENT TO TU-154M (101) ON 10 APRIL 2010 IN***

***SMOLENSK*** z dnia 14.01.2020 r. (4/SE/2020)

sporządzonym przez LILJA Göran, MSc of Aeronautical Engineering,  
Appointed European Expert Member to Reinvestigation

Raport wykonano zgodnie z umową nr 289/2019/DA z dnia 18.07.2019 r. W oparciu o dostarczone przez Podkomisję materiały ekspert dokonał ich analizy pod kątem ustalenia przyczyn katastrofy oraz określenia prac badawczych, które należy dalej prowadzić.

Zadaniem Eksperta było:

- analiza zapisów TAWS,
- analiza systemu sterowania samolotem,
- bieżące konsultacje z ekspertami z Polski,
- analiza charakterystyk aerodynamicznych samolotu,
- analiza zdolności manewrowych samolotu z uszkodzonym lewym skrzydłem.

Ekspert analizował dwie hipotezy:

- hipoteza zderzenia z brzozą, zgodnie z raportami MAK i KBWL LP,
- hipoteza wybuchu.

Autor wykorzystał 36 publikacji, które zawarł w spisie literatury. Niektóre z nich ocenił uwzględniając ich przydatność do wykonania zadania. Ciekawe jest, że wskazując na badania aerodynamiczne WAT (projekt LARE) ocenił je jako średnio przydatne do analizy. Zwrócił uwagę, że w rozpatrywanym przypadku istnieją zasadnicze ograniczenia w możliwości rzeczywistego odwzorowania zjawisk aerodynamicznych mających wpływ na siły i momenty aerodynamiczne. Dlatego każda symulacja obarczona jest niepewnością wyników. Natomiast odtworzenie charakterystyk silników nie sprawia problemów.

Dalej G. LILJA omówił zasady prowadzenia symulacji ruchu samolotu w oparciu o równania ruchu.

Celem autora raportu była analiza końcowego fragmentu trajektorii lotu. Zwrócił uwagę, że założenie, iż po utracie końcówki skrzydła nadal możliwe było zrównoważenie samolotu przy pomocy steru kierunku, jest błędne. LILJA stwierdził, że była bardzo prawdopodobna utrata możliwości sterowania samolotem w wyniku uszkodzenia systemów hydraulicznych i elektrycznych samolotu.

LILJA stwierdził również, że trajektoria uzyskana przez innego eksperta – Chrisa PROTHEROE jest zgodna z danymi zapisanymi przez rejestrator ATM-QAR. Natomiast przyjęcie hipotezy eksplozji na większej wysokości powoduje, że miejsce upadku samolotu powinno znajdować się znacznie bliżej krawędzi pasa startowego.

Na podstawie zapisów rejestratora ekspert szczegółowo omawia zachowanie się samolotu po uderzeniu w brzozę.

G. LILJA przeprowadził też własne obliczenia służące odtworzeniu trajektorii. Dotyczyły one dwóch hipotez.

#### **Zderzenie z brzożą**

W obliczeniach przyjął początkowe wartości parametrów lotu zgodne z zapisami ATM-QAR dla momentu uderzenia w brzozę. Uzupełnił je danymi z raportu Ch. PROTHEROE. Model był uproszczony i nie uwzględniał oddziaływań aerodynamicznych. Obliczony punkt uderzenia w ziemię różnił się od punktu wskazanego przez Ch. PROTHEROE o (40 m wzdłuż osi drogi startowej, 25 m w poprzek pasa startowego). Maksymalna wysokość różni się o 2 m.

#### **Hipoteza wybuchu**

Założenie o odejściu na drugi krąg na wysokości 100 metrów i wybuchu w skrzydle, przy zastosowaniu podobnych warunków początkowych (poza wysokością) powodowało, że lot trwałby 4 sekundy dłużej zaś punkt upadku byłby 300 m bliżej pasa startowego. Autor stwierdził, że **nie zgadza się to z obserwacjami**.

G. LILJA poddał też ocenie inne dostarczone mu materiały. Stwierdził, że:



- 1) zdjęcia wrakowiska nie zawierają informacji o sektorze, którego dotyczą, miejscu, z którego je zrobiono i kierunku fotografowania. Utrudnia to interpretację zdjęć;
- 2) założenie, że brak krateru uderzeniowego oraz duża liczba szczątków są dowodami na wybuch, jest nieuprawnione. Autor raportu stwierdza, że są wyraźne ślady penetracji podłoża przez samolot. Z kolei duża liczba drobnych szczątków wynika z odwróconej pozycji w chwili zderzenia i gwałtownego wyhamowania ruchu;
- 3) zawarte w Raporcie Technicznym (2018) **twierdzenie, że drzwi L2 były oddzielone od kadłuba i wbite w ziemię w wyniku wewnętrznego ciśnienia (wybuch) jest nieprawdziwe**. Na podstawie analizy zdjęć autor udowadnia, że **drzwi zostały wbite w ziemię poprzez uderzenie kadłuba**;
- 4) uznane przez Podkomisję za dowód na eksplozję zerwanie ubrań z ofiar jest dyskusyjne.

W raporcie zawarto też inne spostrzeżenia. Stwierdził m.in., że:

- 1) w chwili gdy doszło do nagłego urwania końcówki skrzydła samolot był w początkowej fazie wznoszenia. Pojawiło się nagłe przechylenie na lewo. Samolot szybko odchylił się też w lewo;
- 2) nastąpiło przecięcie przewodów hydraulicznych i połączeń mechanicznych służących do wychylania lewej lotki;
- 3) prędkość przechylania narastała osiągając 46°/s;
- 4) zniszczenia mechanicznego systemu sterowania w lewym skrzydle spowodowały też gwałtowne, sprężyste przemieszczenia elementów systemu sterowania w prawym skrzydle. Taka reakcja jest poprawna jeżeli przyjmiemy hipotezę uderzenia w brzozę;
- 5) zniszczenie systemu hydraulicznego w lewym skrzydle mogło doprowadzić do spadku ciśnienia w całym systemie hydraulicznym. Oznacza to brak możliwości sterowania wszystkimi organami sterowania. Dotyczy to w szczególności steru wysokości. W takim przypadku nie było możliwe zatrzymanie przechylania poprzez wychylenie tego steru;
- 6) problem utraty możliwości sterowania wymaga dalszych badań;
- 7) w związku z brakiem danych dotyczących działania systemu sterowania i sposobu rejestracji wychyleń sterów nie jest możliwe odrzucenie wniosków zawartych w Raporcie MAK i Raporcie KBWL LP;

- 8) hipoteza zderzenia z brzożą jest zgodna z obserwacjami;
- 9) hipoteza wybuchu jest bardziej wątpliwa, ale niemożliwa do odrzucenia bez dodatkowych informacji;
- 10) dane z radiowysokościomierza pokazują, że nie ma powodu do ich kwestionowania.  
Potwierdzają one trajektorię samolotu podaną przez MAK i KBWL LP.

**INFORMACJE ZAWARTE W RAPORCIE *ASSESSMENT OF OUTER WING FAILURE***  
**(*ACCIDENT TO TU-154M AT SMOLENSK ON 10 APRIL 2010*)** z dnia 05.12.2018 r.

(10/SE/2019) sporządzonym przez PROTHEROE Associates

Raport wykonano zgodnie z umową nr 302/2018/DA z dnia 20.07.2018 r. Zawiera on ocenę uszkodzeń lewego skrzydła samolotu Tu-154K, które powstały w trakcie zderzenia z brzozą.

