

Tłumacz przysięgły języka angielskiego TP/75/15
mgr Paweł Kozłowski
TŁUMACZENIE POŚWIADCZONE Z JĘZYKA ANGIELSKIEGO

[Uwagi tłumacza: niniejsze tłumaczenie zostało wykonane na podstawie przedstawionego oryginalnego dokumentu. Uwagi tłumacza zapisano kursywą.]
[Opis dokumentu: Streszczenie Raportu Końcowego: Rekonstrukcja wypadku statku powietrznego TU154M, o numerze bocznym 101]

Raport Nr POL-005

**Streszczenie Raportu
Końcowego:
Rekonstrukcja wypadku
statku powietrznego
TU154M, o numerze
bocznym 101**

18-12-2020

Opracował:

Dr Gerardo Olivares

NIAR AVET Laboratories



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut Badań Lotniczych*)
1845 Fairmount • Wichita, Kansas 67260-0093
800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>



Klasyfikacja		Klient			Kod projektu	
Dane poufne Klienta		Polskie Ministerstwo Obrony Narodowej			POL-005	
Tytuł						
Streszczenie Raportu Końcowego: Rekonstrukcja katastrofy samolotu TU154M 101						
Temat	Data	Liczba stron	Strony, których dotyczy problem	Opis		
A	18-12-2020	171	Wszystkie	Wydanie pierwsze		
	Imię i nazwisko	Stanowisko	Data	Podpis		
Opracował:	NIAR AVET Laboratories	Inżynierowie ds. badań	18-12-2020			
Zweryfikował:	Dr Gerardo Olivares	Dyrektor AVET Labs	18-12-2020	G. Olivares		
Zatwierdził:	Dr Gerardo Olivares	Dyrektor AVET Labs	18-12-2020	G. Olivares		
Kopie otrzymują:						
Przewodniczący Polskiej Podkomisji		1				4
Kopia archiwalna NIAR AVET		2				5
		3				6

Spis treści

Spis treści	3
Spis tabel	5
Spis rysunków	7
Nazewnictwo	13
1 Wstęp	1
1.1 Proces rekonstrukcji wypadków	1
1.1.1 Definicje	1
1.1.2 Etapy prac dotyczących rekonstrukcji wypadku	2
1.2 Modele i dokumentacja rekonstrukcji wypadków	5
1.3 Wyniki rekonstrukcji wypadku	12
1.4 Podsumowanie informacji o faktach na podstawie oficjalnego raportu z badania wypadku	15
1.4.1 Historia lotu	15
1.4.2 Informacje o statku powietrznym	17
1.4.3 Obrażenia osób	18
1.4.4 Uszkodzenia statku powietrznego	18
1.4.5 Informacje o miejscu wypadku	24
1.4.6 Warunki zderzenia	25
2 Analiza trajektorii	27
2.1 Podsumowanie metodyki rekonstrukcji	27
2.2 Wariant: niska trajektoria lotu	29
2.3 Warunki towarzyszące zderzeniu z brzozą Bodina i ziemią	44
2.3.1 Zderzenie z brzożą Bodina	44
2.3.2 Stan zderzenia z ziemią	46
2.4 Rozbieżności z Raportem MAK	50
3 Rekonstrukcja wypadku: zderzenie z brzożą Bodina	55
3.1 Definicja zderzenia z brzożą Bodina	55
3.1.1 Orientacja i prędkości statku powietrznego	56
3.1.2 Obciążenia powodowane siłą ciągu silnika	57
3.1.3 Siły aerodynamiczne	58
3.2 Model i geometria brzozy Bodina w analizie elementów skończonych (FEA)	58
3.2.1 Geometria drzewa	58
3.2.2 Definicja materiału drzewa	60
3.2.3 Model analizy elementów skończonych opracowany dla drzewa	60
3.3 Przygotowanie do analizy zderzenia z brzożą Bodina	62
3.4 Wyniki analizy zderzenia z brzożą Bodina	66
3.4.1 Analiza kinematyki zderzenia lewego skrzydła z brzożą Bodina	66
3.4.2 Ocena uszkodzenia skrzydła	76
3.4.3 Symulacja trajektorii wierzchołka pnia drzewa	96
3.5 Porównanie z Raportem MAK	101
4 Rekonstrukcja wypadku: zderzenie z ziemią	106
4.1 Kryteria oceny rekonstrukcji zderzenia z ziemią	106



4.1.1	Kryteria oceny przeżywalności i dokumentacja pomocnicza	106
4.1.2	Kryteria oceny miejsca wypadku ze szczątkami statku powietrznego i dokumentacja pomocnicza	121
4.2	Rekonstrukcja zderzenia z ziemią	151
4.2.1	Kinematyka ogólna statku powietrznego i ocena uszkodzeń	151
4.2.2	Analiza śladów na ziemi - porównanie z Raportem MAK	193
4.3	Analiza drzwi 823	205
4.4	Podsumowanie oceny przeżywalności	211
4.5	Wnioski z rekonstrukcji zderzenia z ziemią	215
5	Dokumenty źródłowe	225

Spis tabel

Tabela 1.1 Informacje o statku powietrznym biorącym udział w katastrofie [1]	17
Tabela 2.1 Narzucone warunki dla Wariantu niskiej trajektorii lotu	29
Tabela 2.2 Wariant trajektorii niskiej: Podsumowanie punktów kontrolnych wysokości i pozycji statku powietrznego przechodzącego przez odpowiadające im wysokości i pozycje TAWS/FMS2 i głównych punktów orientacyjnych wypadku	43
Tabela 2.3 Wariant niskiej trajektorii: prędkości i orientacje statku powietrznego w momencie zderzenia z brzozą Bodina.....	44
Tabela 2.4 Tabela 2.4 Wariant z ajektorią lotu: Ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego przy zderzeniu z brzożą Bodina	45
Tabela 2.5 Wariant z niską trajektorią lotu: niskie i wysokie prędkości obrotowe sprężarki silnika statku powietrznego oraz siła ciągu przy zderzeniu z brzożą Bodina	45
Tabela 2.6 Wariant z niską trajektorią lotu: obciążenia aerodynamiczne statku powietrznego przy zderzeniu z brzożą Bodina.....	45
Tabela 2.7 Wariant niskiej trajektorii lotu: prędkości i orientacje statku powietrznego w momencie zderzenia z ziemią.....	46
Tabela 2.8 Wariant z niską trajektorią lotu: Ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego przy zderzeniu z ziemią.....	47
Tabela 2.9 Wariant z niską trajektorią lotu: niskie i wysokie prędkości obrotowe sprężarki silnika statku powietrznego oraz siła ciągu przy zderzeniu z ziemią.....	47
Tabela 2.10 Wariant z niską trajektorią lotu: obciążenia aerodynamiczne statku powietrznego przy zderzeniu z ziemią.....	47
Tabela 2.11 Wariant wysokiej trajektorii lotu: prędkości i orientacje statku powietrznego w momencie zderzenia z ziemią.....	48
Tabela 2.12 Wariant z wysoką trajektorią lotu: Ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego przy zderzeniu z ziemią.....	49
Tabela 2.13 Wariant z wysoką trajektorią lotu: niskie i wysokie prędkości obrotowe sprężarki silnika statku powietrznego oraz siła ciągu przy zderzeniu z ziemią.....	49
Tabela 2.14 Podsumowanie przeprowadzonych kontroli wysokości i pozycji statku powietrznego przelatującego nad odpowiednimi wysokościami i pozycjami głównych punktów orientacyjnych wypadku dla Wariantu niskiej trajektorii lotu.	53
Tabela 2.15 Odległość głównych punktów orientacyjnych miejsca wypadku od progu/punktu odniesienia do drogi startowej 26.....	53
Tabela 3.1 Wariant niskiej trajektorii lotu: prędkości i orientacja samolotu w momencie zderzenia z brzożą Bodina.	56
Tabela 3.2 Wariant z niską trajektorią lotu: Ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego przy zderzeniu z brzożą Bodina	56
Tabela 3.3 Obroty na minutę i siła ciągu silnika w warunkach zderzenia z brzożą Bodina.....	57
Tabela 3.4 Wariant niskiej trajektorii lotu: Obciążenia aerodynamiczne samolotu przy zderzeniu z brzożą Bodina..	58



Tabela 3.5 Margines bezpieczeństwa na pozostałych częściach skrzydła - Czas: 138ms.....	76
Tabela 4.1 Wykaz udokumentowanych uszkodzonych kości [7].....	110
Table 4.2 Kryterium poziomu uszkodzenia układu kostnego [7].....	111
Tabela 4.3 Wykaz udokumentowanych narządów wewnętrznych [7].....	112
Tabela 4.4 Kryterium oceny wielkości uszkodzeń narządów wewnętrznych [7].....	113
Tabela 4.5 Wyniki analizy śladów na ziemi.....	193
Tabela 4.6 Podsumowanie analizy przeżywalności	212
Tabela 4.7 Sekcja 2: Podsumowanie analizy przeżywalności.....	212
Tabela 4.8 Sekcja 3: Podsumowanie analizy przeżywalności.....	213
Tabela 4.9 Sekcja 4: Podsumowanie analizy przeżywalności.....	213
Tabela 4.10 Sekcja 5: Podsumowanie analizy przeżywalności.....	214

Spis rysunków

Rys. 1.1 Proces rekonstrukcji wypadku	5
Rys. 1.2 Proces inżynierii wstecznej statku powietrznego Tu-154M NIAR.....	6
Rys. 1.3 Trójwymiarowy model statku powietrznego Tu-154M w programie CAD (3D CAD).....	7
Rysunek 1.4 Model bazujący na metodzie elementów (FEA) skończonych Tu-154M i podejście modułowe do weryfikacji modelu FEA całego statku powietrznego	9
Rys. 1.5 Model CFD statku powietrznego Tu-154M.....	10
Rys. 1.6 Definicja modelu materiału brzozy - metoda elementów składowych.....	10
Rys. 1.7 Model i geometria brzozy Bodina w analizie elementów skończonych	11
Rys. 1.8 Wymiary statku powietrznego Tu-154M - widok z góry.....	17
Rys. 1.9 Wymiary statku powietrznego Tu-154M - widok z boku	18
Rys. 1.10 Rozmieszczenie uszkodzeń [1].....	19
Rys. 1.11 Pierwsze zderzenie samolotu z wierzchołkiem drzewa [1].....	20
Rys. 1.12 Brzoza uderzona przez lewe skrzydło [1].....	20
Rys. 1.13 Oderwana część lewego skrzydła [1].....	21
Rys. 1.14 Ślady zderzenia z ziemią [1].....	21
Rys. 1.15 Oderwany płat prawego statecznika [1].....	22
Rys. 1.16 Liczne fragmenty systemów statku powietrznego i płatowca [1].....	23
Rys. 1.17 Uszkodzone mocowanie silnika [1].....	23
Rys. 1.18 Przednie podwozie statku powietrznego [1].....	24
Rys. 1.19 Miejsce szczątków statku powietrznego [1].....	25
Rys. 2.1 Wariant niskiej trajektorii lotu: Pozycje środka ciężkości statku powietrznego na obrazie satelitarnym i według wysokości środka ciężkości	31
Rys. 2.2 Wariant niskiej trajektorii lotu: Trajektoria pozioma statku powietrznego w zależności od odległości od progu drogi startowej 26.....	34
Rys. 2.3 Wariant niskiej trajektorii lotu: Trajektoria pionowa statku powietrznego w odniesieniu do odległości od progu drogi startowej 26.....	36
Rys. 2.4 Wariant niskiej trajektorii: Trajektoria pionowa statku powietrznego w stosunku do czasu, jaki upłynął od zdarzenia TAWS 34.....	38
Rys. 2.5 Wariant niskiej trajektorii: widok izometryczny trajektorii trójwymiarowej (3D) statku powietrznego w stosunku do odległości od progu drogi startowej 26.....	39
Rys. 2.6 Wariant niskiej trajektorii: widok z góry trajektorii trójwymiarowej (3D) statku powietrznego w stosunku do odległości od progu drogi startowej 26.....	41
Rys. 2.7 Wariant niskiej trajektorii: widok boczny trajektorii trójwymiarowej (3D) statku powietrznego w stosunku do odległości od progu drogi startowej 26.....	43
Rys. 2.8 Wariant z niską trajektorią lotu: orientacja statku powietrznego w momencie zderzenia z brzozą Bodina a)	

widok z przodu b) widok z boku c) widok z góry.....	46
Rys. 2.9 Wariant z niską trajektorią lotu: orientacja statku powietrznego w momencie początkowego zderzenia z ziemią a) widok z przodu b) widok z boku c) widok z góry	48
Rys. 2.10 Wariant z wysoką trajektorią lotu: orientacja statku powietrznego w momencie początkowego zderzenia z ziemią a) widok z przodu b) widok z boku c) widok z góry	50
Rys. 3.1 Układ współrzędnych statku powietrznego	56
Rys. 3.2 Wariant z niską trajektorią lotu: orientacja statku powietrznego w momencie zderzenia z brzozą Bodina a) widok z przodu b) widok z boku c) widok z góry.....	57
Rys. 3.3 Geometria drzewa dostarczona przez Polską Podkomisję [17].....	59
Rys. 3.4 Kąt i orientacja drzewa dostarczone przez Polską Podkomisję [17].....	60
Rys. 3.5 Podział na dyskretne elementy modelu drzewa wykonanego metodą elementów skończonych	61
Rys. 3.6 Długość elementu modelu drzewa wykonanego metodą elementów skończonych	62
Rys. 3.7 Określenie miejsca zderzenia z drzewem do analizy przez Polską Podkomisję [17].....	64
Rys. 3.8 Konfiguracja analizy zderzenia z drzewem - widok z przodu	64
Rys. 3.9 Konfiguracja analizy zderzenia z drzewem - widok boczny.....	65
Rys. 3.10 Konfiguracja analizy zderzenia z drzewem - orientacje powierzchni sterowej	66
Rys. 3.11 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem - widok z góry	69
Rys. 3.12 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok przekroju (9 i 20 ms).....	70
Rys. 3.13 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok przekroju (26 i 31 ms).....	71
Rys. 3.14 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok przekroju (46 i 51 ms).....	72
Rys. 3.15 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok przekroju (83 i 91 ms).....	73
Rys. 3.16 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok przekroju (109 i 138 ms).....	74
Rys. 3.17 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok boczny kinematyki drzewa.....	75
Rys. 3.18 Uszkodzenia urwanego skrzydła - widok z góry (w 138 ms)	82
Rys. 3.19 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła (138 ms) ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [19].....	83
Rys. 3.20 Uszkodzenia urwanego skrzydła - widok z góry (w 138 ms)	85
Rys. 3.21 Uszkodzenia urwanego skrzydła - widok z góry oraz widok z lewej strony z dołu (w 138 ms).....	86
Rys. 3.22 Uszkodzenia urwanego skrzydła - widok z góry oraz widok z prawej strony z dołu (w 138 ms)	87
Rys. 3.23 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [19].....	87
Rys. 3.24 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [19].....	88
Rys. 3.25 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [20].....	90
Rys. 3.26 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [20].....	91

Rys. 3.27 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [20].....	92
Rys. 3.28 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [20].....	93
Rys. 3.29 Odłamki, które utkwily w pniu brzozy zidentyfikowane przez Polską Podkomisję [21].....	93
Rys. 3.30 Analiza fragmentu górnej części w symulacji zderzenia z drzewem	94
Rys. 3.31 Analiza fragmentu dolnej części w symulacji zderzenia z drzewem	94
Rys. 3.32 Naprężenia Von Misesa w Dźwigarze nr 1 - MPa	95
Rys. 3.33 Naprężenia Von Misesa w Dźwigarze nr 2 - MPa	95
Rys. 3.34 Analiza zderzenia z drzewem - uszkodzenie drzewa widok Nr 1	96
Rys. 3.35 Analiza zderzenia z drzewem - uszkodzenie drzewa widok Nr 2	96
Rys. 3.36 Analiza zderzenia z drzewem - widok uszkodzenia drzewa	97
Rys. 3.37 Obraz satelitarny miejsca katastrofy, widok z bliska brzozy Bodina [19]	98
Rys. 3.38 Analiza trajektorii złamanego wierzchołka drzewa objętego symulacją - czas: 0 (drzewo złamane na dwie części, górny i dolny pień)	99
Rys. 3.39 Analiza trajektorii złamanego wierzchołka drzewa w czasie symulacji - czas: 0,25 s.....	100
Rys. 3.40 Analiza trajektorii złamanego wierzchołka drzewa objętego symulacją - czas: 0,5 s.....	101
Rys. 3.41 Analiza trajektorii lotu NIAR pokazująca zderzenie z brzozą na wysokości 5 m wg Raportu MAK.....	102
Rys. 3.42 Zdjęcie chaty Bodina dostarczone przez Polską Podkomisję [19]	102
Rys. 3.43 Rysunek z wymiarami drzew w Raporcie Prokuratury [11]	103
Rys. 4.1 Lokalny wyjściowy układ współrzędnych przyspieszeniomierza.....	108
Rys. 4.2 Przykład kryteriów oceny zdarzenia z możliwością przeżycia	109
Rys. 4.3 Uszkodzenie układu kostnego - Pasażer Nr 71 [7].....	112
Rys. 4.4 Uszkodzenie narządów wewnętrznych - Pasażer Nr 71 [7].....	114
Rys. 4.5 Wartości obrażeń – Pasażer Nr 71 [7].....	115
Rys. 4.6 Wartości obrażeń przypadające na obszar ciała – Pasażer Nr 71.....	116
Rys. 4.7 Ocena obrażeń – Pasażer Nr 71	117
Rys. 4.8 Raport o obrażeniach – Pasażer Nr 71	120
Rys. 4.9 Raport MAK: miejsce wypadku ze szczątkami statku powietrznego [1].....	122
Rys. 4.10 Duże fragmenty szczątków statku powietrznego wg. Raportu MAK [1].....	123
Rys. 4.11 Fragmenty statku powietrznego zidentyfikowane przez MAK – od 1 do 49 [1]	126
Rys. 4.12 Fragmenty statku powietrznego zidentyfikowane przez MAK – od 50 do 71 [1]	127
Rys. 4.13 Raport MAK: zdjęcie głównego miejsca wypadku ze szczątkami statku powietrznego [1].....	128
Rys. 4.14 Zdjęcie satelitarne Polskiej Podkomisji [6].....	131
Rys. 4.15 Rejon szczątków statku powietrznego w okolicach brzozy Bodina [6]	131

Rys. 4.16 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego - końcówka lewego skrzydła [6].....	132
Rys. 4.17 Rejon szczątków przed miejscem zderzenia z ziemią [6].....	133
Rys. 4.18 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego - lewy statecznik poziomy [6].....	134
Rys. 4.19 Rejon szczątków za miejscem zderzenia z ziemią [6].....	136
Rys. 4.20 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające ślady na ziemi [6].....	137
Rys. 4.21 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego - Sekcja 1-2-3 [6].....	138
Rys. 4.22 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego - Sekcja 5-6 [6].....	140
Rys. 4.23 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego - stateczniki [6].....	141
Rys. 4.24 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego - lewe skrzydło [6]....	141
Rys. 4.25 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego - prawe skrzydło [6]..	142
Rys. 4.26 Szkic fragmentacji szczątków statku powietrznego dostarczony przez Polską Podkomisję [25].....	143
Rys. 4.27 Tabela MAK z wykazem dokumentującym szczątki statku powietrznego - Fragment Nr 57 [1].....	144
Rys. 4.28 Dolny płat poszycia lewego skrzydła zewnętrznego.....	147
Rys. 4.29 Nałożenie obrazów miejsca wypadku w rejonie północno-wschodnim MAK [1] (kolor) i Polska Podkomisja [6] (skala szarości).....	147
Rys. 4.30 Różnica w odległości szczątków lewego statecznika.....	149
Rys. 4.31 Nałożenie zdjęć miejsca wypadku w rejonie północno-zachodnim MAK [1] (zdjęcie kolorowe) oraz Polska Podkomisja [6] (zdjęcie w skali szarości).....	150
Rys. 4.32 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z góry (czas: 165 ms i 335 ms)	153
Rys. 4.33 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z góry (czas: 505 ms i 675 ms)	155
Rys. 4.34 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z góry (czas: 845 ms i 1035 ms)	157
Rys. 4.35 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z dołu (czas: 165 ms i 335 ms)	159
Rys. 4.36 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z dołu (czas: 505 ms i 675 ms)	160
Rys. 4.37 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z dołu (czas: 845 ms i 1035 ms)	162
Rys. 4.38 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z prawej strony (czas: 165 ms i 335 ms).....	164
Rys. 4.39 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z prawej strony (czas: 505 ms i 675 ms).....	165
Rys. 4.40 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z prawej strony (czas: 845 ms i 1035 ms).....	166
Rys. 4.41 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciał (czas: 0 ms i 100 ms).....	168
Rys. 4.42 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciał (czas: 200 ms i 300 ms).....	170

Rys. 4.43 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciała (czas: 400 ms i 500 ms).....	172
Rys. 4.44 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciała (czas: 600 ms i 700 ms).....	174
Rys. 4.45 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciała (czas: 800 ms i 900 ms).....	176
Rys. 4.46 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciała (czas: 1000 ms i 1035 ms).....	178
Rys. 4.47 Model numeryczny uszkodzenia prawej strony statku powietrznego Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - Widok z góry (góra) i widok z dołu (dół).....	180
Rys. 4.48 Model numeryczny uszkodzenia statku powietrznego Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - widok z lewej strony (lewa) i widok z prawej strony (prawa).....	182
Rys. 4.49 Model numeryczny uszkodzenia lewej strony samolotu Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - porównanie ze szkicem szczątków dostarczonym przez Polską Podkomisję [25].....	184
Rys. 4.50 Uszkodzenie modelu numerycznego prawej strony samolotu Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - porównanie ze szkicem szczątków dostarczonym przez Polską Podkomisję [25].....	186
Rys. 4.51 Model numeryczny przedstawiający uszkodzenie górnej części statku powietrznego Tu154 w czasie $t = 1035$ ms.....	188
Rys. 4.52 Model numeryczny przedstawiający uszkodzenie (Napężenie Von-Mises) górnej części statku powietrznego Tu154 w czasie $t = 1035$ ms.....	190
Rys. 4.53 Model numeryczny przedstawiający zniszczenie statku powietrznego Tu154 (napężenie Von-Misesa) przy $t = 1035$ ms.....	192
Rys. 4.54 Bruzdy statecznika (po lewej stronie) i lewego skrzydła (po prawej stronie) na miejscu wypadku.....	194
Rys. 4.55 Bruzdy statecznika (po lewej stronie) i lewego skrzydła (po prawej stronie) na miejscu wypadku oraz model numeryczny.....	196
Rys. 4.55 Bruzdy statecznika na miejscu wypadku i w modelu numerycznym.....	196
Rys. 4.57 Porównanie bruzdy lewego skrzydła na miejscu wypadku i w modelu numerycznym.....	197
Rys. 4.58 Głębokość śladów na ziemi w modelu numerycznym.....	199
Rys. 4.59 Napężenia Von Mises dla śladów na ziemi w modelu numerycznym – Czas = 350 ms.....	201
4.59 Napężenia Von Mises dla śladów na ziemi w modelu numerycznym – Czas = 350 ms.....	203
Rys. 4.61 Napężenia Von Mises dla śladów na ziemi w modelu numerycznym – Czas = 350 ms.....	205
Rys. 4.62 Sekcja 3 (czas symulacji: 90 ms) - Pierwsze uderzenie drzwi 823 a położenie GPS szczątków drzwi.....	206
Rys. 4.63 Sekcja 3 (czas symulacji: 180 ms) - Oderwanie się drzwi 823 od kadłuba.....	207
Rys. 4.64 Rys. 4.64 Sekcja 3 (czas symulacji: 90 ms) - kinematyka (widok z góry) nałożona na lokalizację GPS szczątków drzwi.....	208
Rys. 4.65 Sekcja 3 drzwi 823 (czas symulacji: 180ms) porównane ze zdjęciem szczątków drzwi dostarczonym przez Polską Podkomisję [6].....	208
Rys. 4.66 Kinematyka sekcji 3 drzwi 823 (czas: 160 - 200 ms) oraz prędkość całkowita i przemieszczenie Z oraz prędkość drzwi 823 i sekcji 4 kadłuba.....	209