**1. Materiał dowodowy**

Analizę autor oparł na nieindeksowanych zdjęciach powypadkowych, instrukcjach obsługi samolotów, danych technicznych, zdjęciach satelitarnych, nagraniach wideo i innych dokumentach dostarczonych autorowi na dysku „Seagate Expansion Drive”.

Poprzez porównanie zdjęć i dokumentów źródłowych oraz nakładających się na siebie fotografii i zdjęć satelitarnych itp., możliwe było jednoznaczne zidentyfikowanie znacznej liczby szczątków Bodin, zarówno pod względem ich pierwotnej lokalizacji na pokładzie samolotu, jak i ich pozycji na ziemi.

**2. Cel badań**

Głównym celem było ustalenie, niezależnie od pracy innych stron zaangażowanych w śledztwo, czy do oddzielenia się lewego skrzydła doszło w wyniku zderzenia samolotu z tym drzewem, czy też w wyniku detonacji ładunków wybuchowych wewnątrz skrzydła, czy też z jakiegoś innego powodu.

**3. Ocena materiału dowodowego**

W pierwszej części sprawozdania PROTHEROE identyfikuje poszczególne szczątki skrzydła, szczegółowo analizuje ich wygląd (zniszczenia) wskazując na ich pierwotną lokalizację. Ilustruje to licznymi zdjęciami i rysunkami, które potwierdzają jego spostrzeżenia. Stwierdza, że osadzone na drzewie szczątki są fragmentami struktury samolotu. Omawiając uszkodzenia odłamanej części skrzydła stwierdza, że *„zawinięcia w dolnej części poszycia między środkowymi i tylnymi dźwigarami (...), które, jak twierdzą inni, stanowią dowód prima facie na to, że oddzielenie się zewnętrznego skrzydła w powietrzu było spowodowane detonacją*

*ładunku wybuchowego wewnątrz skrzydła. Autor ten nie podziela tego poglądu z powodów przedstawionych w części 2 raportu”.*

#### **4. Analiza**

Druga część sprawozdania zawiera autorską analizę zgromadzonego materiału dowodowego. Autor potwierdza, że zidentyfikował wszystkie szczątki jako elementy skrzydła. Szczegółowe badania wykazały, że pochodziły one z wąskiej strefy na lewym skrzydle, biegnącej od krawędzi czołowej do spływu. Ich uszkodzenia są zgodne z uszkodzeniami powstającymi w czasie uderzenia skrzydła krawędzią natarcia w przeszkodę typu „słup”. Skutkiem takiego uderzenia jest przecięcie skrzydła. PROTHEROE szczegółowo omawia poszczególne fazy uderzenia ilustrując omawiane problemy zdjęciami szczątków. Najważniejsze jego ustalenia, które znajdują potwierdzenie w materiale dowodowym to:

- występowanie wklęsłych odkształceń odzwierciedlających obwód brzozy,
- owijanie się podłużnic wokół pnia,
- wybrzuszenia dolnego i górnego pokrycia i jego zwijanie się na zewnątrz, pęknięcie i tworzenie się ciasno zwiniętych „języków” (loków), które mogą utworzyć „harmonijkę”,
- w przypadku skrzydła skośnego obserwuje się naprzemienny lub ząbkowany profil górnego i dolnego pokrycia w śladzie uderzenia.

W raporcie zawarto zdjęcia szczątków z charakterystycznymi zniszczeniami.

Autor stwierdza, że:

- *„Wzór uszkodzeń widoczny na wielu pojedynczych szczątkach znalezionych u podstawy drzewa lub w jego pobliżu jest typowy dla uderzeń typu słupowego”,*
- strefa zniszczeń ma szerokość zgodną ze średnicą pnia brzozy,
- obecność szczątków krawędzi spływu dowodzi, że skrzydło zostało przecięte w całości,
- w obszarze przed brzozą brak szczątków wskazujących na inną niż uderzenie przyczynę urwania końcówki skrzydła,
- zniszczenia pnia i wbite w niego szczątki są zgodne z uderzeniem skrzydło-drzewo.

W raporcie PROTHEROE szczegółowo omawia też poszczególne fazy destrukcji skrzydła ilustrując to rysunkami.

## **5. Wnioski**

Autor raportu stwierdza, że w momencie zderzenia z brzozą skrzydło było strukturalnie nienaruszone i lewa zewnętrzna część skrzydła nie oderwała się w locie w wyniku wybuchowego sabotażu.

Zarówno wzór uszkodzeń odniesionych przez poszczególne szczątki, jak i wzór deformacji i rozpadu widoczny w obszarze pęknięcia oddzielonego skrzydła, wskazują na to, że skrzydło oddzieliło się w wyniku uderzenia w drzewo Bodina podczas lotu. Pień przeciął skrzydło od krawędzi czołowej do krawędzi spływu, powodując w ten sposób wzór uszkodzeń typowy dla uderzeń skrzydła o słup.

Wszystkie dowody związane ze szczątkami samolotu, z samym drzewem i z oddzielonym skrzydłem są zgodne z tym, że **oderwanie nastąpiło wyłącznie w wyniku uszkodzeń mechanicznych spowodowanych uderzeniem lewego skrzydła w drzewo.**

### **Uwagi dotyczące hipotezy wybuchu w skrzydle i upozorowania katastrofy**

W raporcie PROTHEROE odnosi się również do hipotezy sabotażu – wybuchu w skrzydle. Według niego hipotezie tej przeczą:

- zdjęcia satelitarne wykonane 5 godzin po katastrofie pokazujące złamane i przewrócone drzewo, brak ciężkiego sprzętu koniecznego do „falsyfikacji” miejsca katastrofy, brak śladów użycia takiego sprzętu,
- brak możliwości ułożenia szczątków samolotu w sposób pozorujący miejsce katastrofy,
- brak możliwości naniesienia śladów dalszych zderzeń z roślinnością na urwaną końcówkę skrzydła i umieszczenia jej w miejscu upadku.

Autor stwierdza, że *„Wszystko to wymagałoby znacznie większej liczby pracowników posiadających znaczną wiedzę specjalistyczną w zakresie dochodzeń w sprawie wypadków, starannie poinformowanych i zdolnych do pracy niezależnie i bez nadzoru,*

*a jednocześnie zdolnych do stworzenia jednolitego oszustwa, bez rozbieżności i niespójności. (Sprawca) musiałby to wszystko osiągnąć i usunąć wszelkie ślady swojej obecności (w tym ciężkiego sprzętu) podczas pracy w chaotycznych warunkach, które panują bezpośrednio po każdej poważnej katastrofie lotniczej, i zakończyć wszystko w ciągu 5 godzin, zanim wykonano amerykańskie zdjęcie satelitarne pokazujące przewrócone drzewo Bodina”.*

Autor podaje też inny powód przeczący hipotezie wybuchu – lot był jednorazowy i niemożliwym było kontrolowanie przez „sprawców” położenia samolotu względem brzozy oraz precyzyjnej detonacji ładunków. **Hipoteza sabotażu wybuchowego oraz wprowadzenia w błąd jest nie do utrzymania.**

Wszystkie dostępne autorowi dowody dotyczące oddzielonego zewnętrznego skrzydła wraz ze wszystkimi powiązanymi szczątkami (z wczesnej części szlaku szczątków, między drzewem Bodina, a ulicą Kutuzowa) zostały szczegółowo zbadane pod kątem dowodów na obecność materiałów wybuchowych lub sugerujących ich udział w zdarzeniu. Do tej pory nie znaleziono takich dowodów, a autor jest przekonany, że **detonacja potencjalnych materiałów wybuchowych nie odegrała żadnej roli w oddzieleniu zewnętrznego skrzydła.**

## **6. Podsumowanie**

- 1) lewe skrzydło uderzyło w pień drzewa Bodina w pozycji rozpiętości tuż za lotką;
- 2) zderzenie spowodowało, że pień drzewa Bodina przebił skrzydło, powodując ogromne zakłócenia i rozpad struktury skrzynki skrzydła na swojej drodze, zanim wyłonił się z krawędzi spływu, przecinając całe zewnętrzne skrzydło;
- 3) oddzielone skrzydło zewnętrzne, z przymocowanymi lotkami i obiema zewnętrznymi sekcjami listew krawędzi natarcia, poruszało się po trajektorii balistycznej przez około 108 m, po czym spadło na ziemię w zaroślach;
- 4) uderzenie oddzielonego skrzydła o ziemię spowodowało niewielkie dalsze uszkodzenia;
- 5) lewe skrzydło było nienaruszone w momencie zderzenia z drzewem Bodina i nie znaleziono żadnych dowodów sugerujących, że samolot został poważnie uszkodzony przed zderzeniem z nim;
- 6) wszystkie uszkodzenia widoczne do tej pory na oderwanym zewnętrznym lewym skrzydle są zgodne z kolizją z brzozą;

- 7) we wraku skrzydła nie znaleziono żadnych dowodów, które świadczyłyby o wybuchu;
- 8) pogląd, że dowody pokazujące, że skrzydło zostało odcięte przez brzozę mogły zostać sfabrykowane, nie jest możliwy do utrzymania.



Strona celowo pusta

**Informacje zawarte w Raporcie *Accident to TU-154M tail number 101*  
*at Smolensk Aerodrome on 10 April* z dnia 03.01.2020 r. (10/SE/2019)**

sporządzonym przez PROTHEROE Associates

Raport wykonano zgodnie z umową nr 287/2019/DA z dnia 18.07.2019 r. Zawiera on wyniki rekonstrukcji końcowej fazy lotu samolotu Tu-154M.

### **1. Materiał dowodowy**

Autor oparł analizę na nieindeksowanych zdjęciach powypadkowych, instrukcjach obsługi samolotów, danych technicznych, zdjęciach satelitarnych, nagraniach wideo i innych dokumentach dostarczonych autorowi na dysku „Seagate Expansion Drive”. Dodatkowo wykorzystywał dane zgromadzone na bezpiecznym serwerze Podkomisji.

Poza wyżej wymienionymi materiałami wykorzystał dodatkowo:

- profil terenu wzdłuż toru z raportu MAK,
- wewnętrzne raporty Ekspertów Europejskich (EE) dotyczące rejestratorów lotu i CVR, których autorem jest Christer MAGNUSSON,
- wewnętrzne raporty i notatki EE autorstwa Görana LILJA, dotyczące mechaniki lotu, osiągów lotu, aerodynamiki i systemów GPS.

**PROTHEROE pominął liczne opracowania dowodzące sabotażu polegającego na detonacji ładunków wybuchowych na pokładzie samolotu podczas końcowych etapów podejścia do lądowania. PROTHEROE zignorował te raporty ponieważ nie stanowią one materiału dowodowego.**

### **2. Cel badań**

Głównym celem badań autora do tego etapu było zbadanie i przeanalizowanie dostępnych rzeczywistych dowodów w celu ustalenia, co stało się z samolotem podczas późniejszych etapów podejścia, od punktu około 2,5 km od progu pasa startowego do punktu ostatecznego zderzenia z ziemią (około 490 metrów od progu pasa). Realizowano to kolejno poprzez:

- wstępne oszacowanie końcowej części rzutu toru naziemnego samolotu poprzez nałożenie kluczowych cech zidentyfikowanych w zapisie fotograficznym na obrazy satelitarne zaimportowane do modelu CAD 2D,
- ustalenie, czy zewnętrzne lewe skrzydło zderzyło się z tzw. brzozą Bodina, czy też przeszło obok niej,
- zbudowanie modelu 3D terenu pod końcową częścią podejścia i w oparciu o model 2D identyfikacja punktów terenowych (budynki drzewa) leżących pod torem lotu,
- dodanie modelu 3D samolotu pokrywającego się z położeniem samolotu w czasie lotu.

### **3. Sposób prowadzenia badań**

**Autor ustalił z dużą pewnością, że skrzydło oddzieliło się w wyniku zderzenia z pniem brzozy.** W związku z tym badania skoncentrował na trajektorii uwzględniającej zderzenie.

Model 3D terenu został skonstruowany z profili topograficznych uzyskanych z Google Earth. Model dotyczył obszaru obejmującego trajektorię lotu. Drzewa znajdujące się na tym obszarze modelowano w postaci cylindrycznych słupów. Zaznaczono drogi i tory. Uwzględniono budynki, linie energetyczne, światła podejścia.

Otrzymany model CAD był wszechstronnym narzędziem analitycznym, pozwalającym na iteracyjny proces dopasowania modelowanego podejścia samolotu do wszystkich dostępnych dowodów faktycznych na każdym etapie lotu.

Naziemny rzut toru lotu samolotu oszacowano na podstawie rozkładu i schematu wyrzucania szczątków w głównym miejscu katastrofy, położenia i orientacji śladów po uderzeniach w ziemię oraz rozmieszczenia drzew wykazujących uszkodzenia typowe dla uderzeń nisko lecących samolotów. Uwzględniono pozycje TAWS 36 i 37.

Co 100 metrów na tor lotu nałożono sylwetkę samolotu uwzględniając jego położenie przestrzenne wynikające z zapisów FDR. Uzyskano spójny obraz trajektorii podejścia samolotu. Animacja lotu została uzgodniona czasowo z zapisami CVR dźwięków w kabinie pilotów.

Raport zawiera szereg rysunków, pozwalających odtworzyć przebieg katastrofy. PROTHEROE zauważa, że „**Pole szczątków w głównym miejscu katastrofy stanowi w efekcie przedłużenie korytarza przelotu, ściśle do niego dopasowane zarówno pod względem szerokości, jak i orientacji**”. Tym samym stwierdza, że:

- szczątki samolotu po raz pierwszy pojawiają się na ziemi w brzozie i bezpośrednio wokół niej, a następnie rozciągają się z różną gęstością wzdłuż toru lotu do głównego miejsca uderzenia. Obszar przed brzozą jest pozbawiony szczątków samolotów,
- wczesny ślad szczątków składał się z fragmentów lewego skrzydła pochodzących z wąskiego pasa cięciwy tuż wewnątrz lotki,
- schemat uszkodzeń i szczątków, ich pochodzenie na nienaruszonym samolocie oraz ich położenie na ziemi nie pozostawiają wątpliwości, że **lewe skrzydło zostało w pełni przebite przez pień brzozy** wzdłuż pasa wskazanego na rysunkach 5 i 6, co spowodowało oddzielenie się części skrzydła,
- za brzozą doszło do kolejnych kolizji z drzewami przylegającymi do ul. Kutuzova i dalej. Świadczą o tym dalsze uszkodzenia drzew i szczątki samolotu,
- dane TAWS, FMS, GPS są zgodne z rozrzutem szczątków i śladami naziemnymi.

Model 3D trajektorii uwzględniający sylwetkę samolotu jest zgodny ze śladami uszkodzeń drzew, co PROTHEROE pokazał na zdjęciach z miejsca wypadku, na które naniósł trajektorię i sylwetkę samolotu.

Autor stwierdza, że nagła zmiana zapisów FDR (w szczególności odchylenia i przechylenia) rozpoczynają się w chwili zderzenia z drzewem. Nagłemu wychyleniu ulegają też organy sterowania, co świadczy o uszkodzeniu mechanicznego toru sterowania samolotem. Dowodem na takie uszkodzenia są zidentyfikowane w rejonie brzozy elementy tych mechanizmów.