Rys. 4.67 Wariant C1 – wciśnięcie drzwi w ziemię [30]	210
Rys. 4.68 Przekroje przez przestrzeń dającą przeżyć dla poszczególnych sekcji statków powietrznych przy 300 ms	212
Rys. 4.69 Wyniki analizy dotyczącej foteli samolotowych z przyspieszeniami prawego zewnętrznego rzędu numer 10, porównane z różnymi zdjęciami szczątków siedzeń dostarczonymi przez Polską Podkomisję [6].	218
Rys. 4.70 Model numeryczny uszkodzenia lewej strony samolotu Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - porównanie ze szkicem szczątków dostarczonym przez Polską Podkomisję [25]	220
Rys. 4.71 Uszkodzenie modelu numerycznego prawej strony samolotu Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - porównanie ze szkicem szczątków dostarczonym przez Polską Podkomisję [25]	222
Rys. 4.72 Ogólna ocena obrażeń pasażerów [7] (po lewej stronie) i szczytowe przyspieszenia wynikowe podłogi (po prawej stronie)	224

Nazewnictwo

ADC	Centrala aerometryczna
ATM-QAR	Rejestrator szybkiego dostępu produkcji ATM
CG	Środek ciężkości
FAA	Federalna Administracja Lotnictwa
FDR	Rejestrator Parametrów Lotu
FMS	System zarządzania lotem
ICAO	Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego
KBN	Rosyjska nazwa dla rejestratora szybkiego dostępu (QAR)
MAC	Średnia cięciwa aerodynamiczna
MAK	Rosyjska nazwa Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego
MLP	Rosyjska nazwa rejestratora lotu z zapisem na taśmie
MSL	Średni poziom morza
MSRP	Rosyjska nazwa Rejestratora Parametrów Lotu
NTSB	Krajowa Rada Bezpieczeństwa Transportu
PIC	Dowódca statku powietrznego (kapitan lub pilot)
PSC	Polska Podkomisja
QAR	Rejestrator szybkiego dostępu
QFE	Ciśnienie atmosferyczne na progu drogi startowej
QNH	Ciśnienie atmosferyczne na poziomie morza
SRTM	Model topograficzny wykonany przy pomocy radaru migawkowego
TAWS	System rozpoznawania terenu i ostrzegania
UTC	Uniwersalny czas koordynowany

1 Wstęp

Praca przedstawiona w niniejszym raporcie dostarczy danych wymaganych przez Polską Podkomisję (PSC) w celu ustalenia, czy katastrofa samolotu Tupolew Tu-154M o numerze rejestracyjnym 101 z dnia 10 kwietnia 2010 r. była wypadkiem, zgodnie z opisem w raporcie Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego (MAK). [1]. Każde śledztwo, prowadzone na podstawie przesłanek politycznych, finansowych lub emocjonalnych może zakończyć się ustaleniami z natury rzeczy tendencyjnymi, w poszukiwaniu winy lub w udowadnianiu niewinności, bez względu na ich stopień bezpodstawności. Wyniki rekonstrukcji wypadku lotniczego dokonanej przez NIAR, podsumowane w niniejszym raporcie, są zgodne ze standardami i metodologią rekonstrukcji wypadków:

- Oceniamy hipotezy lub teorie na podstawie najbardziej dokładnych, wiarygodnych, spójnych i bezstronnych przedstawionych wniosków ze śledztwa.
- Zbierając wszystkie dostępne informacje, nie faworyzujemy wybranych faktów w celu sformułowania wniosku, gdy jeden lub więcej trafnych wniosków przeczy obowiązującemu zdarzeniu lub przyczynie awarii bądź katastrofy, chyba że dowody potwierdzające przeważają nad porównywanymi okolicznościami.
- Hierarchia ważności ustaleń w ramach śledztwa jest następująca: dowody rzeczowe, zarejestrowane dane, wiedza empiryczna i/lub doświadczenie osobiste oraz zdarzenia, które były obserwowane przez świadków.
- Zachowujemy [i] obiektywizm analizy (sprawujemy kontrolę nad potencjalną stronniczością); [ii] jesteśmy otwarci na dyskusję i kwestionowanie naszych opinii (przyjmujemy konstruktywną krytykę); oraz [iii] kierujemy się samoanalizą (oceniając nasze słabe i mocne strony w zakresie wiedzy fachowej).

1.1 Proces rekonstrukcji wypadków

1.1.1 Definicje

Gdy w niniejszym raporcie z rekonstrukcji wypadku używane są następujące terminy, to mają one następujące znaczenie:

- 1) **Wypadek:** Zdarzenie związane z eksploatacją statku powietrznego, które ma miejsce w okresie od momentu wejścia jakiegokolwiek osoby na pokład statku powietrznego z zamiarem odbycia lotu do momentu opuszczenia pokładu przez wszystkie obecne osoby, [2], w którym:
 - a) dana osoba została śmiertelnie lub poważnie ranna w wyniku:

- i) przebywania na pokładzie statku powietrznego, lub
 - ii) zaistnienia bezpośredniego kontaktu z jakąkolwiek częścią statku powietrznego, w tym z częściami, które oderwały się od statku powietrznego, z wyjątkiem przypadków, gdy obrażenia powstały z przyczyn naturalnych, z winy własnej lub innych osób, lub gdy obrażenia odnoszą się do pasażerów na gapę ukrywających się poza miejscami zwykle dostępnymi dla pasażerów i członków załogi; lub
- b) statek powietrzny ulega uszkodzeniu lub następuje pęknięcie konstrukcji,
- i) co negatywnie wpływa na wytrzymałość konstrukcyjną, osiągi lub właściwości lotne statku powietrznego, oraz
 - ii) w normalnych warunkach wymagałyby remontu kapitalnego lub wymiany uszkodzonego elementu
- 2) **Rekonstrukcja wypadku:** to naukowy proces badania, analizowania i wyciągania wniosków na temat przyczyn i zdarzeń podczas kolizji. Analiza rekonstrukcji wypadków obejmuje przetwarzanie gromadzonych danych, ocenę ewentualnych hipotez, opracowanie modeli, odtwarzanie wypadków, testowanie i stosowanie symulacji generowanych przez programy komputerowe.
- 3) **Incident:** Zdarzenie, inne niż wypadek lub celowy akt sabotażu, związane z eksploatacją statku powietrznego, które wpływa lub może wpłynąć na bezpieczeństwo eksploatacji [3].

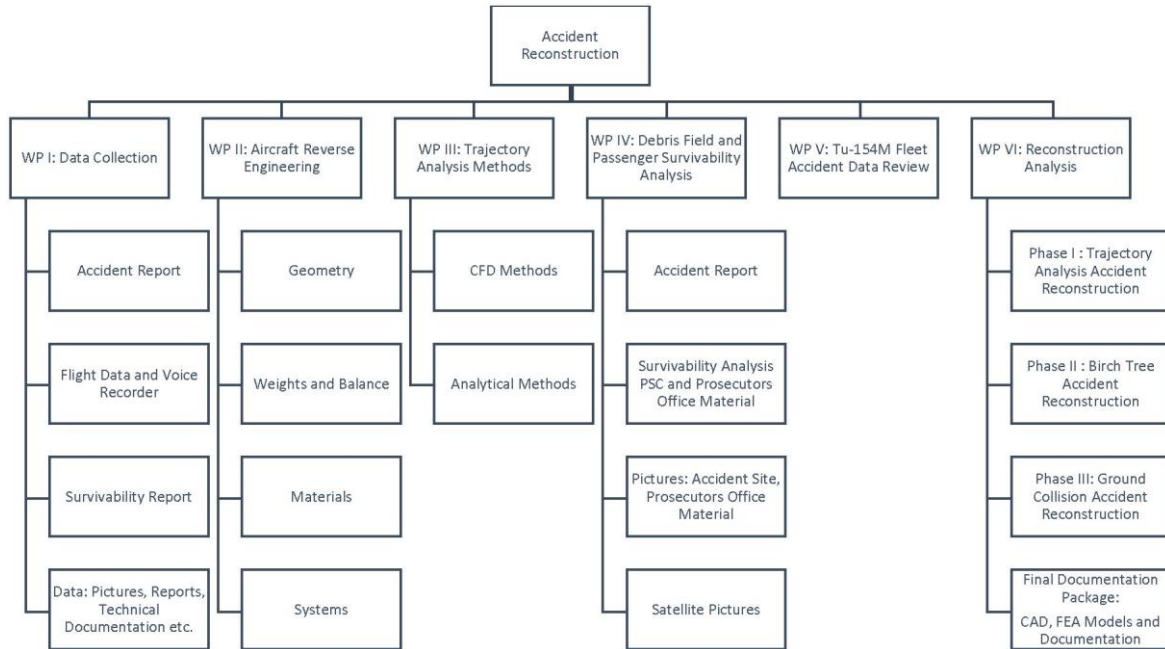
1.1.2 Etapy prac dotyczących rekonstrukcji wypadku

Proces rekonstrukcji wypadku został podzielony na sześć etapów prac, co zostało przedstawione na Rys. 1.1:

- **Pakiet roboczy I** - Gromadzenie danych: Zebranie i weryfikacja danych przekazanych przez Polską Podkomisję, Polską Prokuraturę [4] oraz oficjalne raporty z badania wypadku (Komitetu MAK [1] i Raporty Millera [5]).
- **Pakiet roboczy II - Tupolew 154M Inżynieria wsteczna:** Proces inżynierii wstecznej mający na celu stworzenie dokładnego modelu trójwymiarowego w programie CAD (3D CAD) samolotu z wykorzystaniem skanowania laserowego, precyzyjnych pomiarów ręcznych, fotografii sferycznej 2D i 3D. Dane do specyfikacji systemów samolotu (masa, lokalizacja, interfejs) zostały zebrane z instrukcji obsługi samolotu i obsługi technicznej w ramach tego etapu prac. Z pierwotnej konstrukcji samolotu pobrano próbki na poziomie kuponów materiałowych w celu scharakteryzowania właściwości mechanicznych materiałów użytych do budowy TU-154M. Po zebraniu danych z zakresu inżynierii wstecznej, opracowano szczegółowy model elementów skończonych samolotu, wykorzystując podejście oparte na budowaniu z klocków. Wszystkie dane zebrane i

modele stworzone na tym etapie prac będą częścią końcowych rezultatów projektu. Może on zostać wykorzystany przez Polską Podkomisję do oceny przyszłych scenariuszy rekonstrukcji wypadków.

- **Pakiet roboczy III- Metody analizy trajektorii:** Zebranie i analiza parametrów lotu z rejestratora danych na taśmie MLP-14-5, rejestratora szybkiego dostępu (QAR) lub rejestratora z utrwalaniem na taśmie KBN, układu pamięci ATM-QAR oraz rejestratora trójskładnikowego K3-63. Rozwój i walidacja modeli CFD (obliczeniowej mechaniki płynów) i metod analitycznych w celu wsparcia prac nad rekonstrukcją trajektorii samolotu Tu-154M P101 przed uderzeniem w ziemię.
- **Pakiet roboczy IV- Analiza miejsca katastrofy i przeżywalności pasażerów:** Zebranie i analiza danych z następujących źródeł: Raport MAK [1] oraz Miejsce katastrofy Polskiej Podkomisji [6], oraz dane o przeżywalności pasażerów [7].
- **Pakiet roboczy V - Przegląd danych o wypadkach floty Tu-154M:** Przegląd poprzednich wypadków Tupolewa Tu-154 i danych dotyczących przeżywalności w bazie danych Aviation Safety Network [8].
- **Pakiet roboczy VI- Analiza rekonstrukcji wypadku samolotu Tu-154M o numerze bocznym 101:** Modele numeryczne opracowane w Pakietach Roboczych II i III są wykorzystywane do przeprowadzenia trzech etapów rekonstrukcji wypadku:
 - Etap I: Analiza trajektorii przed uderzeniem w brzozę i po nim w celu określenia warunków początkowych symulacji uderzenia w brzozę i w ziemię oraz porównanie z Raportem MAK [1] i [4], [1] danymi z miejsca wypadku dostarczonymi przez Polską Podkomisję [4] zebranymi w ramach Pakietu Roboczego IV.
 - Etap II: Rekonstrukcja wypadku z uderzeniem w brzozę oraz porównanie z Raportem MAK [1] oraz danymi z miejsca wypadku dostarczonymi przez Polską Podkomisję [4] zebranymi w ramach Pakietu Roboczego IV.
 - Etap III: Rekonstrukcja wypadku przy uderzeniu w ziemię i porównanie z Raportem MAK [1] [6] [7] [1] oraz z informacjami o szczątkach z wypadku dostarczonymi przez Polską Podkomisję [6] i danymi dotyczącymi obrażeń pasażerów [7] zebranymi w ramach Pakietu Roboczego IV.



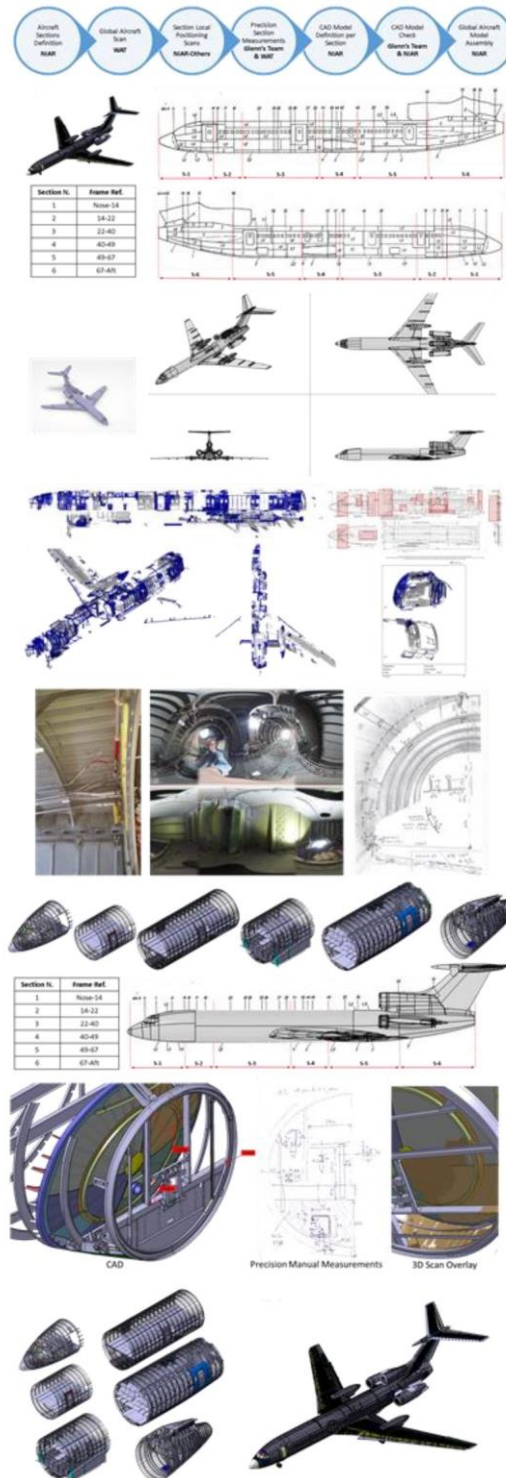
Accident Reconstruction	Rekonstrukcja wypadku
WP 1: Data Collection	Pakiet roboczy 1: Zbieranie danych
Accident Report	Raport z wypadku
Flight Data and Voice Recorder	Rejestrator parametrów lotu i głosu
Survivability Report	Raport z informacjami o przeżywalności
Data: Pictures, Reports, Technical Documentation etc.	Dane: Zdjęcia, Raporty, Dokumentacja techniczna itp.
WP II: Aircraft Reverse Engineering	Pakiet roboczy II: Inżynieria wsteczna stosowana do statków powietrznych
Geometry	Geometria
Weights and Balance	Ciężary i zrównoważenie
Materials	Materiały
Systems	Systemy
WP III: Trajectory Analysis Methods	Pakiet roboczy III: Metody analizy trajektorii
CFD Methods	Metody Obliczeniowej Mechaniki Płynów (CFD)
Analytical Methods	Metody analityczne
WP IV: Debris Field and Passenger Survivability Analysis	Pakiet roboczy IV: Analiza miejsca wypadku i przeżywalności pasażerów
Accident Report	Raport z wypadku
Survivability Analysis PSC and Prosecutors Office Material	Analiza przeżywalności - materiały Polskiej Podkomisji i Prokuratury
Pictures: Accident Site, Prosecutors Office Material	Zdjęcia: Miejsce wypadku, materiały prokuratury
Satellite Pictures	Zdjęcia satelitarne
WP V: TU-154M Fleet Accident Data Review	Pakiet roboczy V: Przegląd danych dotyczących wypadków floty TU-154M
WP VI: Reconstruction Analysis	Pakiet roboczy VI: Analiza rekonstrukcji
Phase I: Trajectory Analysis Accident Reconstruction	Etap I: Rekonstrukcja wypadku: analiza trajektorii
Phase II: Birch Tree Accident Reconstruction	Etap II: Rekonstrukcja wypadku: brzoza
Phase III: Ground Collision Accident Reconstruction	Etap III: Rekonstrukcja wypadku: zderzenie z ziemią
Final Documentation Package: CAD, FEA Models and Documentation	Pakiet dokumentacji końcowej: Modele CAD, FEA oraz dokumentacja

Rys. 1.1 Proces rekonstrukcji wypadku

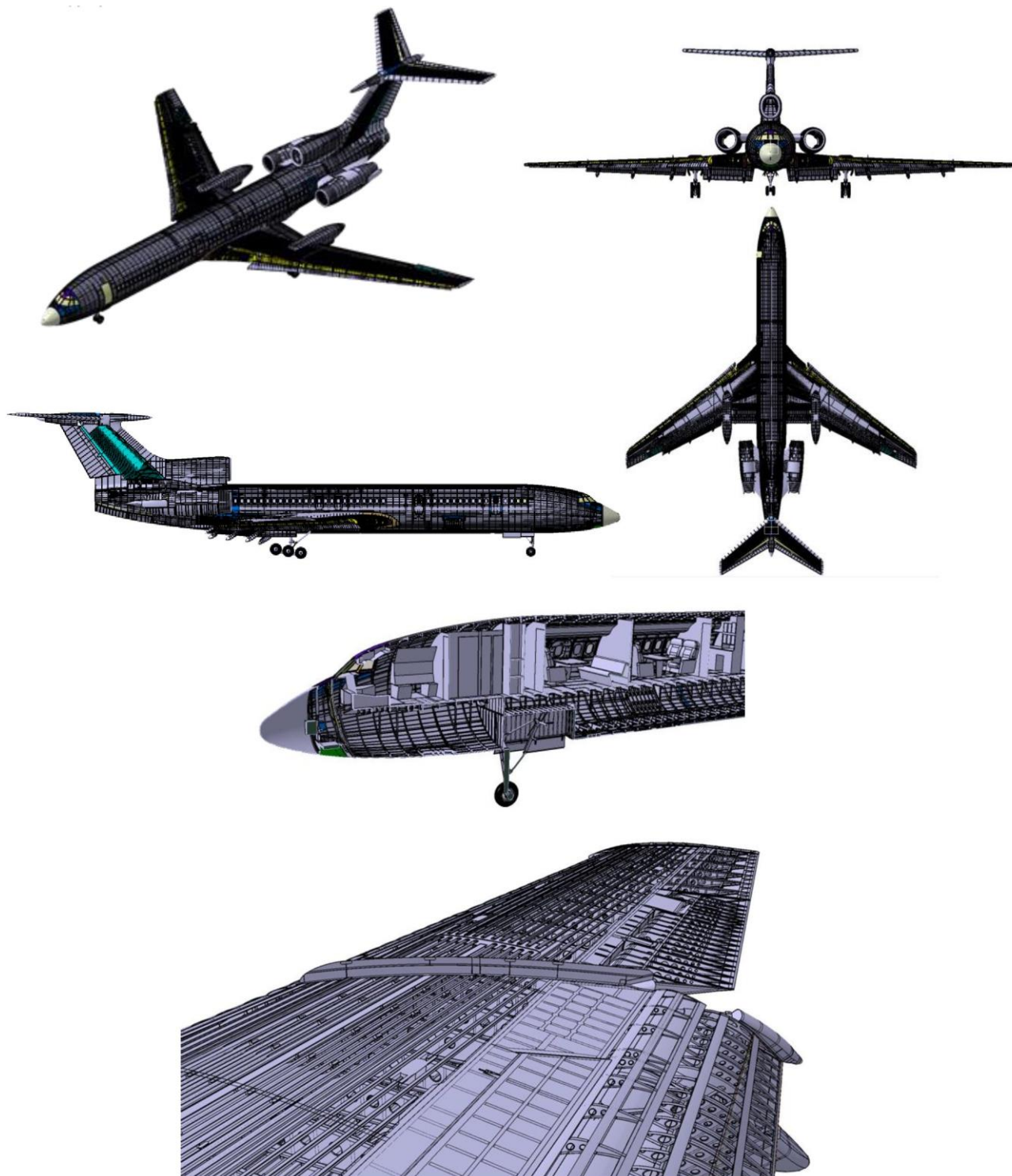
1.2 Modele i dokumentacja rekonstrukcji wypadków

Raport końcowy składa się z następujących dokumentów i modeli:

- A. Streszczenie rozszerzonego raportu: Dokument ten zawiera podsumowanie wyników rekonstrukcji wypadku (trajektoria, uderzenie w brzozę Bodina i uderzenie w ziemię) oraz podsumowanie porównań z Raportem MAK. [1].
- B. Załączników do Raportu:
 - a. Załącznik I do Raportu: Rekonstrukcja wypadku statku powietrznego TU154M, o numerze bocznym 101 – Proces inżynierii wstecznej (patrz Rys. 1.2), Model CAD (patrz Rys. 1.3), Model FEA (patrz Rys. 1.4) oraz Model CFD (patrz Rys. 1.5). Raporty te zawierają opis i dokumentację wszystkich modeli numerycznych użytych do rekonstrukcji wypadku oraz ich walidację z wykorzystaniem podejścia bazującego na elementach składowych. [31]
 - b. Załącznik II do Raportu: Rekonstrukcja wypadku samolotu TU-154M o numerze bocznym 101 - analiza trajektorii. Raport ten zawiera opis trajektorii samolotu Tu-154m przed jego uderzeniem w ziemię. Dostępne dane z Raportu MAK i zapisów Rejestratorów Parametrów Lotu są oceniane w celu odtworzenia trajektorii samolotu Tu154m przy użyciu modelu 6 DOF. [10]
 - c. Załącznik III do Raportu: Rekonstrukcja wypadku samolotu TU-154M 101 - Rekonstrukcja uderzenia w brzozę Bodina. Powyższy raport zawiera opis i ocenę uderzenia w brzozę Bodina (patrz Fig. 1.7), Rys. 1.7), metodykę modelowania materiału drzewa oraz walidację karty materiału drzewa (patrz Rys. 1.6). Wyniki z analizy trajektorii są wykorzystywane jako warunki brzegowe do przeprowadzenia analizy elementów skończonych uderzenia lewego skrzydła samolotu w brzozę. [32]
 - d. Załącznik IV do Raportu: Rekonstrukcja wypadku TU-154M, o numerze bocznym 101- zderzenie z ziemią. Niniejszy raport zawiera metodologię modelowania miejsca wypadku, ocenę konstrukcji i wyniki analizy obrażeń pasażerów pochodzące z badania rekonstrukcji wypadku. Wyniki analizy trajektorii są wykorzystywane jako warunki brzegowe do przeprowadzenia analizy metodą elementów skończonych zderzenia statku powietrznego Tu-154M z ziemią. [33]