Również wykorzystane przez PROTHEROE dane z ATM wykazały wzorzec zachowania charakterystyczny dla penetracji skrzydła przez brzozę. Zdarzenie to korespondowało ze zderzeniem samolotu z brzozą. Dane ATM pozwoliły na ustalenie trajektorii lotu samolotu podczas podejścia do pierwszych drzew.

Autor raportu poprzez przedstawienie szeregu rysunków szczegółowo udokumentował ostatnie 2,5 km trajektorii samolotu w czasie podejścia aż do chwili upadku na ziemię. Przeprowadził krytyczne omówienie wyników dowodząc ich poprawności.

Uzyskana trajektoria bardzo dobrze pasuje do pozycji początkowych śladów uderzenia w ziemię i kluczowych fragmentów wraku samolotu na początku głównego pola szczątków.

Dotyczy to w szczególności:

- śladów uderzenia w ziemię lewego skrzydła, usterzenia i nosa kadłuba,
- położenia i orientacji po zderzeniu wbitych w ziemię lewych drzwi L2 (krawędź natarcia skierowana w dół, poszycie zewnętrzne skierowane do tyłu do góry),
- oderwania prawego usterzenia i jego końcowego położenia,
- braku kontaktu z niektórymi drzewami znajdującymi się w pobliżu,
- brak kontaktu z omijaniem niektórych drzew w pobliżu (modelowanych jako niebieskie słupki).

**Opracowany scenariusz uderzenia jest zgodny z ogólnym rozmieszczeniem szczątków w głównym miejscu katastrofy.**

**PROTHEROE udowadnia też, że drzwi L2 zostały wbite pionowo w ziemię przez rozpadający się kadłub samolotu.**

#### **4. Dyskusja wyników**

Autor w podsumowaniu pisze, że:

- materiały dostarczone przez Podkomisję stanowią obszerne i niezwykle cenne archiwum, choć całkowicie pozbawione organizacji i struktury. Znaczna część materiału w archiwum składa się z wtórnych obserwacji, opinii i/lub wyników różnych analiz, symulacji, obliczeń, itp., które same w sobie nie stanowią dowodu rzeczowego,
- dane lotu i nagrania z rejestratora rozmów w kokpicie (niezależnie zatwierdzone przez MAGNUSSONA, specjalizującego się w analizie rejestratorów) dostarczają bezcennych dowodów potwierdzających,

- analiza materiału dowodowego dostarczyła bardzo wyraźnego obrazu wydarzeń od punktu na podejściu około 2,5 km od pasa startowego aż do punktu ostatecznego zderzenia z ziemią.

Dalej omawia szczegółowo poszczególne fazy lotu podając pozycję samolotu i jego przestrzenne położenie. Stwierdza, że *„Zderzenie z brzoza Bodina spowodowało, że samolot natychmiast skręcił w lewo o około 6° i zaczął gwałtownie przechylać się w lewo”*. Zderzenie to spowodowało odcięcie zewnętrznego lewego skrzydła i było bezpośrednią przyczyną wypadku. Spowodowało ono:

- całkowite odcięcie lewego skrzydła wraz z lotką,
- oddzielenie znacznych części powierzchni slotów i lotek wzdłuż linii cięcia oraz związane z tym przemieszczenie i urwania mocowań tych elementów oraz cięgien,
- przerwanie systemów hydraulicznych znajdujących się w rejonie tylnego dźwigara,
- przerwanie systemów sterowania, pojawienie się nagłych sił na wolancie (wyrwanie go w prawo) i utratę możliwości sterowania samolotem przez załogę,
- zniszczenie instalacji elektrycznej i paliwowej w skrzydle i układów sterowania klap przednich i tylnych.

Ponadto PROTHEROE stwierdził, że:

1. Wzór deformacji strukturalnych i pęknięć widoczny na oddzielonym zewnętrznym lewym skrzydle był całkowicie charakterystyczny dla katastrof lotniczych obejmujących zderzenia skrzydeł z drzewami.
2. Nie znaleziono żadnych dowodów wskazujących na wybuch i eksplozję w żadnym z materiałów fotograficznych dotyczących skrzydła, które badał autor.
3. Ślady uszkodzenia na pniu brzozy potwierdzają, że została ona uderzona przez ciężki, ale stosunkowo płaski obiekt poruszający się z dużą prędkością.
4. Szczególny rodzaj złamania pnia brzozy jest charakterystyczny dla obciążenia dynamicznego i nie może być sztucznie odtworzony przez przyłożenie prostych obciążeń statycznych (nieimpulsowych), np. po prostu przez ciągnięcie lub szarpanie drzewa za pomocą ciężkich maszyn.

5. Na zdjęciach złamanego pnia wyraźnie widać osadzone fragmenty metalu o typowej dla konstrukcji samolotu obróbce powierzchni, a ich kształt i grubości są zgodne z typową konstrukcją skrzydła.
6. Wzory cięć i zgnieć na pniu brzozy potwierdzają, że został on uderzony przez zewnętrzne skrzydło Tu-154M w pozycji poziomej.
7. Uszkodzenia i szczątki widoczne na pniu brzozy nie mogły zostać sfabrykowane lub zmanipulowane w dostępnym czasie, zwłaszcza jeśli weźmie się pod uwagę wszystkie inne dowody, które również niezaprzeczalnie wskazują na kolizję z brzozą,
8. Załoga utraciła możliwość sterowania i kontroli samolotu.
9. Ruch samolotu po utracie końcówki skrzydła jest zgodny z oczekiwaniami, zaś katastrofa była nieunikniona.

#### **5. Weryfikacja hipotez Podkomisji**

PROTHEROE odniósł się też do hipotez Podkomisji. Stwierdził, że:

##### **1) W odniesieniu do hipotezy fabrykowania dowodów i manipulowania nimi**

Twierdzenia, że uszkodzenia brzozy Bodina zostały sfabrykowane, osadzone w niej fragmenty konstrukcji samolotu oraz uszkodzenia drzew zarówno w górę, jak i w dół toru zostały stworzone po katastrofie, aby zmylić śledczych, nie są poparte dowodami i nie są wiarygodne.

##### **2) W odniesieniu do hipotezy wybuchów**

- nie przedstawiono żadnych faktycznych dowodów, które potwierdzałyby te sugestie. Może się do nich odnieść dopiero po przedstawieniu dowodów,
- żadne z analizowanych 12 zdjęć nie potwierdza wpływu wybuchu na drzwi L2,
- trajektoria lotu samolotu w momencie zderzenia z ziemią oraz interakcje między konstrukcją kadłuba a ziemią podczas związanej z tym sekwencji rozpadu wskazują na wbijanie drzwi L2 głęboko w glebę, w sposób, w jaki zostały znalezione po katastrofie.

##### **3) W odniesieniu do hipotezy sabotażu**

PROTHEROE odrzucił hipotezę sabotażu twierdząc, że jest nie do utrzymania ponieważ:



- podłożenie tak wielu ładunków wybuchowych wraz z osprzętem z pewnością byłoby bardzo trudne,
- istniałoby bardzo duże ryzyko ich nieprawidłowego działania lub przedwczesnego odkrycia ze wszystkimi towarzyszącymi temu zagrożeniami politycznymi,
- podłożenie wielu ładunków wybuchowych byłoby nieracjonalne skoro każdy z nich sam w sobie byłby wystarczający,
- nieprawdopodobne jest przewidzenie złej widoczności dokładnie tego dnia i o tej porze oraz sprowadzenie samolotu w rejon brzozy w określonym czasie. Są to czynniki determinujące sukces sabotażu.

## **6. Podsumowanie**

**Raport PROTHEROE dowodzi, że:**

- 1) jedyną przyczyną urwania końcówki lewego skrzydła było zderzenie z brzozą;**
- 2) odtworzona trajektoria lotu i przestrzenne położenie samolotu są zgodne z materiałem dowodowym;**
- 3) hipotezy wybuchów w skrzydle są fałszywe;**
- 4) przeprowadzenie sabotażu było niemożliwe.**

Strona celowo pusta

**INFORMACJE ZAWARTE W RAPORCIE CVR ANALYSIS DRAFT (ACCIDENT TO TU-154M AT  
SMOLENSK ON 10 APRIL 2010)** z dnia 12.12.2019 r. (9/SE/2019)

sporządzonym przez Christera MAGNUSSONA, Magnic AB

Raport wykonano zgodnie z umową nr 288/2019/DA z dnia 18.07.2019 r. Zawiera on analizę zapisów dźwięków w kabinie pilota.

**1. Materiał dowodowy**

Autor oparł analizę na kopiach zapisów CVR rozmów w kokpicie. Trzy kopie wykonano w Rosji w kwietniu, maju i czerwcu 2010 roku. Wykorzystano też kopie wykonane na zlecenie prokuratury w 2014 roku. Ogółem analizowano siedem różnych kopii zapisów. Kopie różniły się między innymi długością zapisów, głośnością i czasem próbkowania. Kopie z okresu kwiecień-czerwiec nie zawierały kodów CRC pozwalających m.in. na sprawdzenie czy plik nie został zmieniony w stosunku do oryginału. Natomiast kopie prokuratury (MARS 31 i MARS 15) zawierały takie kody i zostały zweryfikowane jako poprawne. MAGNUSSON podkreślił, że podczas wykonywania kopii prokuratury „*wykonano wzorową dokumentację pracy (procesu kopiowania) za pomocą trzech kamer wideo*”.

**2. Analiza zapisów**

MAGNUSSON szczegółowo przeanalizował dostarczone zapisy. Wskazał, że różnice w czasach zapisów mogą wynikać z różnic w chwilach uruchomienia i zatrzymania odtwarzaczy taśmowych MARS oraz ze sposobu łączenia segmentów zapisów. Stwierdził, że zapisy z kwietnia, maja i czerwca wykazują bardzo dobrą zgodność, i że „*Można (...) z dużym prawdopodobieństwem stwierdzić, że wszystkie trzy nagrania zostały wykonane z tej samej taśmy*”. Stwierdził też, że występująca w rosyjskich nagraniach przerwa 4,8 s wynika z połączenia nagrań z dwóch stron taśmy rejestratora. Według MAGNUSSONA „*Prawdopodobną przyczyną luk między segmentami B1-A-B2 jest to, że eksperci CVR z MAK (Międzypaństwowy Komitet Lotniczy) chcieli zapewnić, że żadna część nagrania nie została pominięta*”. Występujące w zapisach z kwietnia, maja i czerwca zniekształcenia

sygnałów są tożsame i mogą być spowodowane przeciążeniami działającymi na napęd taśmowy podczas katastrofy lub zakłóceniami elektrycznymi.

MAGNUSSON stwierdził, że różnice w czasie trwania zapisów z kwietnia i czerwca można wyjaśnić różną szybkością magnetofonów użytych do kopiowania pliku źródłowego MARS-BM. Istotna różnica dotycząca zapisu z czerwca może, zdaniem MAGNUSSONA, wynikać z mniej ostrożnego obchodzenia się z magnetofonem lub rejestratorem cyfrowym podczas uruchamiania taśmy CVR do kopiowania.

Istotnym mankamentem kopii kwiecień-czerwiec jest niska częstotliwość próbkowania (znacznie niższa niż częstotliwość oryginalnej taśmy MARS-BM), co znacznie ogranicza jakość dźwięku poprzez wycięcie dźwięków o wyższej częstotliwości. MAGNUSSON wskazał też na wysoki poziom szumów.

Korygując różnice pomiędzy różnymi zapisami MAGNUSSON połączył je otrzymując plik dźwiękowy, który był podstawą do analizy dźwięku CVR. Stwierdził, że *„Dokładność jest lepsza niż 1 sekunda w całym pliku i około 100 milisekund w końcowej części”*.

W celu upewnienia się, że nie brakuje żadnych części zapisu otrzymany plik CVR został zweryfikowany w oparciu o dane z polskiego rejestratora QAR-ATM. Dane te zostały odczytane w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych i nie mogły być w żaden sposób zmanipulowane. MAGNUSSON wykrył kilka artefaktów, przy czym są one takie same na wszystkich ścieżkach i kopiach. Zdaniem MAGNUSSONA oznacza to, że są one obecne *„albo z powodu defektu oryginalnej taśmy CVR Tu-154M, albo z powodu jakiegoś zakłócenia podczas nagrywania. Jest jednak bardzo mało prawdopodobne, aby jakiekolwiek ważne informacje zostały utracone”*.

### **3. Podsumowanie**

Szczegółowa analiza wygenerowanego pliku CVR potwierdza integralność analizowanych kopii – *„nie można znaleźć żadnych manipulacji”*. MAGNUSSON porównał też zapis CVR z zapisem dźwięku wykonanym podczas innej katastrofy polegającej na zderzeniu samolotu z drzewami. Stwierdził, że *„spektrogram jest podobny”*. Na zakończenie raportu sformułował końcowy wniosek:

***„..... zapis CVR oferuje prawdziwy i poprawny obraz sekwencji zdarzeń”***

**INFORMACJE ZAWARTE W RAPORCIE *FLIGHT DATA RECORDER ANALYSIS DRAFT***  
**(*ACCIDENT TU-154M No 101 AT SMOLENSK ON 10 APRIL 2010*) z dnia 03.01.2020 r.**

sporządzonym przez Christera MAGNUSSONA, Magnic AB

Raport wykonano zgodnie z umową nr 288/2019/DA z dnia 18.07.2019 r. Zawiera on analizę zapisów rejestratora parametrów lot (FDR).

#### **4. Materiał dowodowy**

Autor ustalił, że system MSRP-64M-6 (MSRO) przesyła do rejestratorów MLP-14-5 (MLP), KBN-I-I (KBN) i (ATM-QAR/R128ENC (ATM) 42 parametry analogowe i 55 parametrów dyskretnych. Rejestrator MLP jest tzw. „czarną skrzynką”. Odczyt ujawnił, że taśma z tego rejestratora zawierała dane z lotu awaryjnego. Jednak jakość zarejestrowanych danych była niezadowalająca z dużą liczbą brakujących danych. Te same dane zapisane zostały na rejestratorze KBN. Jakość tych danych była zadowalająca. Rejestrator ATM rejestrował te same dane co MLP i dodatkowo sześć sygnałów analogowych dotyczących drgań silników oraz włączania/wyłączania. Rejestracja danych w ATM zakończyła się 2,5 sekundy później niż zapisy KBN. Na wrakowisku nie został odnaleziony rejestrator K-3-63.

Magnusson stwierdził też, że:

- systemy FMS (Flight Management System) i TAWS (Terrain Avoidance System), które nie są rejestratorami przechowują niektóre ważne dane w postaci cyfrowej,
- w rejestratorach danych czas różni się o ok. 3 sekundy od czasu CVR (czas CVR = czas ATM + 3 sekundy)
- czas FMS i TAWS podawany jest jako UTC (Universal Coordinate Time)
- czas ATM podawany jest jako środkowoeuropejski CET (CET = UTC + 2 godziny)
- rejestrator ATM zawierał ok. 2.5 sekundy więcej zapisu poprawnych danych

#### **5. Analiza zapisów**

Ekspert poddał analizie i porównał dane z rejestratorów. Porównanie wykonano sporządzając plik z danymi Excel. Ze względu na to, że w MLP brakowało dużej liczby danych, ten rejestrator został wyłączony z dalszej analizy.