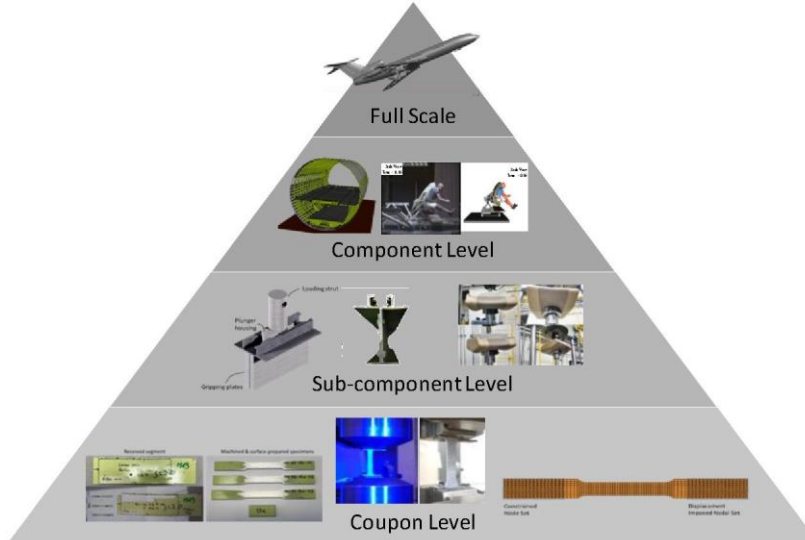


Rys. 1.2 Proces inżynierii wstecznej statku powietrznego Tu-154M NIAR



Rys. 1.3 Trójwymiarowy model statku powietrznego Tu-154M w programie CAD (3D)

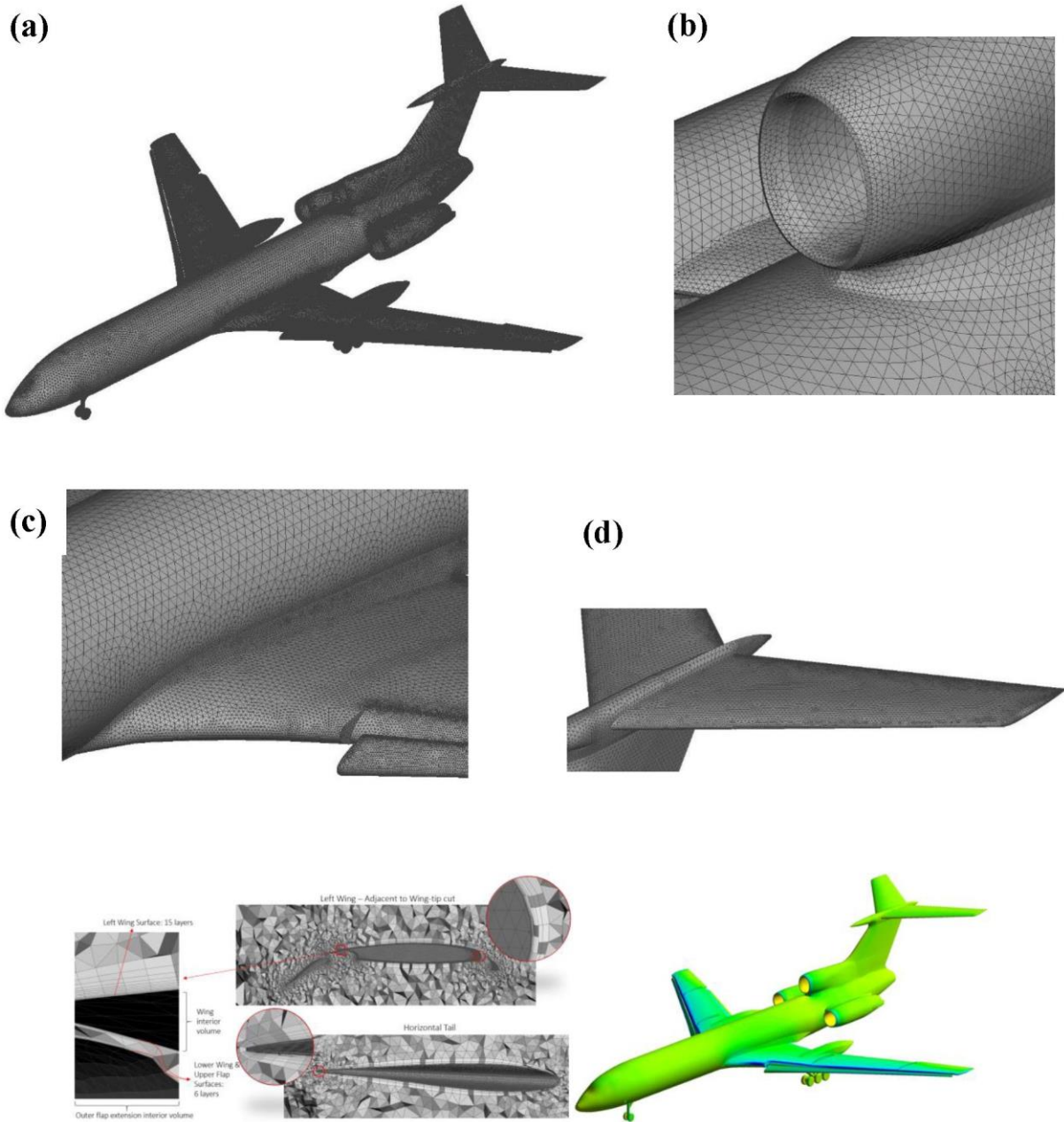
CAD)



Full Scale	Pełna skala
------------	-------------

Component Level	Poziom zespołu
Sub-component Level	Poziom podzespołu
Coupon Level	Poziom segmentu

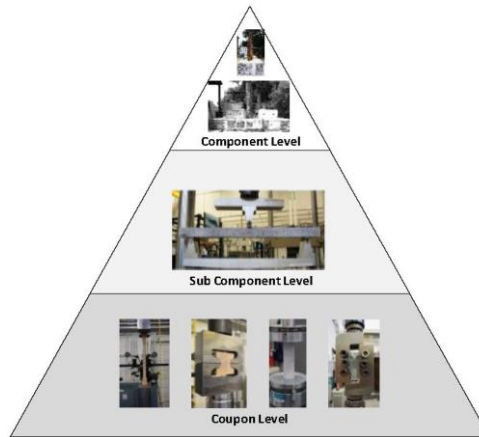
Rysunek 1.4 Model bazujący na metodzie elementów (FEA) skończonych Tu-154M i podejście modułowe do weryfikacji modelu FEA całego statku powietrznego



Left Wing Surface: 15 layers	Powierzchnia lewego skrzydła: 15 warstw
------------------------------	---

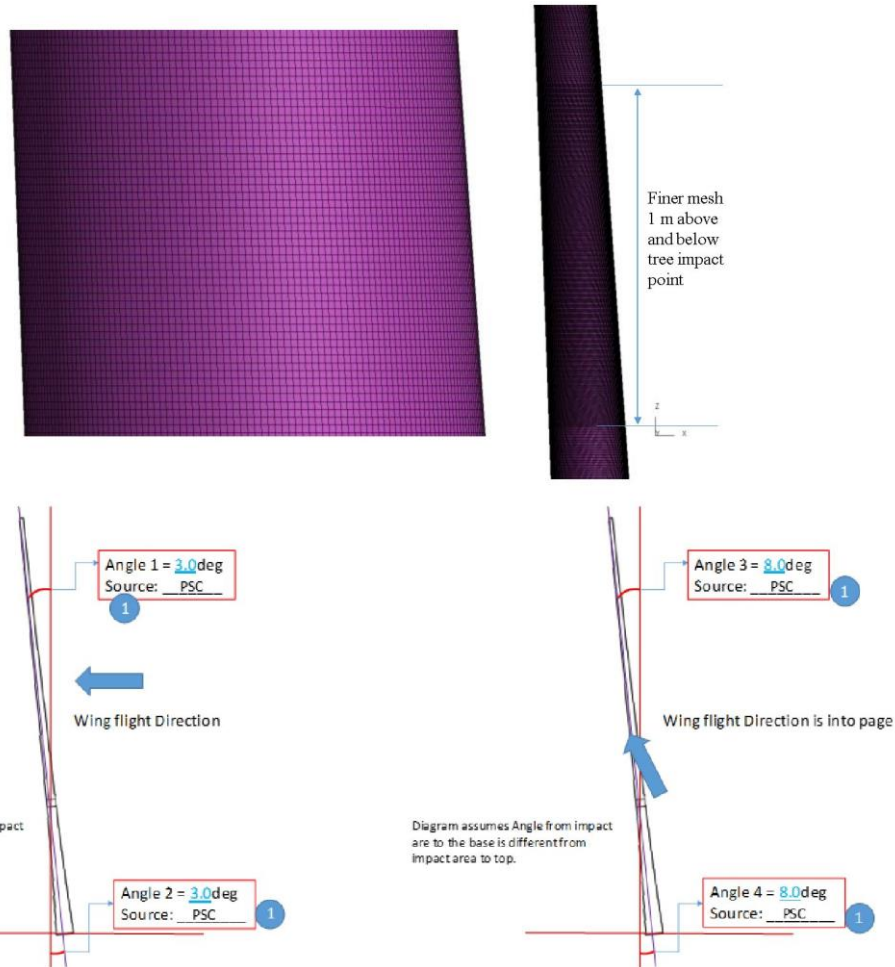
Wing interior volume	Przestrzeń wnętrza skrzydła
Lower Wing & Upper Flap Surfaces: 6 layers	Dolna powierzchnia skrzydła i górna powierzchnia kłapy: 6 warstw
Left Wine - Adjacent to Wing tip cut	Lewe skrzydło - przylegające do urwanej końcówki skrzydła
Horizontal Tail	Usterzenie poziome
Outer flap extension interior volume	Przestrzeń wewnętrzna przedłużenia kłap zewnętrznych

Rys. 1.5 Model CFD statku powietrznego Tu-154M



Component Level	Poziom zespołu
Sub Component Level	Poziom podzespołu
Coupon Level	Poziom segmentu

Rys. 1.6 Definicja modelu materiału brzozy - metoda elementów składowych



Finer mesh 1 m above and below tree impact point	Drobniejsze oczka siatki powyżej 1 m i poniżej punktu zderzenia z drzewem
Angle 1 = 3.0deg Source: PSC	Kąt 1 = 3,0 stopnie Źródło: Polska Podkomisja
Wing flight Direction	Kierunek lotu skrzydła
Diagram assumes Angle from impact are to the base is different from impact area to top.	Na schemacie przyjęto założenie, że kąt od miejsca uderzenia do podstawy jest inny niż od miejsca uderzenia do góry.
Angle 2 = 3.0deg Source: PSC	Kąt 2 = 3,0 stopnie Źródło: Polska Podkomisja
Angle 3 = 8.0deg Source: PSC	Kąt 3 = 8,0 stopni Źródło: Polska Podkomisja
Wing flight Direction is into page	Kierunek lotu skrzydła jest w kierunku strony
Diagram assumes Angle from impact are to the base is different from impact area to top.	Na schemacie przyjęto założenie, że kąt od miejsca uderzenia do podstawy jest inny niż od miejsca uderzenia do góry.
Angle 4 = 8.0deg Source: PSC	Kąt 4 = 8,0 stopni Źródło: Polska Podkomisja

Rys. 1.7 Model i geometria brzozy Bodina w analizie elementów skończonych

1.3 Wyniki rekonstrukcji wypadku

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.

Struktura strony FTP i jej zawartość są następujące:

1. FTP – Wyniki końcowe dla Polski

1.1. Wyniki badań przy użyciu modelu CAD

1.1.1. 3DXML

Kompletny model CAD statku powietrznego w zmniejszonym formacie pliku. Plik ten można otworzyć za pomocą odtwarzacza Dassault 3D XML. Oprogramowanie to można ściągnąć ze strony znajdującej się pod adresem: <https://www.3ds.com/products-services/3d-xml/downloads/>

1.1.2. 2020_02_13_CAD_ModelRevA

Gotowy model CAD statku powietrznego w natywnym formacie CATIA. Do opracowania tego modelu użyto oprogramowania CATIA V5 R25.

1.1.3. OML_CFD

Model CAD Zewnętrznej Linii Kształtowania w formacie Step. Plik ten można otworzyć przy pomocy dowolnych pakietów CAD lub pakietów do wstępnego przetwarzania (np. Altair Hyperworks)

1.2. Wynik prac: Model elementów skończonych

1.2.1. Stan uderzenia w grunt

LSDYNA pełny model wykonany metodą elementów skończonych statku powietrznego Tu-154M i gruntu
Ten plik można otworzyć za pomocą dowolnego programu do przetwarzania wstępnego z możliwością odczytu plików .key lub darmowego programu do przetwarzania wstępnego LSDYNA ([https://lstc.com/ download](https://lstc.com/download)).
Wszystkie analizy numeryczne zostały wykonane przy użyciu programu LSDYNA mpp s R10.2.0, Wersja 135267.

1.3. Wynik prac: Model wykonany przy użyciu metod obliczeniowej mechaniki płynów (CFD, Computational Fluid Dynamics)

Modele ANSYS FLUENT Tu-154M wykonane przy pomocy metod obliczeniowej dynamiki płynów zarówno dla kompletnego jak i uszkodzonego statku powietrznego (ścięcie końcówki skrzydła).

Pliki te można otworzyć przy pomocy dowolnego preprocesora zdolnego do czytania plików .cas lub ANSYS FLUENT (<https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent>).

Wszystkie analizy numeryczne zostały wykonane przy użyciu programu ANSYS FLUENT V17.2.

1.4. Poszerzony raport końcowy

-
- 1.4.1. Streszczenie Raport poszerzonego statku powietrznego TU154M, numer boczny101, Rekonstrukcja wypadku 12182020IR
 - 1.4.2. Załączniki
 - 1.4.2.1. Załącznik I_TU154M 101 Rekonstrukcja wypadku - proces inżynierii wstecznej, modele CAD, FEA i CFD 12_18_2020 IR
 - 1.4.2.2. Załącznik II_TU154M 101 Rekonstrukcja wypadku - analiza trajektorii_12_09_2020 IR
 - 1.4.2.3. Załącznik III_TU154M 101 Rekonstrukcja wypadku - Materiał drzewa_Element_zderzenie z brzozą 12_18_2020_IR
 - 1.4.2.4. Załącznik IV_TU154M 101 Rekonstrukcja wypadku Zderzenie z ziemią 12_18_2020IR
 - 1.5. Pakiet prezentacji końcowych
 - 1.5.1. 0 - Spis treści 07_01_2020
 - 1.5.2. Punkt 1 - Proces rekonstrukcji wypadku - 07_01_2020
 - 1.5.3. Punkt 2 - Proces inżynierii wstecznej statku powietrznego - 07_01_2020
 - 1.5.4. Punkt 2.1 Proces inżynierii wstecznej statku powietrznego - CAD - 07_01_2020
 - 1.5.5. Punkt 2.2 - Proces inżynierii wstecznej statku powietrznego - FEA - 07_01_2020
 - 1.5.6. Punkt 2.2.1 - Proces inżynierii wstecznej statku powietrznego - Łączniki - 07_01_2020
 - 1.5.7. Punkt 2.2.2 - Dokumentacja masy i wyważenia modelu FEA statku powietrznego - 07_01_2020
 - 1.5.8. Punkt 2.2.2.1 Masa i wyważenie - identyfikacja masy - 07_01_2020
 - 1.5.9. Punkt 2.2.2 Masa i wyważenie - zastosowanie masy - 07_01_2020
 - 1.5.10. Punkt 2.2.3 - Dokumentacja inżynierii wstecznej modelu FEA statku powietrznego_testowanie_i walidacja elementów składowych_07_01_2020
 - 1.5.11. Punkt 2.2.4 - Inżynieria wsteczna i badania modelu foteli lotniczych - 07_01_2020
 - 1.5.12. Punkt 2.3 - Weryfikacja FEM z zastosowaniem metody elementów składowych 11_19_2020
 - 1.5.13. Punkt 3.1 Analiza danych_rejestratora 07_01_2020
 - 1.5.14. Punkt 3.2 Punkty orientacyjne miejsca wypadku 07_01_2020
 - 1.5.15. Punkt 3.3 Analiza Trajektorii_Metodologia 07_01_2020
 - 1.5.16. Punkt 3.4.1 Analiza trajektorii_Dokumentacja_i wyniki_niskiej_trajektorii lotu 07_01_2020
 - 1.5.17. Punkt 3.4.2 Trajektorja_Analzy_Dokumentacja_i wyniki_wysokiej_trajektorii lotu 07_01_2020
 - 1.5.18. Punkt 3.5 Analiza z wykorzystaniem obliczeniowej mechaniki płynów (CFD) dla statku powietrznego Tu-154M 07_01_2020
 - 1.5.19. Punkt 3.6 Obliczenia ciągu silnika dla statku powietrznego Tu-154M 07_01_2020
 - 1.5.20. Punkt 4.1 Stan_zderzenia_z_brzożą_Bodina 07_01_2020



- 1.5.21. Punkt 4.2 Definicja modelu FEA brzozy 12_03_2020
- 1.5.22. Punkt 4.2.1 Geometria brzozy wykonana metodą elementów skończonych 12_03_2020
- 1.5.23. Punkt 4.2.2 Dokumentacja, badania i walidacja metodą elementów składowych materiałów z brzozy 12_03_2020
- 1.5.24. Punkt 4.2.3 Analiza zderzenia z brzożą 12_15_2020
- 1.5.25. Punkt 5.0 Rekonstrukcja wypadku: zderzenie z ziemię 12_18_2020
- 1.5.26. Punkt 6.0 Rozbieżności z Raportem MAK 07_01_2020

1.4 Podsumowanie informacji o faktach na podstawie oficjalnego raportu z badania wypadku

W tej części podsumowano faktyczne informacje dotyczące wypadku na podstawie Raportu o wypadku sporządzonego przez Międzypaństwowy Komitet Lotniczy znany również jako MAK. [1].

1.4.1 Historia lotu

Zgodnie z wnioskiem Ambasady RP z marca 2010 r. zaplanowano przelot dwóch samolotów z Warszawy (EPWA) na lotnisko Smoleńsk-Siewiernyj (XUBS) w dniu 10 kwietnia 2010 roku. Loty otrzymały następujące numery referencyjne: PLF 101 (Tu-154M o numerze bocznym 101) i PLF 031 (Jak-40 o numerze bocznym 044). Cel tego wyjazdu został określony jako "wizyta polskiej delegacji z Prezydentem Rzeczypospolitej na czele w Katyniu udział w uroczystościach w Kompleksie Memorialnym "Katyń"". Na pokładzie samolotu PLF 101, który rozbił się w pobliżu granic lotniska w Smoleńsku, znajdowało się 96 osób, wszyscy byli obywatelami Rzeczypospolitej Polskiej: 4 członków załogi lotniczej, 3 osoby personelu pokładowego, 88 pasażerów i 1 funkcjonariuszka Biura Ochrony Rządu.

Samolot wyleciał z lotniska w Warszawie (EPWA) do Smoleńska (XUBS) o godzinie 09:27 czasu lokalnego w Smoleńsku w dniu 10 kwietnia 2010 roku. Podczas manewru zniżania załoga lotu PLF 101 była w kontakcie z kontrolerami ruchu lotniczego w Mińsku, Moskwie i Smoleńsku. Załoga utrzymywała też kontakt z załogą Jaka-40 (lot PLF 031), który wylądował w bazie lotniczej w Smoleńsku 90 minut przed lotem prezydenckim.

O godzinie 10:09 czasu smoleńskiego załoga PLF 101 zażądała szacunkowego zejścia na wysokość 3.900 m, na co zgodę wydała mińska kontrola ruchu powietrznego. O godzinie 10:14 czasu smoleńskiego kontrola ruchu lotniczego w Mińsku poinformowała załogę lotu PLF 101 o ograniczonej mgłą widoczności do 400 m na lotnisku Smoleńsk-Siewiernyj. O godzinie 10:23 czasu lokalnego w Smoleńsku lot PLF 101 nawiązał kontakt z kontrolą ruchu lotniczego na lotnisku Smoleńsk-Siewiernyj. W tym czasie w aktualnej prognozie pogody podano, że nadal utrzymuje się mgła i widoczność jest ograniczona do 400 m.

O godzinie 10:25 załoga lotu PLF 101 poprosiła o zezwolenie na podejście próbne i otrzymując od kontrolera ruchu lotniczego zgodę wraz z ostrzeżeniem, aby statek powietrzny nie schodził poniżej 100 m i był gotowy na ewentualność nieudanego podejścia. W czasie manewru podejścia do lądowania załoga statku powietrznego skontaktowała się z załogą lotu PLF 031, która już lądowała na lotnisku Smoleńsk-Siewiernyj. Załoga lotu PLF 031 informowała o widoczności 200 m w tym czasie na lotnisku w Smoleńsku. Pomimo ostrzeżeń załoga statku powietrznego Tu-154M kontynuowała podejście do lądowania i rozpoczęła manewr ostatecznego podchodzenia do lądowania.

W odległości 1100 m od drogi startowej i przy przybliżonym odchyleniu 35 m w lewo od przedłużonej linii środkowej drogi startowej statek powietrzny obsługujący lot PLF 101 uderzył w czubek drzewa na wysokości 11 m od ziemi. Ze względu na różnicę wysokości terenu przed



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

16 z 223

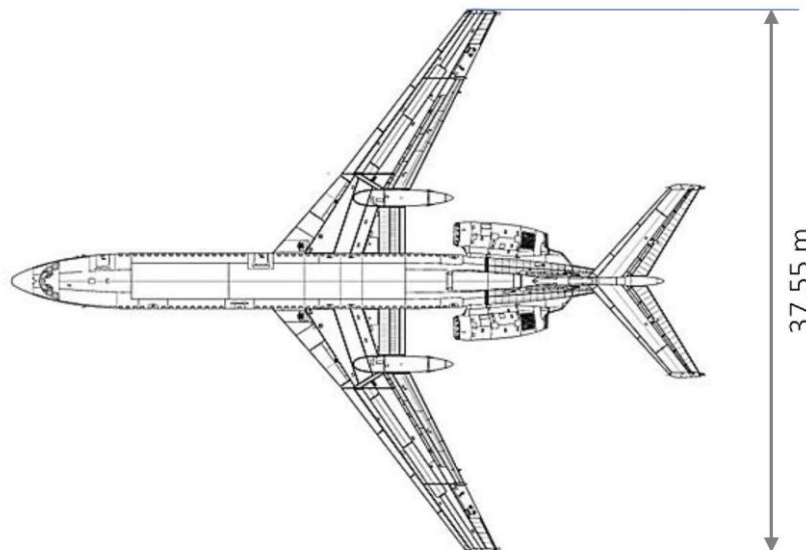
drogą startową , Tu-154M znajdował się wówczas poniżej wysokości drogi startowej. W odległości 245 m od miejsca wypadku statek powietrzny Tu-154M uderzył w pień brzozy o średnicy 30-40 cm, uszkadzając poważnie lewe skrzydło. O godzinie 10:41:06 czasu lokalnego w Smoleńsku samolot odbywający lot PLF 101 rozbił się w pozycji odwróconej i został zniszczony przed znakiem drogi startowej 26 w obszarze leśnym w pobliżu lotniska.

1.4.2 Informacje o statku powietrznym

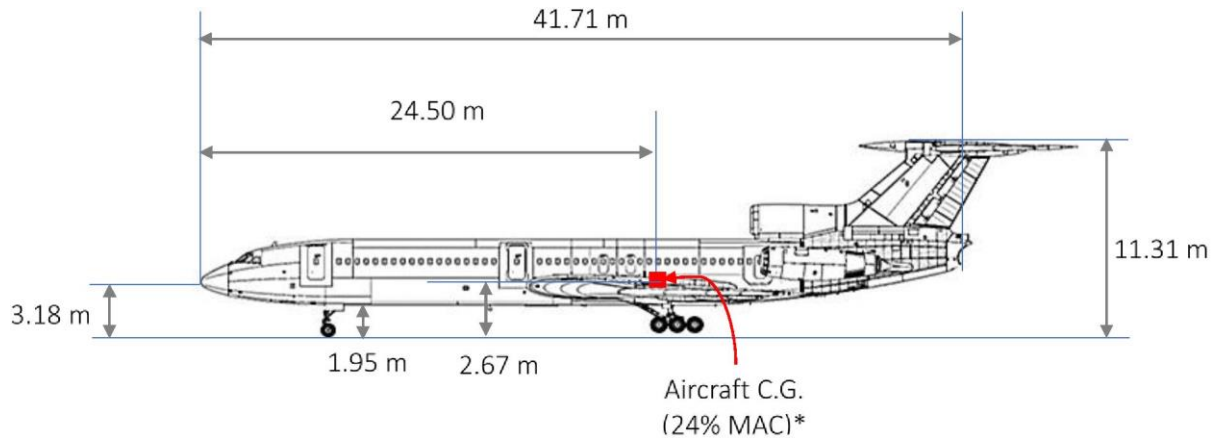
Szczegóły operacyjne statku powietrznego biorącym udział w wypadku przedstawiono w Tabeli 1.1 poniżej. Ogólne wymiary samolotu przedstawiona Rys. 1.8 oraz na Rys. 1.9.

Tabela 1.1 Informacje o statku powietrznym biorącym udział w katastrofie [1]

Typ samolotu	Tu – 154M
Numer seryjny producenta	90A837
Producent	Zakłady lotnicze w Kujbyszewie
Data produkcji	29 czerwca 1990 roku
Dane rejestracyjne	Numer boczny 101, Rzeczpospolita Polska
Świadectwo rejestracji	24 stycznia 2005 roku
Właściciel	Rzeczpospolita Polska
Podmiot eksploatujący statek powietrzny	Ministerstwo Obrony Narodowej, Rzeczpospolita Polska
Świadectwo zdatności do lotu	Brak danych
Liczba wylatanych godzin w terminie do 4 sierpnia 2010 r.	5143 godzin, 3899 operacji lądowania
Pozostały okres eksploatacji	24857 godzin, 5 lat 8 mies.
Ograniczenie okresu użytkowania	30000 godzin, 25 lat 6 miesięcy
Środek ciężkości	25,3% MAC



Rys. 1.8 Wymiary statku powietrznego Tu-154M - widok z góry



Rys. 1.9 Wymiary statku powietrznego Tu-154M - widok z boku

1.4.3 Obrażenia osób

Wszyscy 89 pasażerowie i 7 członków załogi, czyli łącznie 96 osób na pokładzie, zginęli w czasie zderzenia z ziemią i przeszkodami z powodu licznych urazów mechanicznych [1].

1.4.4 Uszkodzenia statku powietrznego

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.

1.4.4.1 Kolejność zdarzeń

Zgodnie z kolejnością zdarzeń, pierwsze uderzenie dotyczyło wierzchołka drzewa na wysokości 11 m, jak pokazano na Rys. 1.11. W pierwszej lokalizacji nie znaleziono części samolotu. Po pierwszym zderzeniu z przeszkodami terenowymi i w odległości 244 m dalej z odchyleniem bocznym 61 m w lewo od linii środkowej przedłużonej drogi startowej i na wysokości około 5 metrów skrzydło samolotu uderzyło w brzozę o pniu o średnicy wynoszącej 30–40 cm (Rys. 1.12). Zespół ds. badań znalazł w miejscu uderzenia lewą oderwaną część skrzydła o długości około 6,5 m (Rys. 1.13). Po czym nastąpił mocny przechył statku powietrznego w lewo, który dalej odleciał w lewą stronę. Podczas przechylania się i dalszego przemieszczania konstrukcja statku powietrznego uderzyła w inne drzewa, a następnie uderzyła w ziemię w odległości 580 m od pierwszego uderzenia. Ślady na ziemi, widoczne na Rys. 1.14, ujawniają, że do uderzenia doszło, gdy samolot toczył się w lewą stronę, a w momencie uderzenia samolot został przekreślony z przechylem w lewo o około 200°–210° [1].



Rys. 1.10 Rozmieszczenie uszkodzeń [1]



Rys. 1.11 Pierwsze zderzenie samolotu z wierzchołkiem drzewa [1]



Rys. 1.12 Brzoza uderzona przez lewe skrzydło [1]



Rys. 1.13 Oderwana część lewego skrzydła [1]



Rys. 1.14 Ślady zderzenia z ziemią [1]

1.4.4.2 Uszkodzone części samolotu na miejscu katastrofy

Przy uderzeniu oderwał się prawy płat statecznika ze sterem poziomym, statecznik pionowy, statecznik oraz stożek ogonowy. Części te zostały znalezione w odległości 590-620 m od miejsca pierwszego zderzenia statku powietrznego z elementami terenowymi (Rys. 1.15).

Cały obszar miejsca katastrofy z licznymi szczątkami systemów lotniczych i elementów płatowca znajdował się w odległości 670-680 m od miejsca pierwszego zderzenia z elementami terenowym i rozciągał się na szerokości 30-50 m i długości 130 m wzdłuż toru lotu statku powietrznego (Rys. 1.16).

Statek powietrzny został dodatkowo uszkodzony podczas przemieszczania się po ziemi do góry nogami. Część ogonowa statku powietrznego z silnikami i innymi fragmentami znajduje się w odległości 436 m od progu drogi startowej i została obrócona o 180° (Rys. 1.17).

Część przednia podwozia statku powietrznego w pozycji wysuniętej znajduje się w odległości 397 m od progu drogi startowej (Rys. 1.18). Fragmenty samolotu nie nosiły oznak spalania. Na skutek nieprzewidzianych czynników obciążających statek powietrzny uległ zniszczeniu przy zderzeniu z drzewami, ziemią i powierzchnią ziemi podczas dalszego lotu [1].



Rys. 1.15 Oderwany płat prawego statecznika [1]



Rys. 1.16 Liczne fragmenty systemów statku powietrznego i płatowca [1]



Rys. 1.17 Uszkodzone mocowanie silnika [1]

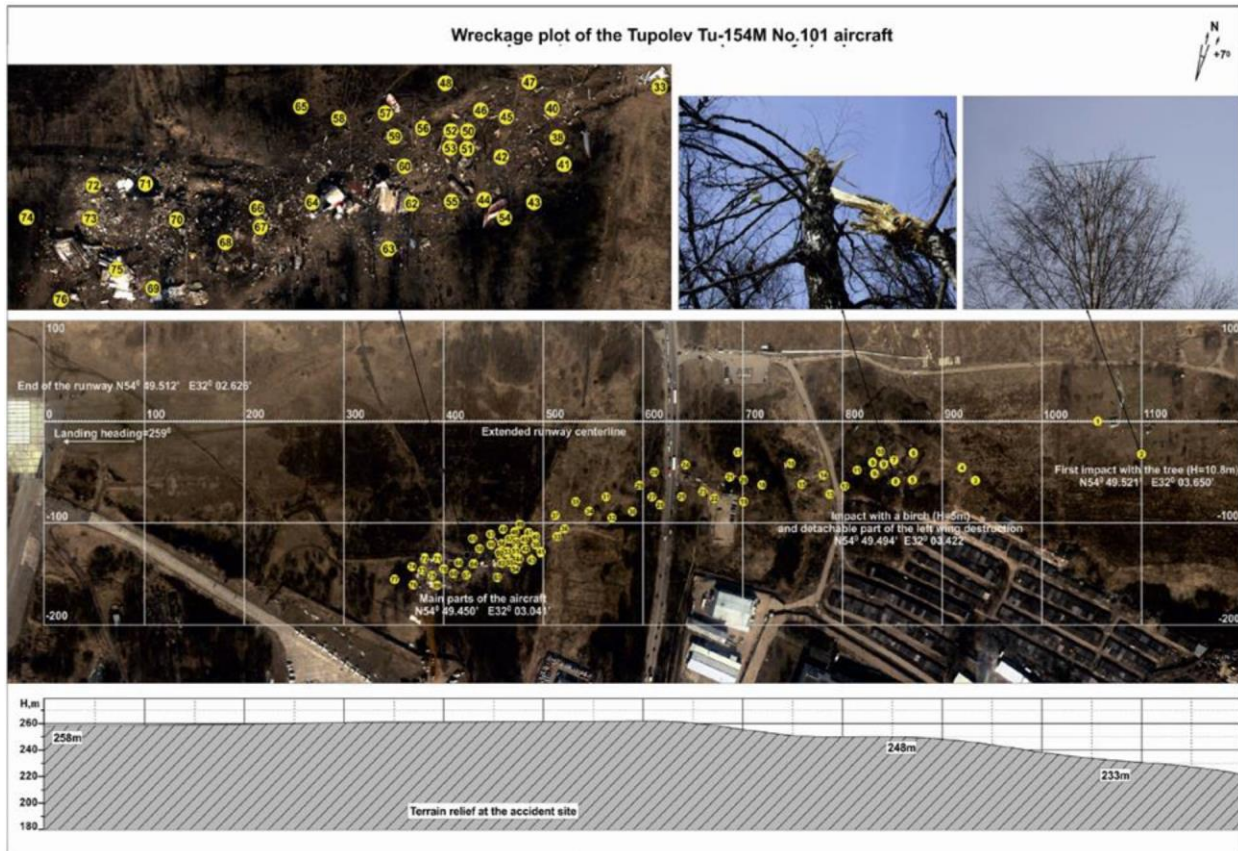


Rys. 1.18 Przednie podwozie statku powietrznego [1]

1.4.5 Informacje o miejscu wypadku

Miejsce wypadku znajduje się na lotnisku Smoleńsk-Siewiernyj, wojskowa baza lotnicza w Rosji, teren przecinany wzgórzami i lasem, drzewa około 25 m z wysokością 230–260 m nad poziomem morza. Uderzenie nastąpiło przed środkowym punktem znakującym i w odległości 1.050 m od progu drogi startowej 26[1].

Środek obszaru miejsca wypadku znajduje się pod współrzędnymi N 54° 49.450' i E 32° 03.041'.



Wreckage plot of the Tupolev Tu-154M No.101 aircraft	Miejsce katastrofy statku powietrznego Tupolev Tu-154M, o numerze bocznym 101
End of the runway N54° 49.512' E32° 02.626'	Koniec drogi startowej: N54° 49.512' E32° 02.626'
Landing heading=259°	Kurs lądowania =259°
Extended runway centerline	Przedłużona linia środkowa drogi startowej
Main parts of the aircraft N54° 49.450' E32° 03.041'	Główne części statku powietrznego N54° 49.450' E32° 03.041'
Impact with a birch (H=5m) and detachable part of the left wing destruction N64° 49.494' E32° 03.422'	Zderzenie z brzozą (H=5m) i zniszczenie urwanej części lewego skrzydła N64° 49.494' E32° 03.422'
First impact with the tree (H=10.8m) N54° 49.521' E32° 03.650'	Pierwsze zderzenie z drzewem (H=10,8m) N54° 49.521' E32° 03.650'
Terrain relief at the accident site	Rzeźba terenu w miejscu wypadku

Rys. 1.19 Miejsce szczątków statku powietrznego [1]

1.4.6 Warunki zderzenia

Piloci próbowali wylądować w gęstej mgle na lotnisku Smoleńsk Północny, zlokalizowanym w byłej wojskowej bazie lotniczej, gdzie widoczność była ograniczona do około 500 metrów (1600 stóp).



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).

W efekcie powstała asymetryczna siła nośna spowodowała niekontrolowany przechył statku powietrznego w lewo. W ciągu 5 sekund samolot został odwrócony i uderzył w ziemię. Pozostała zewnętrzna część lewego skrzydła w pierwszej kolejności uderzyła w ziemię, a zaraz po niej nos statku powietrznego. Zderzenie nosa statku powietrznego z ziemią spowodowało powstanie sił przekraczających 100 g, co natychmiast zabiło wszystkie osoby będące na pokładzie. Po zderzeniu nosa z ziemią statek powietrzny został gwałtownie rozerwany na części przez siłę uderzeniową. Około 200 metrów (660 stóp) przed progiem drogi startowej i nieco na południe od jej osi, wrak statku powietrznego zatrzymał się w pozycji "do góry nogami". Przednia część sekcji ogonowej zatrzymała się w kierunku przeciwnym do kierunku lotu [1].

2 Analiza trajektorii

2.1 Podsumowanie metodyki rekonstrukcji

Ustalono metodykę analizy trajektorii w celu określenia sensownych warunków lotu zarówno w miejscach zderzenia z brzożą Bodina, jak i początkowego zderzenia z ziemią dla lotu Nr P101 statku powietrznego Tu-154M, z Warszawy do Smoleńska, w dniu 10 kwietnia 2010 r. Rygorystyczne podejście matematyczne było konieczne w celu ustalenia warunków lotu, ponieważ [i] nie są dostępne współrzędne GPS z zapisu rejestratora parametrów lotu (FDR); oraz [ii] wysokości barometryczne i radiowe z danych rejestratora parametrów lotu nie są wiarygodne podczas nietypowego zachowania, które powoduje ograniczenia czujników (podczas ostatnich 3-4 sekund lotu). W niniejszym opracowaniu preferowano metodę analizy trajektorii opartą na bezwładności lub przyspieszeniach, a nie metodę analizy trajektorii aerodynamicznej, ponieważ kompletne dane dotyczące aerodynamiki i osiągow samolotu Tu-154M nie są dostępne w opublikowanej literaturze, jak również w instrukcjach technicznych. Opisano założenia i ograniczenia metodyki. Ze względu na brak optymalnej jakości dostępnych danych lotu oraz niepewność co do zarejestrowanych czasów alarmów TAWS, kryteria, służące do wykonania kontroli przelotu statku powietrznego nad terenowymi punktami orientacyjnymi i alarmy TAWS/FMS, zostały więc ustalone z dokładnością ± 5 m.

Zapis rejestratora parametrów lotu przekazany NIAR przez Polską Podkomisję (PSC) został przeanalizowany w celu identyfikacji dostępnych kanałów, częstotliwości próbkowania kanałów oraz czasu zatrzymania kanałów. Sporządzono dokumentację w postaci listy wszystkich dostępnych kanałów i zwrócono uwagę na rozbieżności z wymogami w zakresie rejestratorów parametrów lotu ustanowionymi przez Organizację Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego (ICAO). Zaobserwowano, 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 w zapisach rejestratora parametrów lotu.

Zidentyfikowano i udokumentowano parametry lotu z zapisów systemu świadomości terenu i ostrzegania (TAWS) oraz systemu zarządzania lotem (FMS) istotne dla analizy trajektorii. Przesunięcie czasowe pomiędzy czasem rejestratora parametrów lotu (FDR) a czasem TAWS/FMS zostało określone jako: $\text{czas FDR} = \text{czas TAWS/FMS} + 2 \text{ godz.:}2,75 \text{ s}$. Dla zarejestrowanych czasów alarmów TAWS ustalono niepewność $+1,0$ s w oparciu o metodykę zapisu uniwersalnego czasu koordynowanego (UTC).

Nie jest możliwe dokładne określenie czasu zderzenia z brzożą Bodina wyłącznie na podstawie danych dostępnych z rejestratora parametrów lotu i zapisów systemów TAWS/FMS. Na podstawie czasu podanego w Raporcie MAK określono przedział czasu zdarzenia polegającego na zderzeniu statku powietrznego z brzożą Bodina [1]. W niniejszym Raporcie czas zderzenia z brzożą Bodina został wyznaczony metodą prób i błędów na podstawie obliczeń trajektorii, w których wymaga się, aby samolot spełnił warunek uderzenia w ślady na ziemi. Stwierdzono również, że obliczony w niniejszym Raporcie czas zderzenia z brzożą Bodina zależy od

następujących parametrów: przyspieszeń wzdłużnych, indywidualnego przesunięcia czasowego alarmów TAWS oraz przesunięcia czasowego pomiędzy wskazaniem rejestratora parametrów lotu a uniwersalnym czasem koordynowanym (UTC).

Na podstawie doboru warunków początkowych w niniejszym Raporcie zdefiniowano dwie trajektorie - trajektorię niską i trajektorię wysoką. W przypadku niskiej trajektorii lotu założono, że samolot uderzy w brzozę Bodina na znanej wysokości i w znanym miejscu. Trajektorią wysoką zakłada, że samolot leci na wysokości lotu odpowiadającej wysokości barometrycznej TAWS 38, a miejsce odpowiada współrzędnym GPS TAWS 38.

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. 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.

Głównym wnioskiem z tego badania jest to, że nie jest możliwe określenie unikalnej trajektorii lotu Tu-154M P101, na trasie z Warszawy do Smoleńska, w dniu 10 kwietnia 2010 r., tylko na podstawie rejestratora parametrów lotu i zapisów systemów TAWS/FMS. Jednakże, wykorzystując lokalizację terenowych punktów orientacyjnych w miejscu wypadku, takich jak ślady na ziemi i brzoza Bodina w połączeniu z zapisami rejestratora parametrów danych i systemów TAWS/FMS, udało się ustalić dwa zestawy warunków początkowych, które zaowocowały proponowanymi niskimi i wysokimi trajektoriami przedstawionymi w niniejszym dokumencie. Celem analizy trajektorii jest zatem wykorzystanie jej jako narzędzia uzupełniającego pozostałe aspekty rekonstrukcji wypadku statku powietrznego Tu-154M, w tym analizę miejsca wypadku ze szczątkami, analizę zderzenia z brzozą oraz analizę zderzenia z ziemię.

Wszystkie szczegóły dotyczące analizy zapisów rejestratora parametrów lotu, metodyki numerycznej oraz dogłębnej analizy wyników dla dwóch trajektorii przedstawiono w raporcie z analizy trajektorii w załączniku II [10]. W niniejszym sprawozdaniu wyniki dotyczące niskiej trajektorii zostały podsumowane w Punkcie 2.2. warunki lotu, w tym prędkość, orientacja, odchylenia powierzchni sterowych oraz obciążenia aerodynamiczne i związane z siłą ciągu, zarówno przy zderzeniu z brzożą Bodina, jak i przy pierwszym zderzeniu z ziemią, zostały podsumowane w Punkcie 2.3. W punkcie 2.4, omówiono rozbieżności pomiędzy ustaleniami niniejszego Raportu a ustaleniami [1] Raportu MAK.

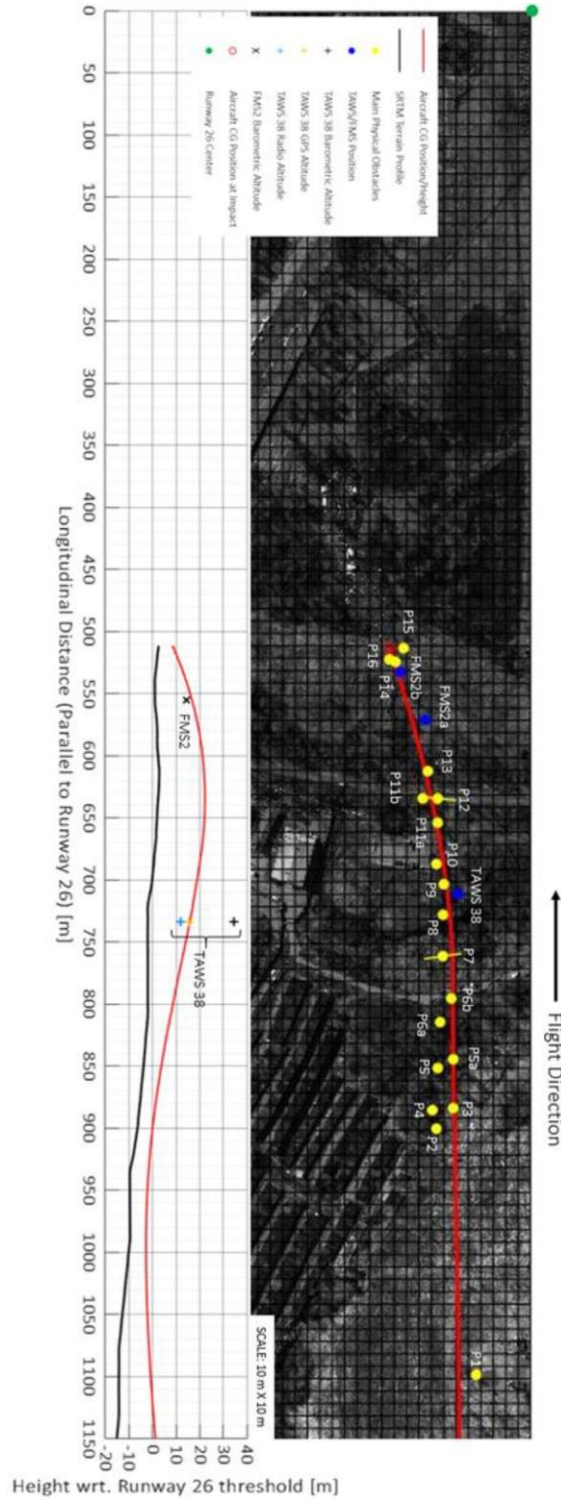
2.2 Wariant: niska trajektoria lotu

Wyniki dla wariantu niskiej trajektorii zostały opisane w tym punkcie. Trajektoria zakłada, że zderzenie z brzożą Bodina jest prawdziwe. Oznacza to, że warunki początkowe w algorytmie są tak dobrane, że lewe skrzydło statku powietrznego przechodzi przez żądaną wysokość i lokalizację brzoży Bodina. Zakłada się, że wysokość nad ziemią, na której lewe skrzydło po raz pierwszy zderza się z brzożą Bodina, wynosi 6,75 m [11]. Stwierdzono, że lokalizacja brzoży Bodina, uzyskana ze zdjęcia satelitarnego, znajduje się w odległości 850 m od progu drogi startowej 26 w kierunku równoległym do osi drogi startowej oraz w odległości 75 m w kierunku prostopadłym. Punkt na lewym skrzydle, który styka się z brzożą Bodina, został przyjęty na podstawie Raportu MAK w odległości 6,5 m od końcówki lewego skrzydła [1], strona 76. Czas uderzenia w brzożę Bodina ustalono na 06:40:57.1875 czasu UTC. Ustalono, że przesunięcie alarmu TAWS 34 o + 0,75 s, daje trajektorię spełniającą ograniczenie uderzenia lewego skrzydła samolotu w ślady na ziemi. Obliczenia trajektorii polegają na optymalizacji przyspieszeń w celu uzyskania najlepszego dopasowania trajektorii do wysokości barometrycznych systemu TAWS 34 - 37, współrzędnych GPS w systemie TAWS 34 oraz wysokości i położenia znaku zderzenia z ziemią lewego skrzydła. Warunki, które są narzucone dla Wariantu niskiej trajektorii lotu podsumowano w Tabeli 2.1.

Tabela 2.1 Narzucone warunki dla Wariantu niskiej trajektorii lotu

Wysokość zderzenia z brzożą Bodina:	6.75 m
Współrzędne brzoży Bodina w układzie osi drogi startowej 26	[850 m, -75 m]
Czas zderzenia z brzożą Bodina:	06:40:57.1875 UTC
Czas w systemie TAWS 34:	06:40:03.75 UTC (+ 0.75 s)

Trajektoria statku powietrznego Tu-154M, lot P101 jest zrekonstruowana dla około ostatnich 60 s jego lotu. Punkt początkowy trajektorii pokrywa się w przybliżeniu w czasie ze zdarzeniem TAWS 34. Punkt końcowy trajektorii pokrywa się z pierwszym zderzeniem samolotu z ziemią. Tor lotu środka ciężkości samolotu, rozpoczynający się w odległości 1150 m od progu drogi startowej 26, zilustrowano przy pomocy zdjęcia satelitarnego na Rys. 2.1. Pokazano również pionową pozycję środka ciężkości statku powietrznego w odniesieniu do wysokości progu drogi startowej 26 oraz profil terenu dla ścieżki na podstawie danych SRTM na Rys. 2.1.