Podkomisja przekazała ekspertowi 8 plików z danymi. Po dokładnej analizie i porównaniu plików zdecydowano się użyć do dalszych badań pliku „TM-read-out-29-01-2018-FDS9.xls A”. Plik ten zawiera dane z godziny 04:51:35 w dniu 10 kwietnia 2010 r. czasu warszawskiego i łącznie 13 876 rekordów, jeden na sekundę. Rekordy 13 769 do 13 876 są identyczne, zmieniają się tylko czasy. W związku z tym ustalono, że rejestrowanie ważnych danych zostało zatrzymane ok. 08:41 :03.

Sprawozdanie Magnussona zawiera szczegółowe wyjaśnienie sposobu analizy danych ATM, FMS, TAWS. Dane te porównano uwzględniając przesunięcie czasowe. Ekspert zauważył, że brak jest informacji o wysokości ATM – czy jest to wysokość standardowa czy też barometryczna (QFE). Założono, że jest to wysokość standardowa – w innym przypadku dane byłyby nierealistyczne. Ekspert ustalił, że lotnisko Smoleńsk Północny nie znajduje się w bazie portów lotniczych systemu TAWS i z tego powodu posługiwanie się wysokością barometryczną było niemożliwe.

Porównując dane wysokościowe TAWS, FMS, ATM i CVR Magnusson stwierdził, że *„zgodność wysokości/wysokości z różnych źródeł należy uznać za dobrą, potwierdzającą pierwotne i najdokładniejsze źródło danych – wysokość radaru ("wysokość radiowa")*. *Należy jednak zauważyć, że wysokość radia 08:41:02 i później najprawdopodobniej jest wyższa niż rzeczywista, ponieważ samolot znajduje się w przechyle w lewo, a wiązka radarowa odczytuje wysokość skośną”*.

Ekspert poddał też szczegółowej analizie zarejestrowane położenia samolotu. Odnosił się tu do raportów MAK i KBWLLP. Stwierdził, że *„załoga powinna była otrzymać dokładne współrzędne WGS84 dla lotniska”*. (WGS84 - World Geodetic System '84). Uznał, że zawarta w raporcie KBWL LP trajektoria wydaje się być poprawna.

Według raportu, wysokość barometryczna zapisywana przez rejestratory ATM, KBN i MLP jest rejestrowana z bardzo niską rozdzielczością (62-63 metry). Stanowi to istotne ograniczenie w analizach. Ekspert przeprowadził szczegółową analizę trajektorii pionowej samolotu uwzględniając w niej zarówno wysokość radiową jak i zmianę wysokości terenu. Pozwoliło to mu ocenić w jaki sposób zmieniała się prędkość pionowa samolotu. Ustalił, że jej wartość jest bardzo duża i wynosiła 6,6 m/s (w normalnym zniżaniu powinna być równa 3,9 m/s). Analiza

pokazała, że w ostatnich 3 sekundach lotu wysokość nad terenem była równa 6,2 metra i była niższa od poziomu drogi startowej przez 5 sekund.

Ekspert zauważył, że w kokpicie znajdowało się co najmniej 5 wysokościomierzy. Powinny one pokazywać wysokość barometryczną QFE odniesioną do poziomu pasa startowego, zaś ich wskazania powinny być podstawowe dla pilota. Wskazania radiowysokościomierza powinny być traktowane wyłącznie jako wskazówki. Natomiast w analizowanym locie, zgodnie z raportem KBWLLP, odczytywana była wysokość radiowa.

Magnusson odtworzył i poddał analizie zmiany: - ciągu i obrotów silników, - wychylenia sterów, - kątów pochylenia i przechylenia. Ustalił, że prędkość przechylenia wynosiła  $40^{\circ}/s$ , zaś *„Na cztery do pięciu sekund przed przechyłem kąt pochylenia zaczyna się zwiększać (08:40:52), co oznacza, że załoga rozpoczęła odejście na drugi krąg dopiero po około trzech sekundach od zakomunikowania decyzji”*. Przyspieszenie pionowe zaczęło narastać jednocześnie z kątem pochylenia aby dla czasu 8:40:58 spaść z około 1,5 g do około 0,1 g. Następnie przyspieszenie pionowe zmienia się chaotycznie z silnymi „skokami”. Jednocześnie pojawiają się silne skoki przyspieszenia bocznego.

Takie przebiegi parametrów Magnusson wyjaśnia uderzeniem skrzydła w drzewo i uszkodzeniem układu sterowania. Stwierdza, że *„Eksplozja w lewym skrzydle raczej nie spowodowałaby dużego przyspieszenia bocznego”*. Wysokość lotu wynosiła 6,2 metra. Nastąpiło to w czasie 8:40:59-8:41:00 około 2 sekundy przed czasem odpowiadającym TAWS38.

## 6. Podsumowanie

W podsumowaniu Magnusson stwierdza, że:

- Wszystkie dane z systemu FMS/TAWS wydają się być zgodne ze scenariuszem wypadku podanym w Raporty MAK i Millera.
- Ostateczna wysokość radiowa z TAWS 38 o 08:41 wynosi ok. 13 m nad terenem.
- Wysokości MSL oparte na GPS skorygowane o błąd geoidalny i wysokość terenu wynoszą 14 m dla TAWS 38.
- Zapis z momentu, gdy FMS przestaje działać, wskazuje wysokość barometryczną QFE ok. 14 m.

- Wysokość radiowa ATM 08:40:59 — 08:41:00 w momencie zderzenia z drzewem Bodin z dużą dozą pewności wynosi 6,2 metra, co odpowiada zmierzonej wysokości do śladów uderzenia brzozy ok. 5 m nad ziemią (MAK str. 104).

Biorąc pod uwagę, że: - błąd w czasie może wynosić do co najmniej 1 sekundy, - wysokości MSL są oparte na GPS, a zatem mogą mieć błąd kilkudziesięciu metrów, **wszystkie wartości bardzo dobrze zgadzają się z kolizją brzozy Bodina zarówno pod względem wysokości, jak i czasu w porównaniu z CVR.**



**INFORMACJE ZAWARTE W RAPORCIE *EXPLOSION NOTES* z dnia 11.01.2020 r.**

sporządzonym przez Christera MAGNUSSONA, Magnic AB

Jest to dodatkowy raport sporządzony z inicjatywy CH. MAGNUSSONA. W raporcie opisuje skutki wybuchu, do którego doszło w nosie kadłuba samolotu JA-37 Viggen w 1978 r. Wybuch spowodowany był „zgazowaniem” kabla zasilającego rurkę Pitota w wyniku uderzenia pioruna. Powstało wysokie nadciśnienie, które spowodowało rozległe uszkodzenia. Oprócz zmiążdżenia anteny radaru, ciśnienie pozostawiło ślady na skrzynkach elektronicznych znajdujących się dalej na rufie i rozerwanie części nosa samolotu.

MAGNUSSON stwierdza, że *„Można się spodziewać, że eksplozja w kabine Tu-154M, wystarczająco silna, aby zakopać drzwi kabiny, spowoduje łatwe do wykrycia uszkodzenia wielu pobliskich części kabiny, takich jak wyposażenie kambuza, panele itp. Takich uszkodzeń nie zaobserwowano na udostępnionych autorowi zdjęciach. Nie przeprowadzono jednak szczegółowych oględzin obrazów, ale – jeśli takie uszkodzenia były – powinni je odkryć śledczy pracujący w Smoleńsku”*.