Flight Direction	Kierunek lotu
SCALE: 10 m X 10 m	SKALA: 10 m X 10 m

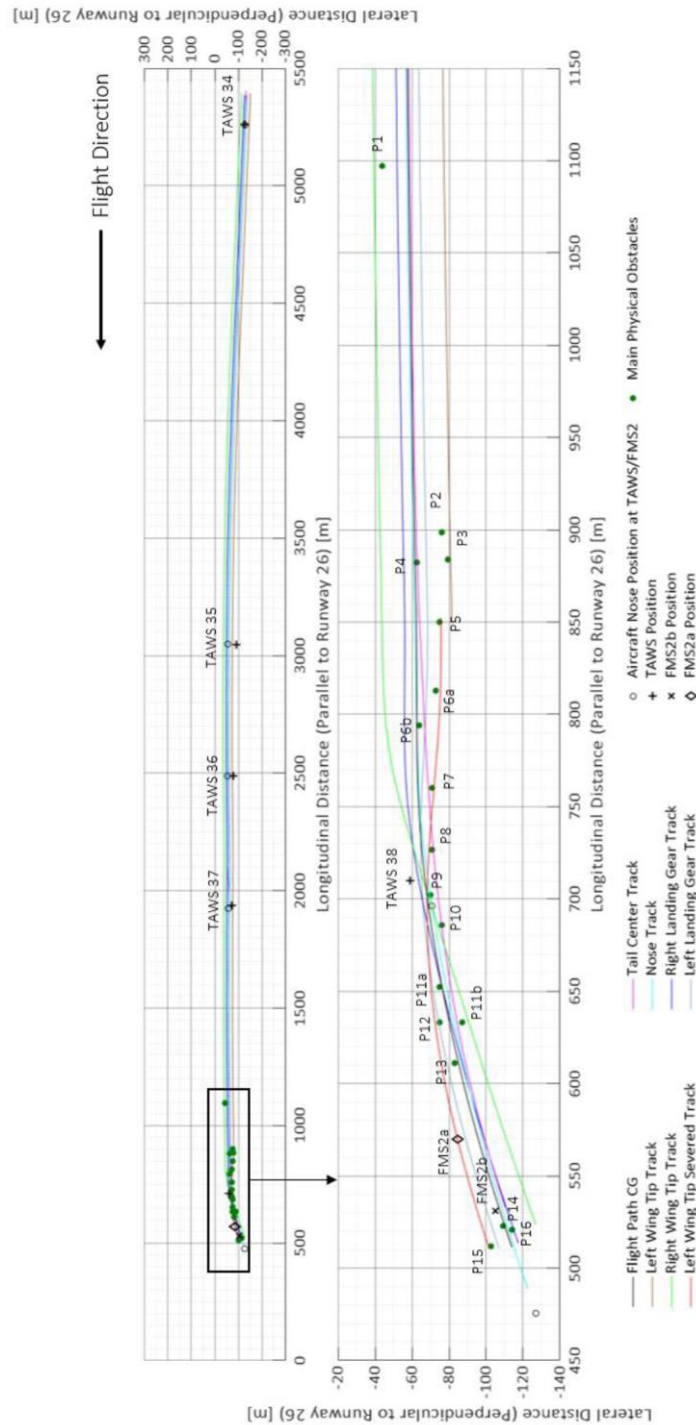


Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) (m)	Odległość podłużna (równoległa do drogi startowej 26) [m]
Aircraft CG Posinione/Height	Położenie/wysokość środka ciężkości statku powietrznego
SRTM Terrain Profile	Profil terenu SRTM
Main Physical Obstacles	Główne przeszkody fizyczne
TAWS/FMS Posinione	Położenie TAWS/FMS
TAWS 38 Barometric Altitude	Wysokość lotu barometryczna TAWS 38
TAWS 38 GPS Altitude	Wysokość lotu GPS TAWS 38
TAWS 18 Radio Altitude	Wysokość lotu w systemie radiowym TAWS 18
FMS2 Barometric Altitude	Wysokość lotu barometryczna FMS2
Aircraft CG Posinione at Impact	Położenie środka ciężkości statku powietrznego w momencie zderzenia
Runway 26 Canter	Środek drogi startowej 26
Height wrt. Runway 26 threshold [m]	Wysokość względem progu drogi startowej [m]

Rys. 2.1 Wariant niskiej trajektorii lotu: Pozycje środka ciężkości statku powietrznego na obrazie satelitarnym i według wysokości środka ciężkości

Dwuwymiarowe trajektorie poziome i pionowe statku powietrznego w odniesieniu do odległości od progu drogi startowej 26 przedstawiono odpowiednio na Rys. 2.2 oraz Rys. 2.3. Podczas rekonstrukcji trajektorii śledzone są różne pozycje samolotu, w tym nosa, końcówek skrzydeł, podwozia itp. i ich ścieżki są naniesione na te rysunki. Następujące spostrzeżenia wynikają z Rys. 2.2, Rys. 2.3, oraz Rys. 2.4:

- Dla Wariantu z niską trajektorią lotu, częścią samolotu, która jako pierwsza zdarza się z ziemią jest lewe ukrócone skrzydło (z oddzielnym płatem zewnętrznym ok. 6,5 m). Lewe ukrócone skrzydło uderza w lewy znak naziemny w terenie. Nos samolotu uderza prawie w tym samym czasie, co lewe ukrócone skrzydło.
- Trajektoria pionowa Wariantu niskiego lotu spełnia warunek przejścia przez wysokości barometryczne TAWS 34 - 37. Maksymalna różnica wysokości środka ciężkości statku powietrznego w stosunku do barometrycznych wysokości lotu TAWS w momencie alertów TAWS 34 - 37 jest mniejsza niż 5 m.
- Wysokość środka ciężkości samolotu w czasie alarmu TAWS 38 jest o około 15 m niższa od wysokości barometrycznej TAWS 38. Wysokość środka ciężkości samolotu jest znacznie bliższa wysokościom GPS i radiowym TAWS 38, przy czym maksymalna różnica nie przekracza 5 m. Należy zauważyć, że odczyt radiowysokościomierza w czasie alarmu TAWS 38 nie jest uznawany za wiarygodny, ponieważ kąt przechyłu samolotu w tym czasie jest większy niż 20°.
- Wysokość środka ciężkości statku powietrznego jest znacznie niższa niż wysokość barometryczna zdarzenia FMS2 w jego zarejestrowanym czasie. Wysokość środka ciężkości samolotu rzeczywiście zbliża się do wysokości barometrycznej FMS2b (w odległości 5 m), ale wcześniej w stosunku do zarejestrowanego czasu alarmu FMS2. Wysokość środka ciężkości samolotu jest znacznie niżej (ok. 20 m) niż wysokość barometryczna odpowiadająca jednej sekundzie przed zdarzeniem FMS2 w zarejestrowanym czasie.
- W przypadku Wariantu niskiej trajektorii lotu poziomej nos statku powietrznego przechodzi przez pozycje podłużne TAWS 34 - 36 (maksymalna różnica jest mniejsza niż 5 m). Odchylenie pozycji nosa statku powietrznego od pozycji podłużnej TAWS 37 jest większe niż 5 m. Nos statku powietrznego odchyła się znacznie od pozycji bocznych TAWS 35 - 37, ale nadal przechodzi przez pozycję boczną TAWS 34.
- Nos statku powietrznego znacznie odchyła od zarówno wzdłużnych, jak i bocznych pozycji TAWS 38, pozycji FMS2a i FMS2b w odpowiednich zapisanych momentach. Nos statku powietrznego faktycznie przechodzi przez pozycję FMS2b (w odległości 5 m), ale ma to miejsce wcześniej w porównaniu z zarejestrowanym czasem alarmu FMS2.

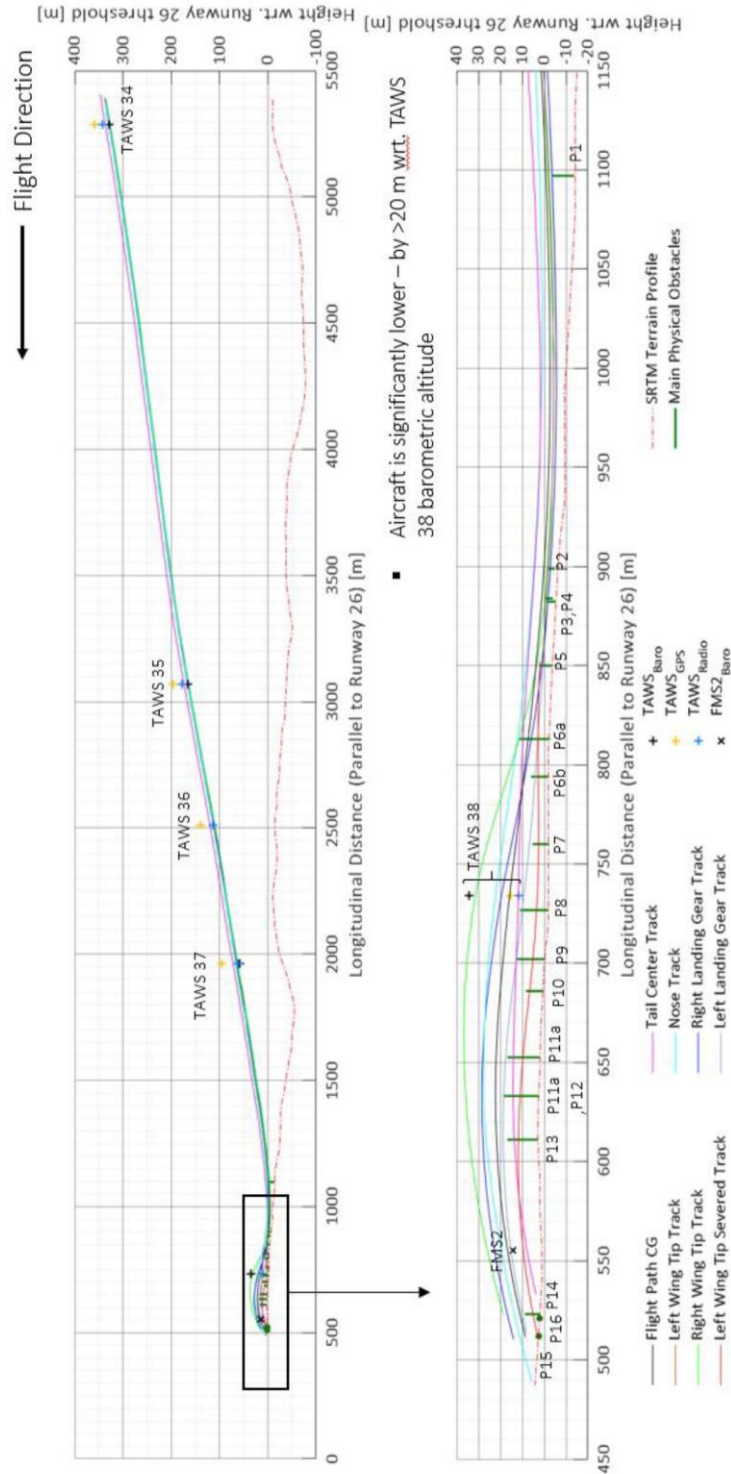


Lateral Distance (Perpendicular to Runway 26) [m]	Odlegość boczna (prostopadła do drogi startowej 26) [m]
Flight Path CG	Ścieżka lotu dla środka ciężkości
Left Wing Tip Track	Tor lotu końcówki lewego skrzydła
Right Wing Tip Track	Tor lotu końcówki prawego skrzydła



Left Wing Tip Severed Track	Tor lotu urwanej końcówki lewego skrzydła
Tail Center Track	Środkowy tor lotu ogona
Nose Track	Tor lotu nosa statku powietrznego
Right Landing Gear Track	Tor lotu podwozia po prawej stronie
Left Landing Gear Track	Tor lotu podwozia po lewej stronie
Aircraft Nose Position at TAWS/FMS2	Pozycja nosa statku powietrznego w systemie TAWS/FMS2
TAWS Position	Pozycja TAWS
FMS2b Position	Pozycja FMS2b
FMS2a Position	Pozycja FMS2a
Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) [m]	Odległość podłużna (równoległa do drogi startowej 26) [m]
Main Physical Obstacles	Główne przeszkody fizyczne
Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) [m]	Odległość podłużna (równoległa do drogi startowej 26) [m]
Flight Direction	Kierunek lotu

Rys. 2.2 Wariant niskiej trajektorii lotu: Trajektoria pozioma statku powietrznego w zależności od odległości od progu drogi startowej 26

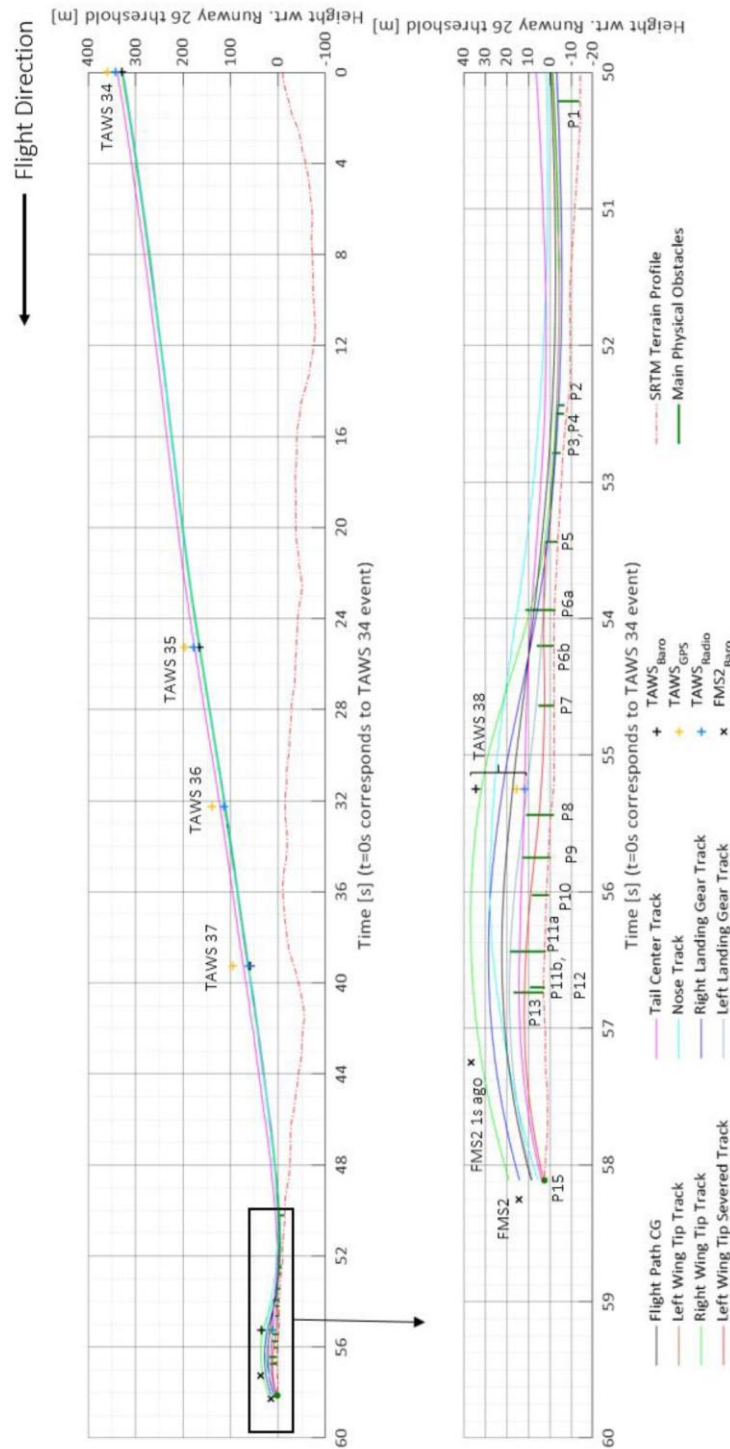


Flight Direction	Kierunek lotu
Aircraft is significantly lower - by >20 m dotycząca TAWS	Samolot jest znacznie niższy - o >20 m dotycząca



38 barometric altitude	Wysokość lotu barometryczna TAWS 38
Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) (m)	Odległość podłużna (równoległa do drogi startowej 26) [m]
Flight Path CG	Ścieżka lotu dla środka ciężkości
Left Wing Tip Track	Tor lotu końcówki lewego skrzydła
Right Wing Tip Track	Tor lotu końcówki prawego skrzydła
Left Wing Tip Severed Track	Tor lotu urwanej końcówki lewego skrzydła
Tail Center Track	Środkowy tor lotu ogona
Nose Track	Tor lotu nosa statku powietrznego
Right Landing Gear Track	Tor lotu podwozia po prawej stronie
Left Landing Gear Track	Tor lotu podwozia po lewej stronie
TAWS _{Baro}	TAWS _{Baro}
TAWS _{GPS}	TAWS _{GPS}
TAWS _{Radio}	TAWS _{Radio}
FMS2 _{Baro}	FMS2 _{Baro}
SRTM Terrain Profile	Profil terenu SRTM
Main Physical Obstacles	Główne przeszkody fizyczne
Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) [m]	Odległość podłużna (równoległa do drogi startowej 26) [m]
Height wrt. Runway 26 threshold [m]	Wysokość względem progu drogi startowej [m]

Rys. 2.3 Wariant niskiej trajektorii lotu: Trajektoria pionowa statku powietrznego w odniesieniu do odległości od progu drogi startowej 26



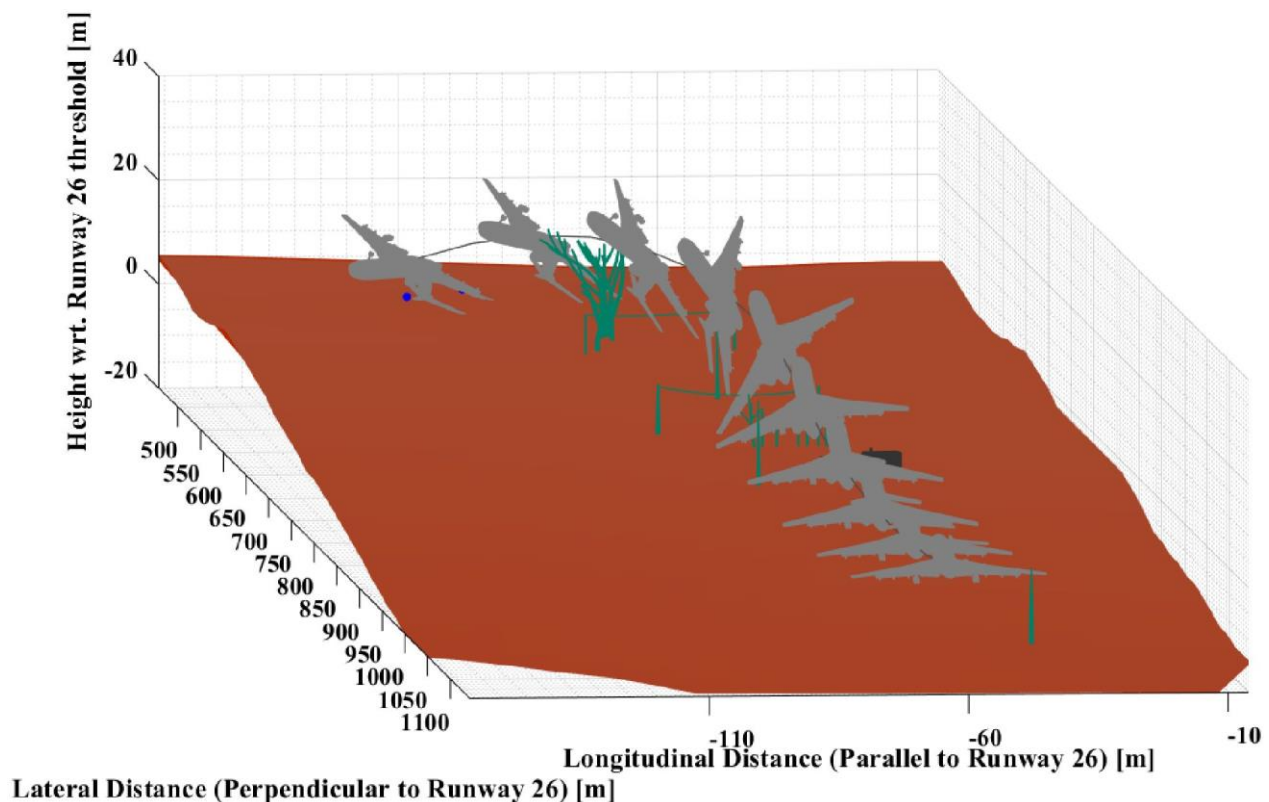
Flight Direction	Kierunek lotu
Time [s] (t=0s corresponds to TAWS 34 event)	Czas [s] (t=0s odpowiada zdarzeniu TAWS 34)
Flight Path CG	Ścieżka lotu dla środka ciężkości



Left Wing Tip Track	Tor lotu końcówki lewego skrzydła
Right Wing Tip Track	Tor lotu końcówki prawego skrzydła
Left Wing Tip Severed Track	Tor lotu urwanej końcówki lewego skrzydła
Tail Center Track	Środkowy tor lotu ogona
Nose Track	Tor lotu nosa statku powietrznego
Right Landing Gear Track	Tor lotu podwozia po prawej stronie
Left Landing Gear Track	Tor lotu podwozia po lewej stronie
TAWS _{Baro}	TAWS _{Baro}
TAWS _{GPS}	TAWS _{GPS}
TAWS _{Radio}	TAWS _{Radio}
FMS2 _{Baro}	FMS2 _{Baro}
SRTM Terrain Profile	Profil terenu SRTM
Main Physical Obstacles	Główne przeszkody fizyczne
Time (s) (t=0s corresponds to TAWS 34 event)	Czas [s] (t=0s odpowiada zdarzeniu TAWS 34)
Height wrt. Runway 26 threshold [m]	Wysokość względem progu drogi startowej [m]

Rys. 2.4 Wariant niskiej trajektorii: Trajektoria pionowa statku powietrznego w stosunku do czasu jaki upłynął od zdarzenia TAWS 34

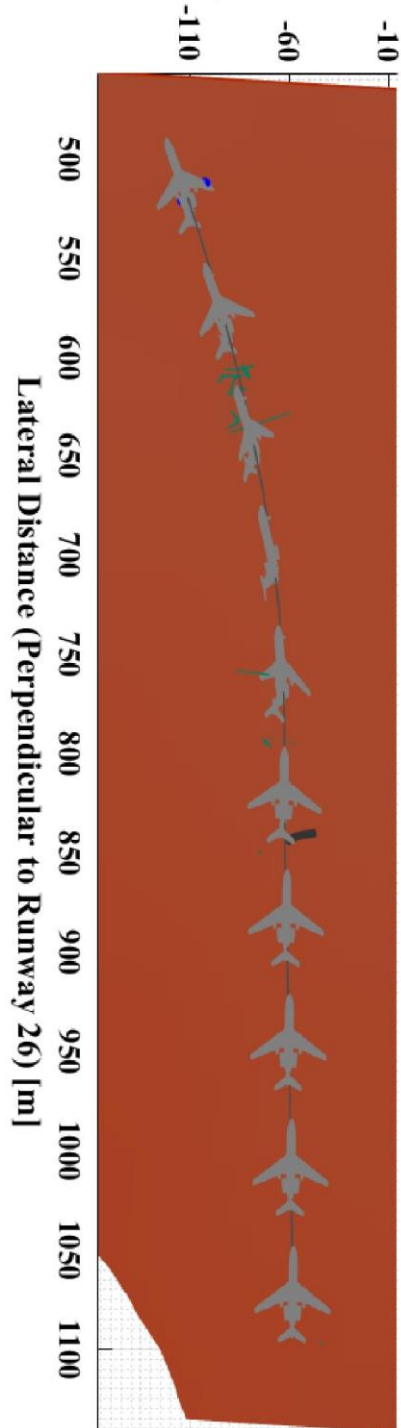
Trójwymiarowa wizualizacja trajektorii przedstawiona jest na Rys. 2.5, Rys. 2.6 oraz Rys. 2.7. Na tych rysunkach przedstawiono trójwymiarowe położenie samolotu, począwszy od odległości 1150 m od progu drogi startowej 26, z wykorzystaniem modelu CAD statku powietrznego Tu-154M w konfiguracji do lądowania. Główne punkty orientacyjne na ścieżce trajektorii są przedstawione na tych rysunkach przy użyciu ich przybliżonych modeli wykonanych w programie CAD. Oś podłużna dla działek jest równoległa do osi drogi startowej 26. Oś poprzeczna działek jest prostopadła do osi drogi startowej 26. Wysokość statku powietrznego jest wykreślona w odniesieniu do wysokości progowej drogi startowej 26.



Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) [m]	Odległość podłużna (równoległa do drogi startowej 26) [m]
Lateral Distance (Perpendicular to Runway 26) [m]	Odległość boczna (prostopadła do drogi startowej 26) [m]
Height wrt. Runway 26 threshold [m]	Wysokość względem progowej drogi startowej [m]

Rys. 2.5 Wariant niskiej trajektorii: widok izometryczny trajektorii trójwymiarowej (3D) statku powietrznego w stosunku do odległości od progu drogi startowej 26

Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) [m]



Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) [m]	Odległość podłużna (równoległa do drogi startowej 26) [m]
Lateral Distance (Perpendicular to Runway 26) [m]	Odległość boczna (prostopadła do drogi startowej 26)



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

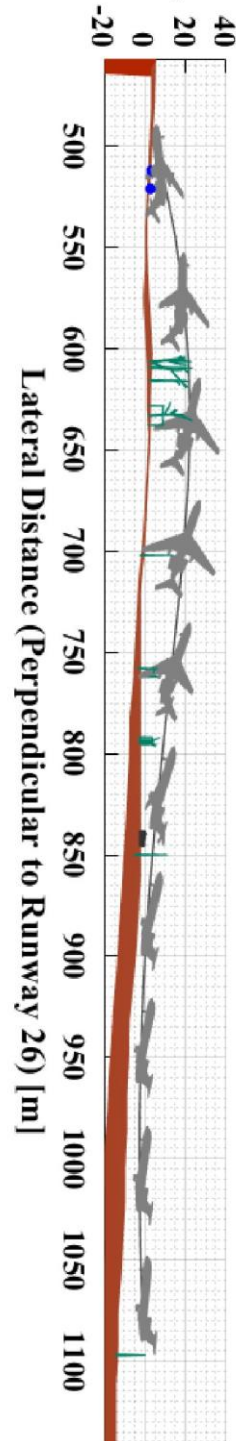
Strona

41 z 223

[m]

Rys. 2.6 Wariant niskiej trajektorii: widok z góry trajektorii trójwymiarowej (3D) statku powietrznego w stosunku do odległości od progu drogi startowej 26

Height wrt. Runway 26 threshold [m]



Height wrt. Runway 26 threshold [m]	Wysokość względem progu drogi startowej [m]
Lateral Distance (Perpendicular to Runway 26) [m]	Odległość boczna (prostopadła do drogi startowej 26)

[m]

Rys. 2.7 Wariant niskiej trajektorii: widok boczny trajektorii trójwymiarowej (3D) statku powietrznego w stosunku do odległości od progu drogi startowej 26

W Tabeli 2.2, zestawiono punkty kontrolne wysokości i pozycji statku powietrznego przechodzącego przez odpowiadające im wysokości i pozycje TAWS/FMS2 oraz główne punkty orientacyjne wypadku.

Tabela 2.2 Wariant trajektorii niskiej: Podsumowanie punktów kontrolnych wysokości i pozycji statku powietrznego przechodzącego przez odpowiadające im wysokości i pozycje TAWS/FMS2 i głównych punktów orientacyjnych wypadku

	Wysokość* (± 5 m)	Położenie wzdłuż linii środkowej drogi startowej 26** (± 5 m)	Pozycja boczna wzdłuż drogi startowej Linia środkowa drogi startowej 26** (± 5 m)
TAWS 34	✓	✓	✓
TAWS 35	✓	✓	x
TAWS 36	✓	✓	x
TAWS 37	✓	x	x
TAWS 38	x	x	x
FMS2	x	x	x

*Dla alarmów TAWS jako wysokość lotu wykorzystuje się wysokość barometryczną; dla alarmu FMS2 jako wysokość lotu wykorzystuje się wysokość odpowiadającą statusowi w systemie;

**W przypadku alarmu FMS2, pozycja GPS odpowiadająca wyjściom cyfrowym jest wykorzystywana (FMS2b) do obliczania pozycji wzdłużnej i poprzecznej wzdłuż linii środkowej drogi startowej 26;

	Wysokość zderzenia z obiektami fizycznymi (± 5 m)	Pozycja obiektów fizycznych (± 5 m)
P1: Zderzenie z pierwszą brzozą	✓	✓
P5: brzoza Bodina	✓	✓
P6b: Drzewa w pobliżu ulicy Gubenko	✓	✓
P7: Linia energetyczna w pobliżu ul. Gubenko	✓	✓
P9: Brzoza śródpolna	✓	✓
P11b: Topola na wschód od ulicy Kutuzowa.	✓	✓
P12: Linia energetyczna w pobliżu ul. Kutuzowa (brak zderzenia)	✓	✓
P13: Drzewa na zachód od ulicy Kutuzowa.	✓	✓
Położenie śladów na ziemi (± 5 m)	✓	
Orientacja śladów na ziemi	✓	

2.3 Warunki towarzyszące zderzeniu z brzozą Bodina i ziemią

W tej części opisano warunki zderzenia statku powietrznego z brzożą Bodina (tylko Wariant niskiej trajektorii) oraz z ziemią. Interesujące nas parametry, które są obliczane w tego typu zdarzeniach, to prędkości liniowe i kątowe statku powietrznego, orientacja statku powietrznego, ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego, niskie i wysokie prędkości sprężarki oraz siła ciągu silnika statku powietrznego. Dla Wariantu niskiej trajektorii lotu obliczane są również obciążenia aerodynamiczne w tych zdarzeniach.

Prędkości statku powietrznego określa się w odniesieniu do układu osi drogi startowej 26 (patrz pkt 4.2 Raportu z analizy trajektorii w Załączniku II). [10]. Kurs lub kąt odchylenia przedstawia rzeczywisty kurs statku powietrznego. Odchylenia powierzchni sterowych w tych zdarzeniach są oparte na zapisach rejestratora parametrów lotu, z wyjątkiem odchylenia slotów, których parametry nie są dostępne z zapisu rejestratora parametrów lotu i dlatego ich parametry bazują na instrukcji technicznej statku powietrznego Tu-154M [9]. W przypadku danych dotyczących silnika, z zapisów rejestratora parametrów lotu dostępna jest tylko niska prędkość obrotowa sprężarki (N1). Obliczenia dotyczące wysokiej prędkości obrotowej sprężarki (N2) oraz siły ciągu silnika oparto na informacjach zawartych w instrukcji technicznej statku powietrznego Tu-154M. Krótki opis tych obliczeń znajduje się w dodatku A do Raportu z analizy trajektorii zawartego w Załączniku II. [10]. Obliczenia obciążeń aerodynamicznych oparte są na analizie Obliczeniowej Mechaniki Płynów (CFD) dla statku powietrznego Tu-154M. Walidację analizy CFD przeprowadzono z dostępnymi wynikami z tunelu aerodynamicznego dla skalowanego modelu statku powietrznego Tu-154M. Metodyka i wyniki analizy CFD są przedstawione w dodatku B do Raportu z analizy trajektorii w Załączniku II. [10].

2.3.1 Zderzenie z brzożą Bodina

Prędkości i orientacja statku powietrznego w momencie zderzenia z brzożą Bodina, uzyskane z Wariantu niskiej trajektorii lotu, zostały przedstawione w Tabeli 2.3. Kiedy statek powietrzny zderzył się z brzożą Bodina, znajdował się w fazie lotu wznoszącego z prędkością pionową ok. 6 m/s, a jego kąt nachylenia wynosił około 15°. Prędkość naziemna samolotu wynosiła około 73 m/s. Statek powietrzny był lekko przechylony pod kątem ok. 3° z lewym skrzydłem w dół. Kierunek lotu statku powietrznego był prawie identyczny z kierunkiem linii środkowej drogi startowej 26. Ugięcia powierzchni sterowej samolotu w momencie zderzenia z brzożą Bodina przedstawiono w Tabeli 2.4. Niskie i wysokie prędkości obrotowe sprężarki silnika oraz ciąg silnika statku powietrznego w momencie zderzenia z brzożą Bodina przedstawiono w Tabeli 2.5. Obciążenia aerodynamiczne statku powietrznego w momencie zderzenia z brzożą Bodina przedstawiono w Tabeli 2.6. Na Rys. 2.8 przedstawiono położenie i orientację samolotu w pobliżu brzozy Bodina.

Tabela 2.3 Wariant niskiej trajektorii: prędkości i orientacje statku powietrznego w momencie zderzenia z brzożą Bodina

Prędkość liniowa środka ciężkości		Prędkość kątowna środka ciężkości		Orientacja (kąty Eulera)	
V_{x_r}	-73,2 m/s	ω_{x_r}	0,168 rad/s	Przechył (φ)	-3,0°
V_{y_r}	-1,1 m/s	ω_{y_r}	0.065 rad/s	Pochylenie (θ)	15,4°
V_{z_r}	6,1 m/s	ω_{z_r}	-0,039 rad/s	Kurs (ψ)	267,7°

Tabela 2.4 Tabela 2.4 Wariant z niską trajektorią lotu: Ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego przy zderzeniu z brzożą Bodina

Lewa lotka:	12,6°	Ster kierunku (pionowy):	7,9°
Prawa lotka:	-12,6°	Klapy:	35,8°
Lewy ster wysokości (poziomy):	-22,4°	Sloty:	22°
Prawy ster wysokości (poziomy):	-21,8°		

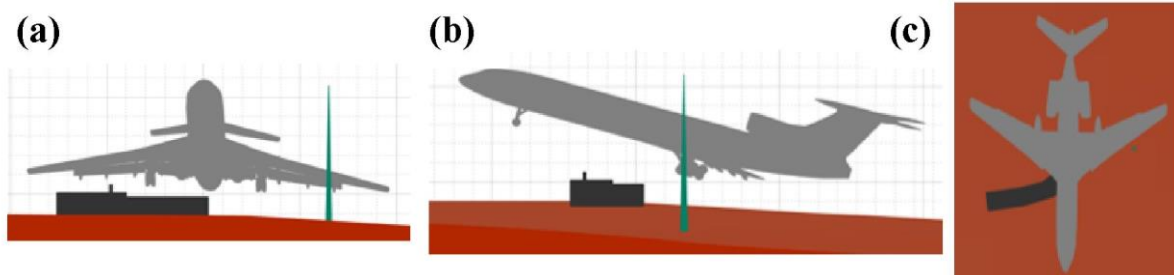
Tabela 2.5 Wariant z niską trajektorią lotu: niskie i wysokie prędkości obrotowe sprężarki silnika statku powietrznego oraz siła ciągu przy zderzeniu z brzożą Bodina

	N1		N2		Siła ciągu
Silnik-1:	78,4 %	4215 obr. na min.	90,6 %	9883 obr. na min.	63,7 kN
Silnik-2:	71,7 %	3856 obr. na min.	88,8 %	9689 obr. na min.	51,6 kN
Silnik-3:	77,6 %	4170 obr. na min.	90,4 %	9864 obr. na min.	61,9 kN

Tabela 2.6 Wariant z niską trajektorią lotu: obciążenia aerodynamiczne statku powietrznego przy zderzeniu z brzożą Bodina

Układ współrzędnych powiązanych z kadłubem statku powietrznego		Układ współrzędnych powiązanych z wiatrem		Kąty aerodynamiczne	
FA_{x_b}	9,8 kN	Opór aerodynamiczny	136,3 kN	Kąt natarcia	10,4°

FA_{y_b}	6,4 kN	Siła boczna	6,4 kN	Kąt ślizgu bocznego	-2,5°
FA_{z_b}	-875,3 kN	Siła nośna	864,7 kN		



Rys. 2.8 Wariant z niską trajektorią lotu: orientacja statku powietrznego w momencie zderzenia z brzoza Bodina a) widok z przodu b) widok z boku c) widok z góry

2.3.2 Stan zderzenia z ziemią

Prędkości i orientacja statku powietrznego w momencie zderzenia z ziemią, uzyskane z Wariantu z niską trajektorią lotu, są przedstawione w Tabeli 2.7. Ukrócone lewe skrzydło (bez części zewnętrznej o długości ok. 6,5 m) zderza się jako pierwsze z ziemią. Statek powietrzny w momencie zderzenia z ziemią jest prawie odwrócony, z kątem przechyłu wynoszącym ok. -150° . Nos statku powietrznego uderza prawie w tym samym czasie, co lewe ukrócone skrzydło. Statek powietrzny w momencie zderzenia z ziemią posiada kąt pochylenia ok. -6° . Statek powietrzny w momencie zderzenia z ziemią posiada kurs rzeczywisty $246,8^\circ$. Efektywny kąt odchylenia statku powietrznego w stosunku do osi drogi startowej 26 wynosi zatem ok. -20° . W momencie zderzenia z ziemią statek powietrzny posiada prędkość pionową ok. 17 m/s i prędkość względem ziemi ok. 79 m/s. Ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego w momencie zderzenia, przedstawione w Tabeli 2.8, odpowiadają ostatnim wartościom zapisanym w rejestratorze parametrów lotu. Zapis rejestratora parametrów lotu (kanały 8 Hz) kończy się ok. 1 s przed pierwszym zderzeniem statku powietrznego z ziemią dla Wariantu z niską trajektorią lotu. Niskie i wysokie prędkości obrotowe sprężarki silnika oraz siła ciągu silnika statku powietrznego w momencie zderzenia z ziemią przedstawiono w Tabeli 2.9. Niskie prędkości obrotowe sprężarki N1 (%) są ekstrapolowane liniowo od końca zapisu w rejestratorze danych lotu do punktu zderzenia z ziemią (ok. 1 s). Obciążenia aerodynamiczne dla statku powietrznego samolotu w momencie zderzenia z ziemią przedstawiono w Tabeli 2.10. Z kolei Rys. 2.9 przedstawia orientację samolotu względem lokalnego profilu terenu w momencie zderzenia z ziemią.

Tabela 2.7 Wariant niskiej trajektorii lotu: prędkości i orientacje statku powietrznego w momencie zderzenia z ziemią

Prędkość liniowa środka ciężkości		Prędkość kątowna środka ciężkości		Orientacja (kąty Eulera)	
V_{x_r}	-75,0 m/s	ω_{x_r}	0,169 rad/s	Przechył (φ)	-150,5°
V_{y_r}	-25,2 m/s	ω_{y_r}	0,049 rad/s	Pochylenie (θ)	-6,2°
V_{z_r}	-17,3 m/s	ω_{z_r}	-0,012 rad/s	Kurs (ψ)	246,8°

Tabela 2.8 Wariant z niską trajekcją lotu: Ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego przy zderzeniu z ziemią

Lewa lotka:	BD.	Ster kierunku (pionowy):	1,7°
Prawa lotka:	-5,1°	Kłapy:	35,8°
Lewy ster wysokości (poziomy):	24,4°	Sloty:	22°
Prawy ster wysokości (poziomy):	1,0°		

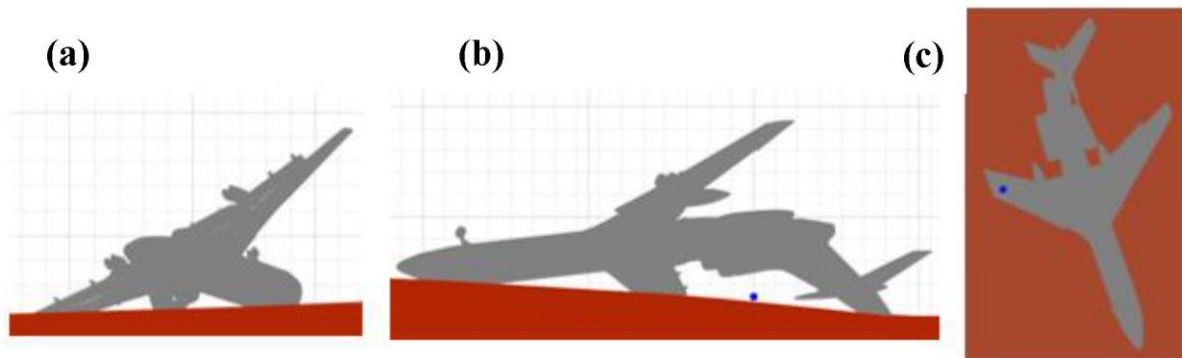
Tabela 2.9 Wariant z niską trajekcją lotu: niskie i wysokie prędkości obrotowe sprężarki silnika statku powietrznego oraz siła ciągu przy zderzeniu z ziemią

	N1		N2		Siła ciągu
Silnik-1:	10,0 %	533 obr. na min.	27,6 %	3015 obr. na min.	1,3 kN
Silnik-2:	86,9 %	4676 obr. na min.	91,6 %	9990 obr. na min.	83,9 kN
Silnik-3:	80,8 %	4348 obr. na min.	91,0 %	9932 obr. na min.	68,6 kN

Tabela 2.10 Wariant z niską trajekcją lotu: obciążenia aerodynamiczne statku powietrznego przy zderzeniu z ziemią

Układ współrzędnych powiązanych z kadłubem statku powietrznego		Układ współrzędnych powiązanych z wiatrem		Kąty aerodynamiczne	
FA_{x_b}	-105,4 kN	Opór	93,4 kN	Kąt natarcia	-4,7°

		aerodynamic zny			
FA_{y_b}	51,1 kN	Siła boczna	44,4 kN	Kąt ślizgu bocznego	$-4,2^\circ$
FA_{z_b}	-184, kN	Siła nośna	192,4 kN		



Rys. 2.9 Wariant z niską trajekcją lotu: orientacja statku powietrznego w momencie pierwszego zderzenia z ziemią a) widok z przodu b) widok z boku c) widok z góry

Prędkości i orientacja statku powietrznego w momencie zderzenia z ziemią, uzyskane z Wariantu z wysoką trajekcją lotu, są przedstawione w Tabeli 2.11. Ukrócone lewe skrzydło (bez części zewnętrznej o długości ok. 6,5 m) zderza się jako pierwsze z ziemią. Statek powietrzny w momencie zderzenia z ziemią jest prawie odwrócony, z kątem przechyłu wynoszącym ok. -150° . Nos statku powietrznego uderza prawie w tym samym czasie, co lewe ukrócone skrzydło. Statek powietrzny w momencie zderzenia z ziemią posiada kąt pochylenia ok. -6° . Statek powietrzny w momencie zderzenia z ziemią posiadał kurs rzeczywisty $247,2^\circ$. Efektywny kąt odchylenia statku powietrznego w stosunku do osi drogi startowej 26 wynosi zatem ok. -20° . W momencie zderzenia z ziemią statek powietrzny posiada prędkość pionową ok. 25 m/s i prędkość względem ziemi ok. 79 m/s. Ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego w momencie zderzenia, przedstawione w Tabeli 2.12, odpowiadają ostatnim wartościom zapisanym w rejestratorze parametrów lotu. Zapis rejestratora parametrów lotu (kanały 8 Hz) kończy się ok. 1,75 s przed pierwszym zderzeniem statku powietrznego z ziemią dla Wariantu z wysoką trajekcją lotu. Niskie i wysokie prędkości obrotowe sprężarki silnika oraz siła ciągu silnika statku powietrznego w momencie zderzenia z ziemią przedstawiono w Tabeli 2.13. Niskie prędkości obrotowe sprężarki N1 (%) są ekstrapolowane liniowo od końca zapisu w rejestratorze danych lotu do punktu zderzenia z ziemią (ok. 1,75 s). Z kolei Rys. 2.10 przedstawia orientację samolotu względem lokalnego profilu terenu w momencie zderzenia z ziemią.

Tabela 2.11 Wariant wysokiej trajektorii lotu: prędkości i orientacje statku powietrznego w momencie zderzenia z ziemią

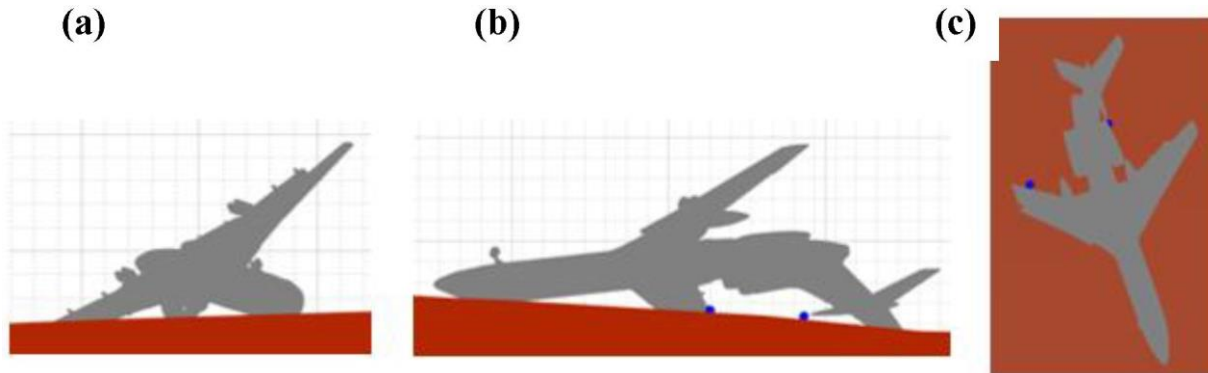
Prędkość liniowa środka ciężkości		Prędkość kątowna środka ciężkości		Orientacja (kąty Eulera)	
V_{x_r}	-73,3 m/s	ω_{x_r}	0,040 rad/s	Przechył (φ)	-149,5°
V_{y_r}	-28,7 m/s	ω_{y_r}	-0,010 rad/s	Pochylenie (θ)	-6,0°
V_{z_r}	-25,0 m/s	ω_{z_r}	-0,008 rad/s	Kurs (ψ)	247,2°

Tabela 2.12 Wariant z wysoką trajektorią lotu: Ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego przy zderzeniu z ziemią

Lewa lotka:	BD.	Ster kierunku (pionowy):	1,7°
Prawa lotka:	-5,1°	Kłapy:	35,8°
Lewy ster wysokości (poziomy):	24,4°	Sloty:	22°
Prawy ster wysokości (poziomy):	1,0°		

Tabela 2.13 Wariant z wysoką trajektorią lotu: niskie i wysokie prędkości obrotowe sprężarki silnika statku powietrznego oraz siła ciągu przy zderzeniu z ziemią

	N1		N2		Siła ciągu
Silnik-1:	10,0 %	533 obr. na min.	27,6 %	3015 obr. na min.	1,3 kN
Silnik-2:	91,2 %	4907 obr. na min.	91,3 %	9965 obr. na min.	94,8 kN
Silnik-3:	80,1 %	4309 obr. na min.	90,9 %	9919 obr. na min.	66,8 kN



Rys. 2.10 Wariant z wysoką trajektorią lotu: orientacja statku powietrznego w momencie pierwszego zderzenia z ziemią a) widok z przodu b) widok z boku c) widok z góry

2.4 Rozbieżności z Raportem MAK

Główne rozbieżności zaobserwowane w Raporcie MAK [1] istotne dla analizy trajektorii lotu są następujące:

- Dane o locie uzyskane z Raportu MAK [1] (poprzez digitalizację zdjęć) mają przesunięcie w czasie o około 0,500-0,625 s względem zapisów rejestratora MLP. To przesunięcie jest różne dla różnych kanałów z zapisami rejestratora parametrów lotu. Procedura pozyskiwania nieprzetworzonych danych z zapisów pokładowego rejestratora parametrów lotu nie została wyjaśniona w Raporcie MAK [1]. Dlatego też nie są znane przyczyny przesunięcia w czasie danych o locie podane w Raporcie MAK [1]
- Na podstawie analizy zapisów rejestratora parametrów lotu, stwierdzono, że w sumie dostępne są tylko 42 kanały. 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 w zapisach rejestratora parametrów lotu. Jest to naruszenie wymagań ICAO Załącznik 6, Punkt 6.3.1, zgodnie z którymi powyższe parametry muszą być zapisywane w rejestratorze parametrów lotu. Raport MAK[1] nie odnosi się do tej kwestii i nie wyjaśnia, dlaczego tylko 42 kanały są dostępne w zapisach rejestratora parametrów lotu.
- Zgodnie z Raportem MAK,[1], na stronie 75 podano, że lewe skrzydło samolotu uderzyło w brzozę Bodina na wysokości 5 m nad ziemią. Wysokość 5 m jest niezgodna z ustaleniami Raportu Prokuratury [11], [11], w którym stwierdzono, że wysokość uderzenia w drzewo wyniosła 6,75 m. Dla uderzenia na wysokości 5 m główne podwozie statku powietrznego z prawej strony musiałoby uderzyć w chatę Bodina. Jednak na podstawie zdjęć miejsca wypadku (szczegóły w Załączniku II do Raportu z analizy trajektorii [10] [10]) można zauważyć, że chata Bodina nie została uderzona

przez statek powietrzny.

- Dane o kursie magnetycznym z rejestratora parametrów lotu nie odpowiadają rzeczywistym lokalizacjom początkowych śladów na ziemi i późniejszego rozrzutu szczątków statku powietrznego, a w Raporcie MAK [1] nie ma wyjaśnienia przyczyn tego stanu rzeczy. Na podstawie informacji zawartych w Załączniku nr 4 do Raportu Millera ustalono, że w momencie zderzenia z ziemią kurs magnetyczny samolotu wynosił 239°. Ostatnia zarejestrowana wartość kursu magnetycznego z zapisów rejestratora parametrów lotu to 216°. Wartość kursu magnetycznego w momencie zderzenia z ziemią na podstawie ekstrapolacji liniowej jest mniejsza niż 200°. Wartość ta spowodowałaby, że samolot uderzyłby w bok, a zatem kierunek rozrzutu szczątków samolotu byłby zupełnie inny niż obserwowany na zdjęciach miejsca wypadku.
- Kąt nachylenia z rejestratora parametrów lotu nie odpowiada rzeczywistym lokalizacjom początkowych śladów na ziemi i późniejszego rozrzutu szczątków statku powietrznego, a w Raporcie MAK[1] przyczyny zaistnienia tej sytuacji nie są wyjaśnione. Na podstawie informacji zawartych w Załączniku nr 4 do Raportu Millera ustalono, że w momencie zderzenia z ziemią kąt pochylenia samolotu wynosił -6°. Ostatnia zarejestrowana wartość kąta pochylenia z zapisów rejestratora parametrów lotu to 0°. Kąt pochylenia statku powietrznego w momencie zderzenia z ziemią poprzez ekstrapolację liniową posiada wartość ujemną przekraczającą - 20°. Wartość ta spowodowałaby, że samolot uderzyłby nosem w pierwszej kolejności, a tym samym lewe skrzydło i statecznik poziomy nie trafiłyby w ślady ziemi zaobserwowane na zdjęciach z miejsca wypadku.
- Współrzędne GPS brzozy Bodina podane w Raporcie MAK [1], w Tabeli 1 na stronie 83 nie są zgodne z lokalizacją drzewa stwierdzoną na zdjęciu satelitarnym przekazanym NIAR przez Polską Podkomisję. Dotyczy to również położenia wielu punktów orientacyjnych podanych w Tabeli 1 Raportu MAK [1]. Położenie jest udokumentowane w stosunku do położenia wzdłużnego i bocznego od linii środkowej drogi startowej 26. Istnieje znaczna rozbieżność między tymi wartościami w porównaniu z lokalizacjami znalezionymi na zdjęciu satelitarnym dostarczonym NIAR przez Polską Podkomisję.
- Zgodnie z Raportem MAK[1], strona 106, odnotowano tylko cztery alarmy TAWS podczas podejścia do lądowania statku powietrznego TU-154M, w czasie lotu P101, na lotnisku w Smoleńsku. Jest to niezgodnie z wnioskami Raportu Krajowej Rady Bezpieczeństwa Transportu (NTSB) [12], [13]. Według producenta systemu TAWS - Universal Avionics, podczas podejścia do lądowania statku powietrznego TU-154M, lot P101, na lotnisku w Smoleńsku zarejestrowano pięć alarmów TAWS. W Raporcie MAK [1] całkowicie pominięto w analizie alarm TAWS 38. Należy zauważyć, że alarm TAWS 38 jest kontrowersyjny ze względu na wysokość barometryczną i pozycję GPS samolotu zarejestrowaną podczas tego zdarzenia. Z przedstawionego w tym Raporcie Wariantu niskiej trajektorii lotu widać, że samolot ma znacznie mniejszą wysokość w

czasie alarmu TAWS 38 w porównaniu z zarejestrowaną wysokością barometryczną. Statek powietrzny nie przelatuje również przez zarejestrowane współrzędne GPS TAWS 38.

- Zgodnie z Raportem MAK [1], strona 106, przesunięcie czasowe między wpisami TAWS (czas UTC) a czasem zapisanym w rejestratorze parametrów lotu (FDR) wynosi $\text{Czas FDR} = \text{czas TAWS/FMS} + 2\text{h}:3,00 \text{ s}$. W raporcie MAK [1] nie podano żadnych dodatkowych informacji na temat sposobu wyznaczania tego przesunięcia czasowego. W niniejszym Raporcie i zgodnie z informacjami przekazanymi przez Polską Podkomisję, wartość przesunięcia czasowego ustalono na poziomie 2,75 s, a nie 3 s
- W Tabeli 2.14, dla niskiej trajektorii lotu podsumowano punkty kontrolne wysokości i pozycji statku powietrznego przelatującego na odpowiednich wysokościach i zgodnie z pozycjami najważniejszych punktów orientacyjnych wypadku. Dane dotyczące lokalizacji i wysokości punktów orientacyjnych użytych w niniejszym opracowaniu pochodzą z informacji przekazanych przez Polską Podkomisję. Sprawdzone również pozycje i wysokości punktów orientacyjnych, które są wymienione w Raporcie MAK [1] (na stronach 83-84, Tabela 1). Można zauważyć, że statek powietrzny nie przeleci nad punktami orientacyjnymi, w tym nad śladami na ziemi, biorąc pod uwagę pozycje (z dokładnością do 5 m) podane w Raporcie MAK [1]. Rozbieżności te wynikają z niedokładności pomiarów pozycji punktów orientacyjnych podanych w Raporcie MAK [1]. Rozbieżności między pomiarami przedstawionymi w Raporcie MAK [1] a pomiarami dostarczonymi przez Polską Podkomisję wykazano w Tabeli 2.15. Rozbieżność w orientacji statku powietrznego w momencie uderzenia w ziemię wynika głównie z kąta przyjętego kursu. W Raporcie MAK [1] nie wspomniano o żadnej korekcie, która byłaby wymagana w odniesieniu do kąta kursu magnetycznego, aby statek powietrzny uderzył w ziemię z właściwą orientacją (patrz Raport z analizy trajektorii lotu z Załącznika II [informacje szczegółowe w pkt. 10]).

Tabela 2.14 Podsumowanie przeprowadzonych kontroli wysokości i pozycji statku powietrznego przelatującego nad odpowiednimi wysokościami i pozycjami głównych punktów orientacyjnych wypadku dla Wariantu niskiej trajektorii lotu.

	Wysokość zderzenia z obiektami fizycznymi (± 5 m)	Pozycja obiektów fizycznych (± 5 m)	Wysokość zderzenia z obiektami fizycznymi (± 5 m)	Pozycja obiektów fizycznych (± 5 m)
	(na podstawie danych dostarczonych przez Polską Podkomisję [15])		(na podstawie danych dostarczonych w Raporcie MAK [1])	
P1: Zderzenie z pierwszą brzozą	✓	✓	✓	✗
P5: brzoza Bodina	✓	✓	✓	✗
P6b: Drzewa w pobliżu ulicy Gubenko	✓	✓	BD.	BD.
P7: Linia energetyczna w pobliżu ul. Gubenko	✓	✓	BD.	✗
P9: Brzoza śródpolna	✓	✓	✓	✗
P11b: Topola na wschód od ulicy Kutuzowa.	✓	✓	BD.	✗
P12: Linia energetyczna w pobliżu ul. Kutuzowa (brak zderzenia)	✓	✓	BD.	BD.
P13: Drzewa na zachód od ulicy Kutuzowa.	✓	✓	BD.	BD.
Położenie śladów na ziemi (± 5 m) (na podstawie danych dostarczonych przez Polską Podkomisję [15])	✓	Położenie śladów na ziemi (± 5 m) (na podstawie danych dostarczonych w Raporcie MAK [1])		
Orientacja śladów na ziemi (na podstawie danych dostarczonych przez Polską Podkomisję [15])	✓	Orientacja śladów na ziemi (na podstawie danych dostarczonych w Raporcie MAK [1])		

Tabela 2.15 Odległość głównych punktów orientacyjnych miejsca wypadku od progu/punktu odniesienia do drogi startowej 26

Identyfikat or przeszkody fizycznej	Opis przeszkody fizycznej	Raport MAK [1] Tabela 1 (Str. 83-84)		Załącznik 4 do Raportu Millera [14], Tabela 2 (Str. 4)		Dane na podstawie informacji przekazanych przez Polską Podkomisję w dniu 15 stycznia 2020 r. [15]	
		x_R (m)	y_R (m)	x_R (m)	y_R (m)	x_R (m)	y_R (m)
P1	Zderzenie z pierwszą brzozą	1100	-35	1099	-39	1097.0	-44.0
P5	Brzoza Bodina	856	-61	855	63	850.0	-75.0
P6b	Drzewa koło ul. Gubenko	BD.	BD.	808	-57	794.0	-64.0
P7	Linia energetyczna koło ul.	760	-56	777	-59	760.0	-71.0



Gubenko							
P9	Brzoza śródpolna	715	-58	709	-68	702.0	-70.0
P11b	Topola na wschód od ulicy Kutuzowa	635	-70	640	-76	633.0	-87.0
P12	Linia energetyczna w pobliżu ul. Kutuzowa	BD.	BD.	BD.	BD.	633.0	-75.0
P13	Drzewa na zachód od ulicy Kutuzowa	BD.	BD.	616	-82	611.0	-83.0
P15	Ślad na ziemi lewego skrzydła	511	-96	518	-93	512.0	-102.5
P16	Ślady na ziemi statecznika poziomego	520	-104	535	-105	521.0	-114.0

3 Rekonstrukcja wypadku: zderzenie z brzożą Bodina

3.1 Definicja zderzenia z brzożą Bodina

Raport MAK nie określa wszystkich parametrów lotu niezbędnych do określenia warunków początkowych w momencie zderzenia z brzożą Bodina. Jedynymi parametrami lotu dostępnymi na wykresach danych lotniczych przedstawionych w Raporcie MAK [1] są wskazana prędkość powietrza, kąty pochylenia, przechylenia i zboczenia z kursu statku powietrznego. Pozostałe parametry lotu wymagane do określenia warunków początkowych, w tym prędkość względem ziemi, prędkość pionowa i prędkości kątowe dla osi statku powietrznego nie są dostępne w rejestratorze parametrów lotu. [16]. Powyższe parametry zostały określone na podstawie analizy trajektorii udokumentowanej szczegółowo w Raporcie z analizy trajektorii w Załączniku II [10].

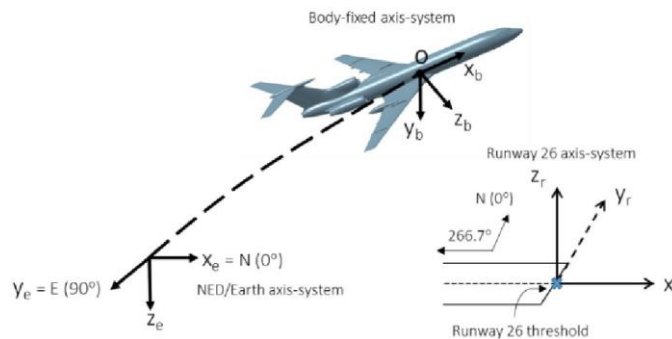
W Raporcie MAK, na stronie 167 [1], znajduje się stwierdzenie, że czas uderzenia w brzożę Bodina to godzina 10:41:00 czasu lokalnego (co odpowiada godzinie 06:40:57 czasu UTC, na podstawie przesunięcia czasowego Raportu MAK o 4 h:3,00 s). W raporcie nie podano żadnych konkretnych informacji w jaki sposób został ustalony czas zderzenia z brzożą Bodina. Z obliczeń trajektorii lotu wynika, że w przypadku zastosowania czasu MAK, samolot nie odchyła się na tyle, aby jego orientacja w czasie zderzenia była zgodna z kierunkami śladów na ziemi i późniejszym rozrzutem szczątków statku powietrznego. Warunki początkowe dla uderzenia w brzożę zostały obliczone na podstawie czasu uderzenia ustalonego w analizie trajektorii lotu tj. 06:40:57.1875 UTC. Analiza trajektorii lotu jest szczegółowo udokumentowana w sprawozdaniu z analizy trajektorii lotu w Załączniku II [10].

W tym rozdziale opisano warunki zderzenia statku powietrznego z brzożą Bodina (tylko Wariant niskiej trajektorii lotu) oraz z ziemią. Interesujące nas parametry, które są obliczane w tego typu zdarzeniach, to prędkości liniowe i kątowe statku powietrznego, orientacja statku powietrznego, ugięcia powierzchni sterowej statku powietrznego, niskie i wysokie prędkości sprężarki oraz siła ciągu silnika statku powietrznego. Dla Wariantu niskiej trajektorii lotu obliczane są również obciążenia aerodynamiczne w tych zdarzeniach. Prędkości statku powietrznego są określone w stosunku do układu osi drogi startowej 26 przedstawionego na Rys. 3.1 [10]. Kurs lub kąt odchylenia od kursu przedstawia rzeczywisty kurs statku powietrznego. Odchylenia powierzchni sterowych w tych zdarzeniach są oparte na zapisach rejestratora parametrów lotu [16], z wyjątkiem odchylenia slotów, których parametry nie są dostępne z zapisów rejestratora parametrów lotu i dlatego ich parametry bazują na instrukcji technicznej statku powietrznego Tu-154M [18]. W przypadku danych dotyczących silnika, z zapisów rejestratora parametrów lotu dostępna jest tylko niska prędkość obrotowa sprężarki (N1). [16]. Obliczenia dotyczące wysokiej prędkości obrotowej sprężarki (N2) oraz siły ciągu silnika oparto na informacjach zawartych w instrukcji technicznej statku powietrznego Tu-154M. Opis tych obliczeń znajduje się w Raporcie z analizy trajektorii lotu [10]. Obliczenia obciążeń aerodynamicznych oparte są na analizie Obliczeniowej Mechaniki Płynów (CFD) dla statku powietrznego Tu-154M. Walidację analizy

CFD przeprowadzono z dostępnymi wynikami z tunelu aerodynamicznego dla skalowanego modelu statku powietrznego Tu-154M. Metodyka i wyniki analizy CFD są również przedstawione w załączniku do Raportu z trajektorii lotu [10].

3.1.1 Orientacja i prędkości statku powietrznego

Prędkości i orientację samolotu w momencie zderzenia z brzożą Bodina, uzyskane z Wariantu niskiej trajektorii lotu [10], podsumowano w Tabeli 3.1. Kiedy statek powietrzny uderza w brzożę Bodina, znajduje się w fazie lotu wznoszącego z prędkością pionową ok. 6 m/s, a jego kąt pochylenia wynosi około 15°. Prędkość statku powietrznego względem ziemi wynosi około 73 m/s. Statek powietrzny był lekko przechylony pod kątem ok. 3° z lewym skrzydłem w dół. Kierunek lotu statku powietrznego był prawie identyczny z kierunkiem linii środkowej drogi startowej 26. Ugięcia powierzchni sterowej samolotu w momencie zderzenia z brzożą Bodina przedstawiono w Tabeli 2.4. Na Rys. 3.2 przedstawiono położenie i orientację samolotu w pobliżu brzoży Bodina.



NED/Earth axis-system	Układ współrzędnych NED/Ziemia
Runway 26 threshold	Próg drogi startowej 26
Runway 26 axis-system	Układ współrzędnych drogi startowej 26
Body-fixed axis-system	Układ współrzędnych powiązanych z kadłubem statku powietrznego

Rys. 3.1 Układ współrzędnych statku powietrznego

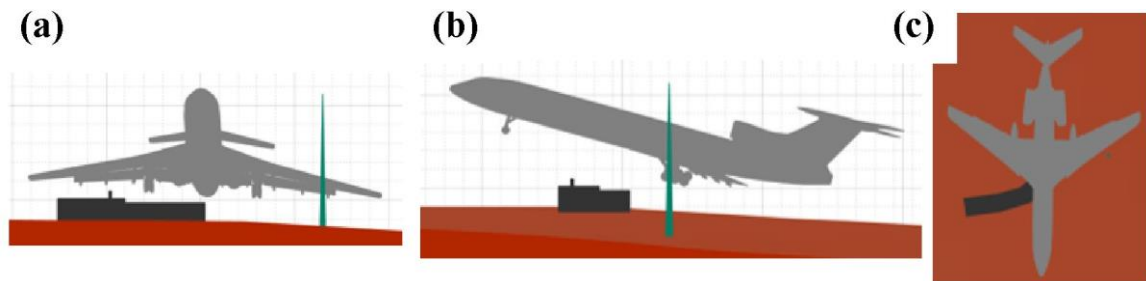
Tabela 3.1 Wariant niskiej trajektorii lotu: prędkości i orientacja samolotu w momencie zderzenia z brzożą Bodina.

Prędkość liniowa środka ciężkości		Prędkość kątowna środka ciężkości		Orientacja (kąty Eulera)	
V_{x_r}	-73,2 m/s	ω_{x_r}	0,168 rad/s	Przechył (φ)	-3,0°
V_{y_r}	-1,1 m/s	ω_{y_r}	0.065 rad/s	Pochylenie (θ)	15,4°
V_{z_r}	6,1 m/s	ω_{z_r}	-0,039 rad/s	Kurs (ψ)	267,7°

Tabela 3.2 Wariant z niską trajektorią lotu: Ugięcia powierzchni sterowej statku

powietrznego przy zderzeniu z brzożą Bodina

Lewa lotka:	12,6°	Ster kierunku (pionowy):	7.9°
Prawa lotka:	-12,6°	Klapy:	35,8°
Lewy ster wysokości (poziomy):	-22,4°	Sloty:	22°
Prawy ster wysokości (poziomy):	-21,8°		



Rys. 3.2 Wariant z niską trajektorią lotu: orientacja statku powietrznego w momencie zderzenia z brzożą Bodina a) widok z przodu b) widok z boku c) widok z góry

3.1.2 Obciążenia powodowane siłą ciągu silnika

N1 dla trzech silników określono na podstawie danych z rejestratora parametrów lotu [16]. W przypadku braku zapisów w rejestratorze parametrów lotu, N1 jest wyznaczana z zastosowaniem liniowej ekstrapolacji aż do momentu zderzenia z ziemię. Dolna granica wartości N1 jest ograniczona do zera podczas ekstrapolacji. N2 wyznacza się z zależności między N1 i N2 uzyskanej z informacji zawartych w instrukcji obsługi silnika statku powietrznego Tu-154M. Obroty na minutę dla N1 i N2 oraz wartości siły ciągu określono na podstawie informacji zawartych w instrukcji obsługi silnika statku powietrznego Tu-154M.

Wartości dla N1, N2 i siły ciągu są podane w Tabeli 3.3. Siła ciągu była utrzymywana na stałym poziomie przez cały czas trwania analizy zderzenia z brzożą Bodina.

Tabela 3.3 Obroty na minutę i siła ciągu silnika w warunkach zderzenia z brzożą Bodina

	N1		N2		Siła ciągu
Silnik-1:	78,4 %	4215 obr. na min.	90,6 %	9883 obr. na min.	63,7 kN

Silnik-2:	71,7 %	3856 obr. na min.	88,8 %	9689 obr. na min.	51,6 kN
Silnik-3:	77,6 %	4170 obr. na min.	90,4 %	9864 obr. na min.	61,9 kN

3.1.3 Siły aerodynamiczne

W celu ustalenia sił aerodynamicznych przeprowadzono analizę CFD. Obliczenia te zostały szerzej omówione w Raporcie z analizy trajektorii lotu [10]. Wynikowe siły zostały zsumowane w Tabeli 3.4.

Tabela 3.4 Wariant niskiej trajektorii lotu: Obciążenia aerodynamiczne samolotu przy zderzeniu z brzożą Bodina.

Układ powiązany z kadłubem samolotu	axis-	Układ współrzędnych powiązanych z wiatrem	Kąty aerodynamiczne		
FA_{xb}	9,8 kN	Opór aerodynamiczny	136,3 kN	Kąt natarcia	10,4°
FA_{yb}	6,4 kN	Siła boczna	6,4 kN	Kąt ślizgu boczny	-2,5°
FA_{zb}	-875,3 kN	Siła nośna	864,7 kN		

3.2 Model i geometria brzoży Bodina w analizie elementów skończonych (FEA)

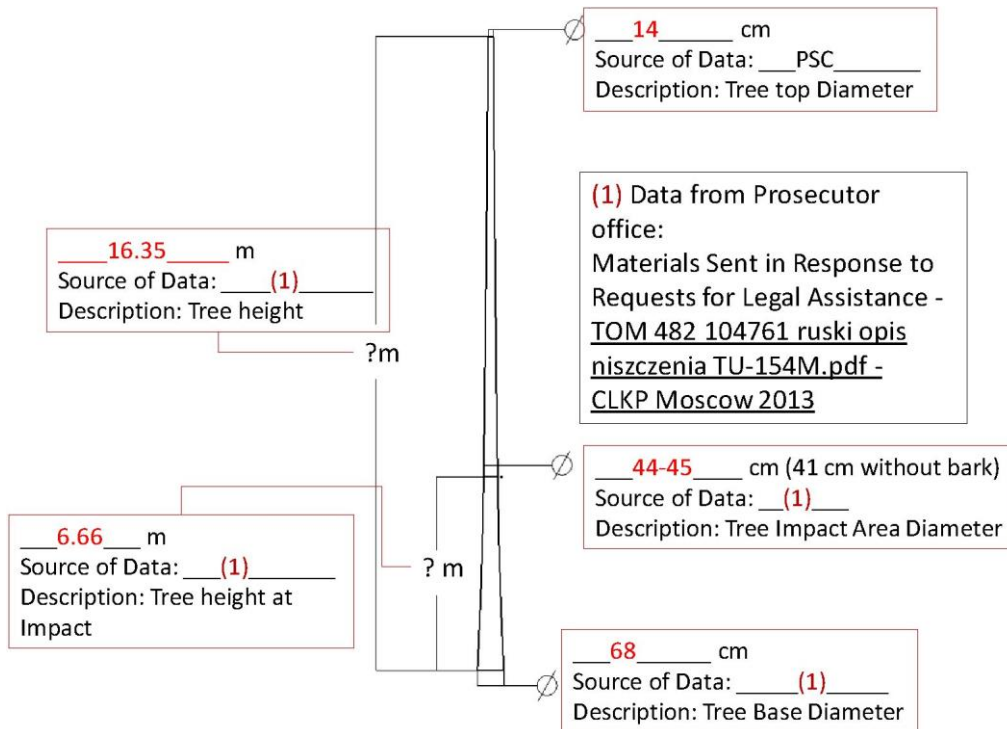
Definicja drzewa ma decydujące znaczenie w przewidywaniu wyniku zderzenia z drzewem. Definicja geometrii drzewa jest przedstawiona w Punkcie 3.2.1. Informacje dotyczące definicji modelu materiału drzewa są podsumowane w Punkcie 3.2.2.