Strona celo pusta

**INFORMACJE ZAWARTE W RAPORCIE *TREE COLLISION DRAFT (ACCIDENT TU-154M No 101 AT SMOLENSK ON 10 APRIL 2010)* z dnia 12.12.2019 r.**

sporządzonym przez Christera MAGNUSSONA, Magnic AB

**1. Uwagi ogólne**

Jest to dodatkowy raport sporządzony z inicjatywy CH. MAGNUSSONA. W raporcie opisano kilka przykładów kolizji z drzewami. Intencją było pokazanie, w jaki sposób można zebrać dowody z miejsc wypadków i nawet ograniczone dochodzenie może wystarczyć do ustalenia przyczyny wypadku z dużym stopniem pewności. Zwykle nie jest konieczne wykonywanie żadnych obliczeń ani symulacji, ponieważ wynik jest oczywisty w wielu wypadkach.

MAGNUSSON stwierdza, że *„Niezwykle trudno jest również przeprowadzić dokładne symulacje, ponieważ wypadki są często bardzo złożonymi scenariuszami. Często występuje bardzo duża liczba zmiennych i aby uzyskać błędny wynik, wystarczy, że jedna zmienna jest błędna. Najlepszym sposobem na potwierdzenie symulacji/obliczeń wypadków jest wykonanie testu zderzeniowego (...) i porównanie z obliczeniami”*. Ponieważ żaden wypadek nie jest identyczny, więc każdy musi być dokładnie zbadany i udokumentowany przez dokładne oględziny i dokumentację miejsca wypadku, wraku, wszystkich nagrań itp. i porównany z innymi podobnymi wypadkami, gdy jest to wykonalne.

**2. Materiał porównawczy**

Ekspert opisuje dwie katastrofy oraz test zderzeniowy samolotu DC-7

**Super King Air**

W sierpniu 1990 roku samolot Super King Air Szwedzkich Sił Powietrznych uderzył w wierzchołki drzew podczas podejścia ILS. Samolot przechwycił fałszywą ścieżkę schodzenia ponad 8 stopni poza linię środkową. Jedno z pierwszych zderzeń z drzewami oderwało się ok. jednego metra od końcówki lewego skrzydła i piloci nie byli w stanie zapanować nad przechyleniem samolotem. Samolot rozbił się do podwoziem do góry ok. 300 metrów po pierwszym zderzeniu z drzewem. Wypadek ten nie jest bezpośrednio porównywalny z wypadkiem Tu154M, ale pokazuje, że również stosunkowo cienkie drzewo

może złamać skrzydło. MAGNUSSON zamieścił w raporcie szereg zdjęć z tej katastrofy. Najgrubsze drzewo miało średnicę 17 cm. Końcówka skrzydła odnaleziona została w odległości 270 metrów. Pomimo, że producent samolotu uważał, że możliwe było sterowanie nim po utracie końcówki skrzydła Dowódca sił Powietrznych (jeden z najbardziej doświadczonych pilotów) uznał, że jest to niemożliwe podczas manewru „pull-up”. Ostatecznie stwierdzono, że samolot rozbił się z przechyleniem 204° i pochyleniem 22°. Uderzenie w pierwsze drzewa nastąpiło przy prędkości 240-260 km/h.

#### **McDonnell Douglas MD-80 (SAS – Scandinavian Airlines)**

Katastrofa miała miejsce w grudniu 1991 r. Samolot rozbił się po starcie w wyniku uszkodzenia silnika przez zassany lód. Samolot przeleciał pod kontrolą pilota przez dużą liczbę drzew, łamiąc główną część prawego skrzydła. Ostatnia zarejestrowana prędkość wynosiła 198 km/h, a końcowy kąt przechylenia przed kontaktem z ziemią wynosił ok. 40° w prawo. Teren był tak nachylony, że MD-80 „zsunął się” ze zbocza na płaski teren i zwolnił podczas kontaktu z ziemią na odcinku 110 m. Kilka centymetrów śniegu i niska temperatura zewnętrzna zapobiegły pożarowi z pękniętych zbiorników paliwa. W tym wypadku nikt nie zginął, ale kilku pasażerów było poważnie rannych. Ze względu na to, że okoliczności katastrofy Tu-154M były zupełnie inne, wypadki te nie są porównywalne, ale prawe skrzydło złamało się w wyniku zderzenia z drzewami (prędkość 224 km/h). Kadłub był w miarę nienaruszony, choć spód był mocno uszkodzony, ale kabina pasażerska była chroniona dzięki mocnemu brzuchowi z przedziałami ładunkowymi pod podłogą kabiny, wzmocnieniami podwozia itp.

#### **Test zderzeniowy**

W 1967 r. FAA (Federal Aviation Authority) wykonało test zderzeniowy samolotu Douglas DC-7. Samolot był przyśpieszany na specjalnym pasie startowym, a następnie zderzany z dwoma słupami telegraficznymi krawędzią prawego skrzydła. Słupy miały średnice: zewnętrzny - 30.5 cm i wewnętrzny - 33 cm. Masa samolotu wynosiła 49 ton, a jego prędkość 257 km/h. Zewnętrzny słup odciął końcówkę skrzydła, zaś wewnętrzny zmiął skrzydło na długości ok. 1 metra (do pierwszego dźwigara) i uległ złamaniu.

Podobny test wykonano w 1964 r. wykorzystując samolot Lockheed Constellation L-1649. Przebieg testu był podobny do opisanego powyżej. Chociaż zewnętrzna część skrzydła nie

została całkowicie odcięta przez zewnętrzny słup, oderwała się ona niemal natychmiast po uderzeniu.

Opierając się na raportach MAK i KBWLLP w swoim raporcie MAGNUSSON przytacza dane dotyczące odcięcia skrzydła samolotu Tu-154M nr 101. Długość odciętej końcówki to 6 metrów, a długość linii cięcia to około 4 metry. Natomiast brzoza została wycięta i szczegółowo zmierzona i zbadana w 2012 r. Obliczenia pokazują, że powierzchnia przekroju tej brzozy jest 7 razy większa niż powierzchnia drzewa, które zniszczyło skrzydło samolotu Super King Air i dwa razy większa niż powierzchnia słupa telegraficznego wykorzystanego podczas testu zderzeniowego samolotu DC-7.

### **3. Ustalenia**

MAGNUSSON stwierdza, że *„gdyby (podczas katastrofy) skrzydło nie zostało całkowicie odcięte, brzoza zostałaby całkowicie przecięta, a górna część drzewa mogłaby zostać znaleziona przynajmniej w pewnej odległości od dolnej części”*. Tymczasem ze zdjęć jasno wynika, że przecięta górna część znajduje się bardzo blisko dolnej części drzewa.

W dalszej części raportu Ekspert stwierdza, że niemożliwe jest upozorowanie miejsca katastrofy ponieważ niemożliwe byłoby dokładne przewidzenie trajektorii samolotu z wyprzedzeniem. Takie upozorowanie wymagałoby tygodni przygotowań i ciężkiego sprzętu.

O zderzeniu skrzydła z brzozą świadczą też metalowe części wbite w brzozę oraz ślady drewna na uszkodzonym skrzydle. Autor stwierdza, że *„Wszelkie teorie wskazujące na inne przyczyny uszkodzenia drzew niż zderzenie z samolotem należy uznać za wysoce nieprawdopodobne”*. Potwierdzają to też części skrzydła odnalezione pod ściętą brzozą.

W podsumowaniu MAGNUSSON stwierdza, że jest wysoce prawdopodobne, że brzoza mogła przeciąć skrzydło samolotu Tu-154M. Zdjęcia brzozy i uszkodzenia skrzydła są bardzo mocnym dowodem na to, że tak właśnie stało się w wypadku.

Strona celowo pusta

## INFORMACJE ZAWARTE W RAPORTACH

- Raport 1010, **SAMOLOT TU-154M UDERZAJĄCY W GRUNT W ODWRÓCONEJ POZYCJI W REJONIE LOTNISKA SMOLEŃSKA-SIEWIERNYJ** stanowiący załącznik nr 19 do Raportu Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego
- Raport 1020, **OSTATNIE SEKUNDY LOTU TU-154M W REJONIE LOTNISKA SMOLEŃSKA-SIEWIERNYJ** stanowiący załącznik nr 20 do Raportu Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego
- Raport 1030, **SYMULACJA WYBUCHU W MAKIECIE SEGMENTU SKRZYDŁA** stanowiący załącznik nr 21 do Raportu Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego
- Raport 1001, **NAPOWIETRZNE WYBUCHY POPRZEDZAJĄCE UPADEK SAMOLOTU TU-154M NA LOTNISKU POD SMOLEŃSKIM** stanowiący załącznik nr 22 do Raportu Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego.

sporządzonych przez Gregory Szuladzińskiego

1. **Raport 1010, Samolot Tu-154M uderzający w grunt w odwróconej pozycji w rejonie lotniska Smoleńska-Siewiernyj** – załącznik nr 19 do Raportu Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego.

**Cel badań:** Według autora celem badania było ustalenie sposobu w jaki rozpada się samolot uderzający w ziemię.

**Metodyka badań:** Wykonano symulację komputerową MES zderzenia samolotu ze sztywną powierzchnią.

**Wnioski:** Uzyskane w symulacji wyniki zdecydowanie różnią się od rzeczywistych obserwacji na miejscu katastrofy. **Zdaniem autora jest to dowód na to, że przyczyną rozpadu samolotu były napowietrzne wybuchy.**

2. **Raport 1020, Ostatnie sekundy lotu Tu-154M w rejonie lotniska Smoleńska-Siewiernyj** – załącznik nr 20 do Raportu Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego.

**Cel badań:** Według autora celem badania było ustalenie szczegółów rozpadu samolotu poddanego wybuchom, a następnie zderzeniu z ziemią. Wybuchy tak

zaplanowano w czasie i przestrzeni, aby otrzymać rozpad konstrukcji zbliżony do faktycznego.

**Metodyka badań:** Wykonano symulację komputerową MES polegającą na symulacji oddziaływania wybuchu na konstrukcje samolotu oraz symulację upadku szczątków na sztywną płaszczyznę symulującą grunt.

**Wnioski:** Zdaniem autora uderzenie samolotu o ziemię nie ma wielkiego wpływu na rozpad konstrukcji (!). **Zniszczenie samolotu było spowodowane wybuchem.**

3. **Raport 1030**, *Symulacja wybuchu w makiecie segmentu skrzydła* – załącznik nr 21 do Raportu Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego.

**Cel badań:** Według autora celem badania było symulacyjne odtworzenie eksperymentalnego wybuchu w makiecie fragmentu skrzydła.

**Metodyka badań:** Wykonano symulację komputerową MES (program LS-DYNA) polegającą na symulacji oddziaływania wybuchu na konstrukcję.

**Wnioski:** **W opracowaniu brak jest wniosków z przeprowadzonej pracy.** Wskazano ogólne podobieństwo do wyników przeprowadzonego eksperymentu ale jednocześnie autor wskazuje na duże różnice występujące lokalnie.

4. **Raport 1001**, *Napowietrzne wybuchy poprzedzające upadek samolotu Tu-154M na lotnisku pod Smoleńskiem* – załącznik nr 22 do Raportu Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego.

**Cel badań:** Według autora celem badania było ustalenie fizycznych przyczyn katastrofy w świetle okoliczności, jakie miały miejsce.

**Metodyka badań:** Wykonano porównanie katastrofy Tu-154M w Smoleńsku z wybranymi innymi katastrofami. Na podstawie zdjęć z miejsca katastrofy autor sformułował swoją hipotezę dotyczącą jej przebiegu.

**Wnioski:** **W opracowaniu brak jest wniosków z przeprowadzonej pracy.** W zakończeniu stwierdzono, że powodem rozpadu samolotu były wybuchy.



**Omówienie sprawozdań z ekspertyz dotyczących poszukiwania materiałów  
wybuchowych oraz z eksperymentów pirotechnicznych**

Załącznik zawiera omówienie odnalezionych w materiałach Podkomisji sprawozdań z ekspertyz oraz eksperymentów dotyczących użycia materiałów wybuchowych.

Numeracja jest zgodna z tabelą 4.2 i 4.3 Raportu Zespołu.

Strona celowo pusta

**Sprawozdanie z badań Nr CH1/17/2010 z dnia 18.06.2010 r. Wojskowego Instytutu Chemii i Radiometrii**

**Postanowienie o zasięgnięciu opinii biegłych Sygn. Akt Po. Śl. 54/10 z dnia 19.05.2010 r.**

Celem badań było potwierdzenie obecności:

- 1) bojowych środków trujących oraz produktów ich rozkładu,
- 2) materiałów wybuchowych,
- 3) substancji promieniotwórczych.

Przedmiotem badań było 8 próbek:

- 328/15 (cały) - but z uszkodzeniami w postaci rozerwania i nadpalenia;
- 117 (fragment) - wycinek swetra o wymiarach 16 cm na 118 cm;
- 360/1 (cały) - dwa banknoty: jeden o nominale 100 zł i nr IB 1283546 oraz jeden o nominale 50 zł i nr FX2130649;
- 219/2 (fragment) - kawałek ufamanej parasolki;
- 336/15 (fragment) - wycinek spodni dżinsowych;
- 330/1 (cały) - egzemplarz książki pt. „Śpij mężny” z uszkodzeniami w postaci nadpaleń;
- 306/2 (fragment) - wycinek rękawa o wymiarach 17 cm na 13 cm;
- 99/5 (fragment) - wycinek nogawki spodni o wymiarach 47 cm na 21 cm.

Próbki przekazano Protokołem Pobrania – Przekazania Sygn. Akt: Po. Śl. 54/10 przy udziale przedstawicieli Żandarmerii Wojskowej oraz WICHiR w dniu 20.05.2010 r. w Mińsku Mazowieckim.

Wyniki badań przedstawiono w Sprawozdaniu z badań nr CH1/16/2010 oraz Raporcie z badań nr 1/III/2010 stanowiącym załącznik do sprawozdania.

**Wnioski z przeprowadzonych badań próbek:**

- 1) **nie stwierdzono obecności bojowych środków trujących oraz produktów ich rozkładu powyżej granicy wykrywalności;**
- 2) **nie stwierdzono obecności materiałów wybuchowych takich jak:**
  - **dinitrotoluen;**
  - **nitroglukol;**

- nitroliceryna;
  - trinitrotoluen;
  - heksagen;
  - oktogon;
  - pentryt;
- 3) stwierdzono obecność węglowodorów alifatycznych, naftenowych i aromatycznych zawierających w cząsteczce od 8 do 14 węgla.  
Świadczy to o obecności pozostałości paliwa lotniczego będącego najprawdopodobniej następstwem wypadku lotniczego;
- 4) stwierdzono, że próbki materiałów i przedmiotów dostarczonych do badań nie są źródłem dodatkowych, celowo wprowadzonych substancji promieniotwórczych emitujących promieniowanie alfa, beta, gamma i neutronowe.

W sprawozdaniu z badań stwierdzono, że analiza materiałów wybuchowych oraz węglowodorów nie jest objęta systemem zarządzania i jest poza zakresem akredytacji.