3.2.1 Geometria drzewa

Jedynie informacje o drzewie dostępnymi w Raporcie MAK [1] były następujące: zderzenie z drzewem na wysokości 5 m, średnica drzewa na wysokości zderzenia 30 - 40 cm oraz że gatunek drzewa to brzoza. Jak wykazano w Raporcie z analizy trajektorii lotu i w Punkcie 3.5., zderzenie z drzewem na wysokości 5 m było niemożliwe, ponieważ samolot uderzyłby w "chatkę Bodina" (patrz Rys. 3.41). Na zdjęciach z miejsca wypadku, np. na Rys. 3.42, widać, że "chatka Bodina" nie została zniszczona przez statek powietrzny. Ponadto przeanalizowano kilka źródeł informacji dotyczących geometrii drzewa i wszystkie dane wskazywały, że zderzenie z drzewem było na wysokości powyżej 6 m. Przeprowadzono więc szczegółowe rozmowy z Polską Podkomisją w

celu omówienia geometrii drzewa, która miałyby zostać wykorzystana do rekonstrukcji zderzenia.

Informacje dotyczące geometrii i kątów nachylenia drzew zostały przekazane przez Polską Podkomisję w załącznikach mailowych przesłanych w dniu 7 listopada 2019 roku [17]. Wymiary drzewa zostały przedstawione na Rys. 3.3. Kąt nachylenia i orientacja drzewa jest pokazana na Rys. 3.4. Należy zwrócić uwagę, że nie opracowano modelu konarów drzewa i uzgodniono z członkami Polskiej Podkomisji, że model drzewa zostanie uproszczony i będzie mieć kształt stożka.



16.35 m Source of Data: (1) Description: Tree height	16.35 m. Źródło danych: (1) Opis: Wysokość drzewa
Diameter 6.66 m Source of Data: (1) Description: Tree height at Impact	Średnica 6.66 m. Źródło danych: (1) Opis: Zderzenie z drzewem na wysokości
14 cm Source of Data: PSC Description: Tree top Diameter	14 cm. Źródło danych: Polska Podkomisja Opis: Średnica korony drzewa
(1) Data from Prosecutor office: Materials Sent in Response to Requests for Legal Assistance - TOM 482 104761 ruski opis niszczenia TU-154M.pdf-CLKP Moscow 2013	(1) Dane z prokuratury: Materiały przesłane w odpowiedzi na wnioski o pomoc prawną - TOM 482 104761 ruski opis niszczenia TU-154M.pdf-CLKP Moskwa 2013
68 cm Source of Data: (1) Description: Tree Base Diameter	68 cm. Źródło danych: (1) Opis: Średnica drzewa u podstawy

Rys. 3.3 Geometria drzewa dostarczona przez Polską Podkomisję [17]

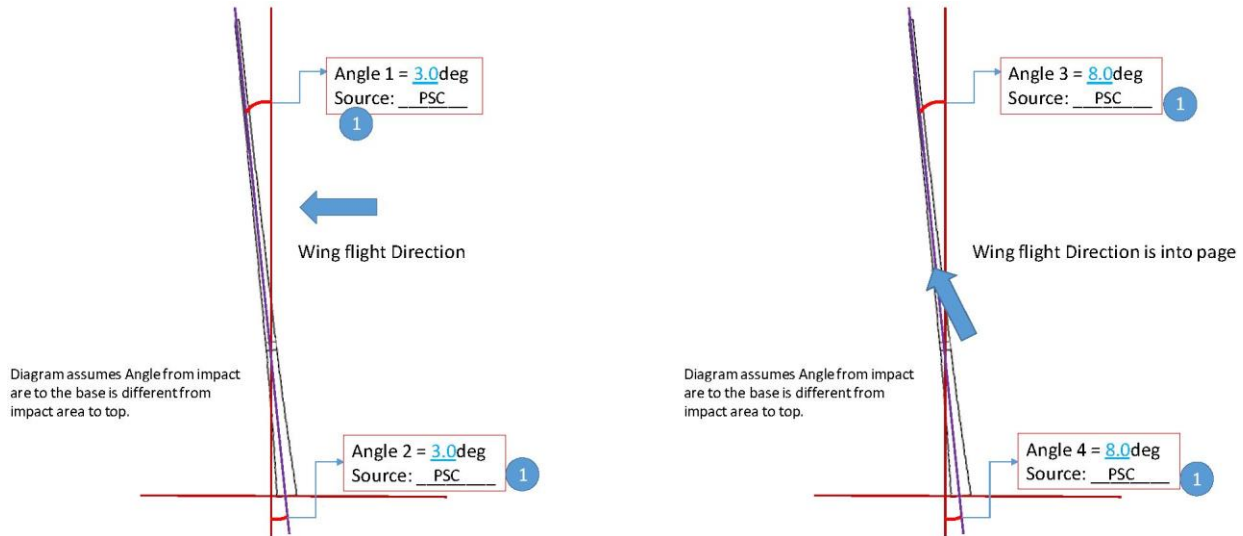


Diagram assumes Angle from impact are to the base is different from impact area to top.	Na schemacie przyjęto założenie, że kąt od miejsca uderzenia do podstawy jest inny niż od miejsca uderzenia do góry.
Angle 1 = 3.0deg Source: <u>PSC</u>	Kąt 1 = 3.0 stopnie Źródło: Polska Podkomisja
Wing flight Direction	Kierunek lotu skrzydła
Angle 2 = 3.0deg Source: <u>PSC</u>	Kąt 2 = 3.0 stopnie Źródło: Polska Podkomisja
Wing flight Direction is into page	Lot skrzydła odbywa się jest w kierunku strony
Angle 3 = 8.0deg Source: <u>PSC</u>	Kąt 3 = 8.0 stopni Źródło: Polska Podkomisja
Angle 4 = 8.0deg Source: <u>PSC</u>	Kąt 4 = 8.0 stopni Źródło: Polska Podkomisja

Rys. 3.4 Kąt i orientacja drzewa dostarczone przez Polską Podkomisję [17]

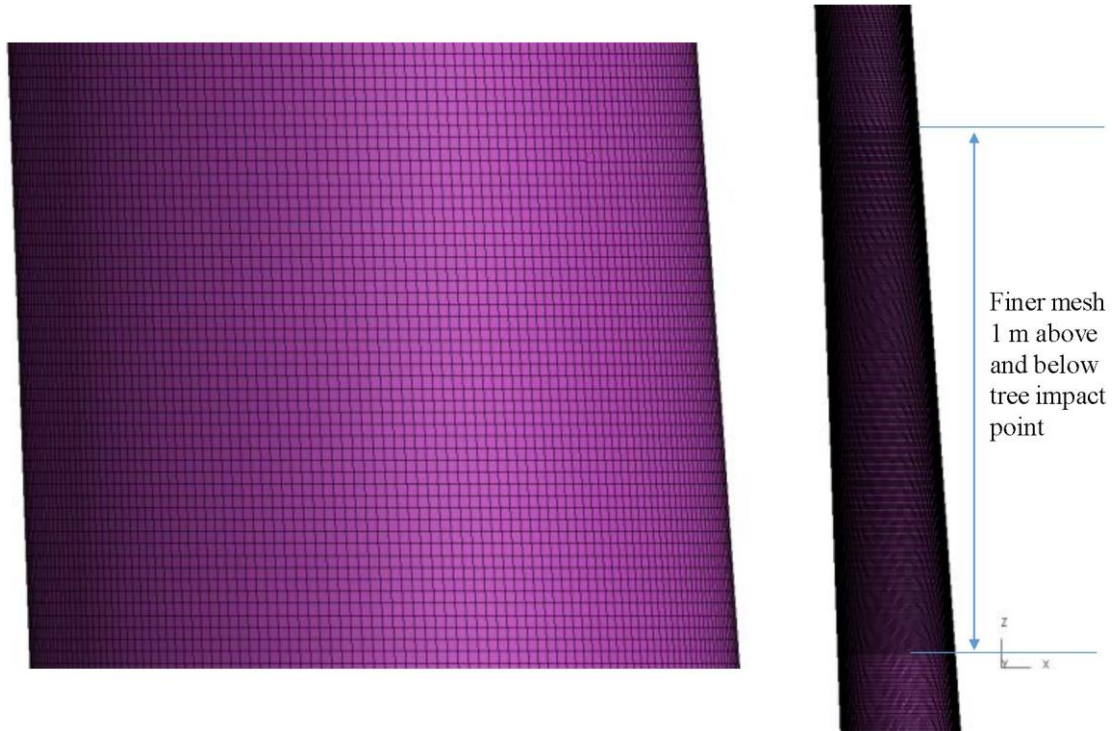
3.2.2 Definicja materiału drzewa

Opracowanie modelu materiału drzewa do analizy LS-DYNA jest udokumentowane w Punkcie 2 Załącznika III do Raportu. Karta materiałowa została skalibrowana i zwalidowana na podstawie testów na poziomie wyciętej próbki, podzespołu i zespołu (patrz Rys. 1.6 Metoda elementów składowych). Testy na poziomie próbek wyciętych obejmowały próby rozciągania, ścinania i ściskania. Testem na poziomie podzespołu była próba trzypunktowego zginania, a testami na poziomie zespołu dla brzozy o różnych średnicach były próby udarności przeprowadzone przez NIAR w instytucie badawczych Southwest Research Institute oraz przez Polską Podkomisję na Uniwersytecie w Akron. Podsumowanie korelacji modelu materiału z danymi z badań przedstawiono w Punkcie 2.4 Załącznika III do Raportu.

3.2.3 Model analizy elementów skończonych opracowany dla drzewa

Model brzozy podzielono na dyskretne elementy przy pomocy elementów bryłowych

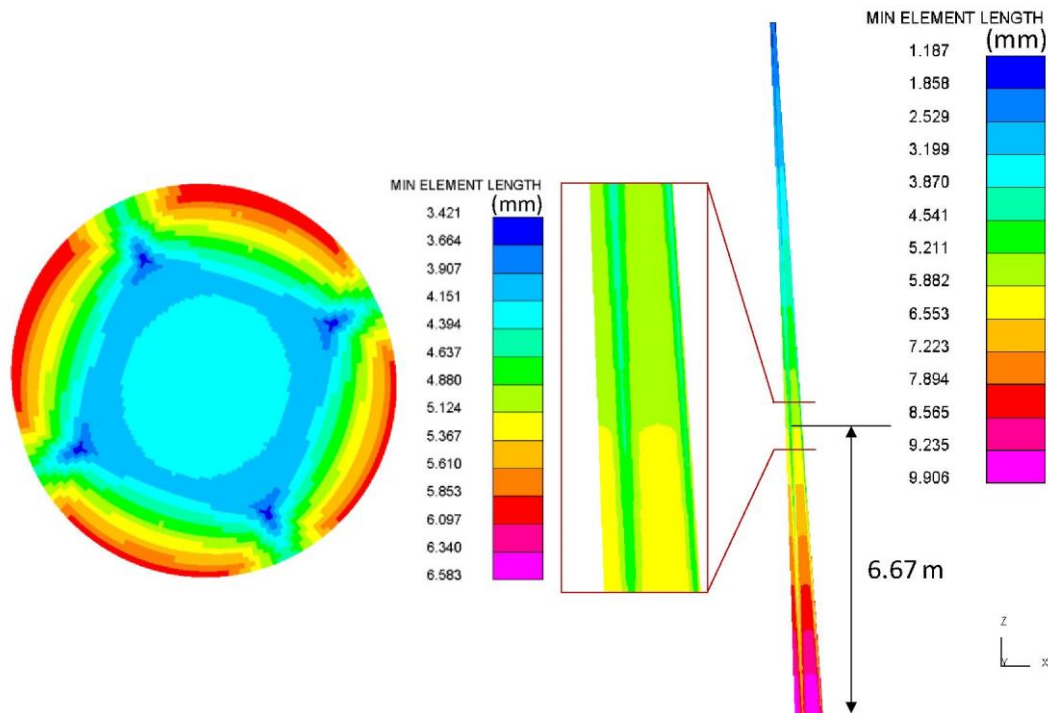
zwierających 8 wierzchołków, jak pokazano na Rys. 3.5. Do określenia właściwości przekroju elementów drzewa wykorzystano formułę elementów o stałym naprężeniu LS-DYNA [24]. Minimalna długość elementu w drzewie wynosi 1,187 mm, a maksymalna długość elementu to 9,9 mm. W miejscu zderzenia długość elementu utrzymywała się w przedziale 3,4 - 6 mm, zgodnie z Rys. 3.6. W modelu drzewa wykonanym metodą elementów skończonych znajduje się łącznie 12 548 288 elementów stałych.



Finer mesh 1 m above and below tree impact point

Oczka siatki powyżej 1 m i poniżej punktu zderzenia z drzewem

Rys. 3.5 Podział na dyskretne elementy modelu drzewa wykonanego metodą elementów skończonych



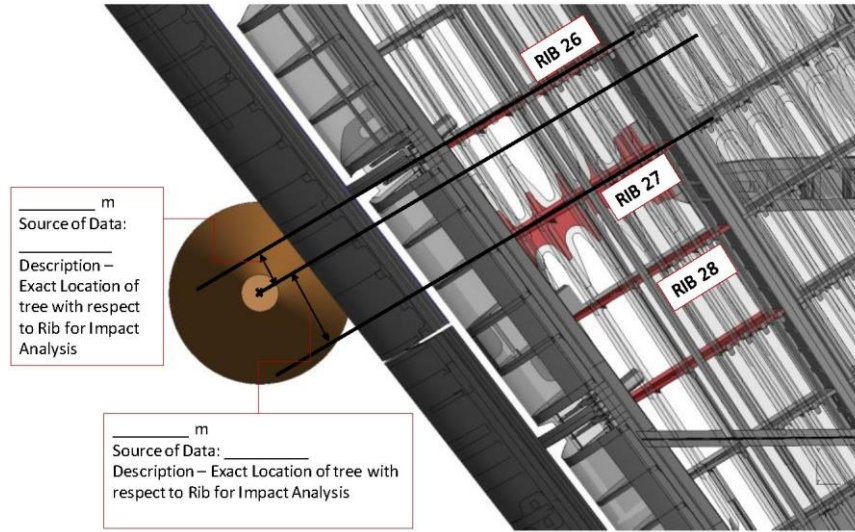
MIN ELEMENT LENGTH	MIN. DŁUGOŚĆ ELEMENTU
--------------------	-----------------------

Rys. 3.6 Długość elementu modelu drzewa wykonanego metodą elementów skończonych

3.3 Przygotowanie do analizy zderzenia z brzozą Bodina

Miejsce uderzenia w skrzydło zostało określone na podstawie szczegółowej analizy i dyskusji z Polską Podkomisją. Na podstawie dyskusji i zatwierdzenia przez Polską Podkomisję ustalono na skrzydle miejsce uderzenia w drzewo, zgodnie z Rys. 3.7. Polska Podkomisja przekazała powyższe dane w załącznikach do wiadomości e-mail, które zostały przesłane w dniu 7 listopada 2019 [17].

Konfiguracja modelu analitycznego wraz z obciążeniami (patrz Tabele 4.3 i 4.4) i prędkościami początkowymi (patrz Tabela 4.1) została przedstawiona na Rys. 3.8 oraz Rys. 3.9. Należy zauważyć, że pozostały ciężar (73,76 ton) pełnego samolotu został przypisany do węzła środka ciężkości. Do węzła środka ciężkości przypisano również całkowitą siłę ciągu silników (zgodnie z Tabelą 4.3). Drzewo było ograniczone we wszystkich stopniach swobody u podstawy. Powierzchnie sterowe skrzydła również zostały odchyłone zgodnie z danymi dostarczonymi przez analizę trajektorii, jak pokazano na Rys. 3.10.



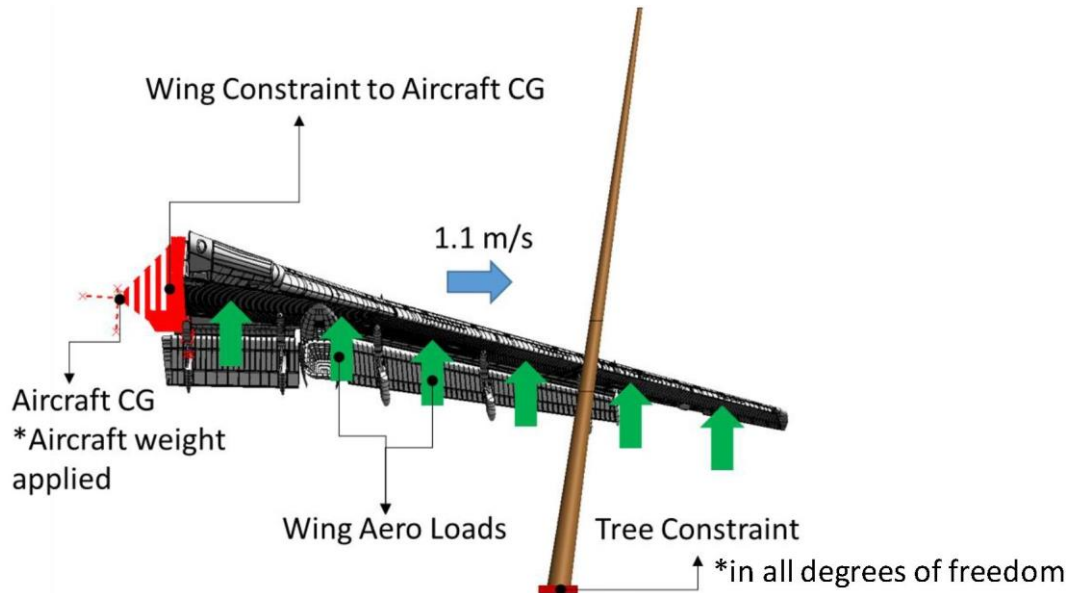
Źródło danych: **WŁASNA REKONSTRUKCJA wg modelu przełomu drzewa w skali 1:1**
Source of date: **RECONSTRUCTION OF TOMASZ ZIEMSKI MEMBER OF THE
SUBCOMMITTEE by tree break model in scale 1:1**

opis – Płaszczyzna przełomu drzewa zbliżona kształtem do koła, o średnicy 44-45 cm (bez kory) styka się ze środkiem pierwszego dźwigara pomiędzy żebrowaniami nr 26 i 27 (w odległości 10 cm od żebra nr 27 oraz 33 cm od żebra nr 26).
UWAGA! Kołowy przekrój drzewa (uwzględniając korę) nie może zachodzić na krawędź 3 sekcji slotu!
**Description - a tree break plane similar to a circle, with a diameter of 44-45 cm (without bark) it is in contact with the center of the first girder between ribs no. 26 and 27 (at a distance of 10 cm from rib No. 27 and 33 cm from rib No. 26).
ATTENTION! The circular cross-section of the tree (including bark) must not overlap the edge of the 3 sections of the slot!**

_____ m Source of Data: _____ Description – Exact Location of tree with respect to Rib for Impact Analysis	_____ m Źródło danych: _____ Opis – Dokładna lokalizacja drzewa w stosunku do Żebra na potrzeby analizy zderzenia
_____ m Source of Data: _____ Description – Exact Location of tree with respect to Rib for Impact Analysis	_____ m Źródło danych: _____ Opis - Dokładna lokalizacja drzewa w stosunku do Żebra na potrzeby analizy zderzenia.
Źródło danych: WŁASNA REKONSTRUKCJA wg modelu przełomu drzewa w skali 1:1 Source of date: RECONSTRUCTION OF TOMASZ ZIEMSKI MEMBER OF THE SUBCOMMITTEE by tree break model in scale 1:1 opis – Płaszczyzna przełomu drzewa zbliżona kształtem do koła, o średnicy 44-45 cm (bez kory) styka się ze środkiem pierwszego dźwigara pomiędzy żebrowaniami nr 26 i 27 (w odległości 10 cm od żebra nr 27 oraz 33 cm od żebra nr 26). UWAGA! Kołowy przekrój drzewa (uwzględniając korę) nie może zachodzić na krawędź 3 sekcji slotu! Description - a tree break plane similar to a circle, with a diameter of 44-45 cm (without bark) it is in contact with the center of the first girder between ribs no. 26 and 27 (at a distance of 10 cm from rib No. 27 and 33 cm from rib No. 26). ATTENTION! The circular cross-section of the tree (including bark)	Źródło danych: WŁASNA REKONSTRUKCJA wg modelu przełomu drzewa w skali 1:1 Source of date: RECONSTRUCTION OF TOMASZ ZIEMSKI MEMBER OF THE SUBCOMMITTEE by tree break model in scale 1:1 opis – Płaszczyzna przełomu drzewa zbliżona kształtem do koła, o średnicy 44-45 cm (bez kory) styka się ze środkiem pierwszego dźwigara pomiędzy żebrowaniami nr 26 i 27 (w odległości 10 cm od żebra nr 27 oraz 33 cm od żebra nr 26). UWAGA! Kołowy przekrój drzewa (uwzględniając korę) nie może zachodzić na krawędź 3 sekcji slotu! Description - a tree break plane similar to a circle, with a diameter of 44-45 cm (without bark) it is in contact with the center of the first girder between ribs no. 26 and 27 (at a distance of 10 cm from rib No. 27 and 33 cm from rib No. 26). ATTENTION! The circular cross-section of the tree (including bark)

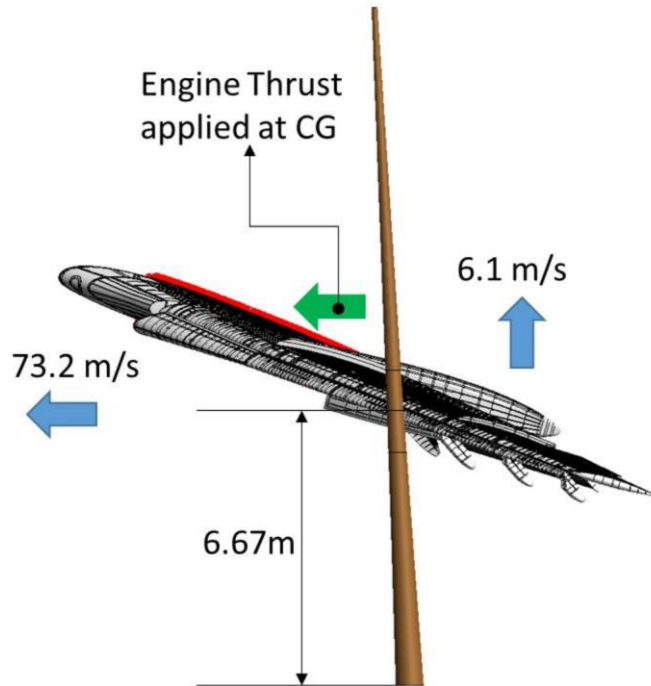
must not overlap the edge of the 3 sections of the slot! | must not overlap the edge of the 3 sections of the slot!

Rys. 3.7 Określenie miejsca zderzenia z drzewem do analizy przez Polską Podkomisję [17]



Wing Constraint to Aircraft CG	Ograniczenie skrzydła do środka ciężkości statku powietrznego
Aircraft CG * Aircraft weight applied	Środek ciężkości statku powietrznego * Zastosowana masa statku powietrznego
Wing Aero Loads	Obciążenia aerodynamiczne skrzydła
Tree Constraint *in all degrees of freedom	Ograniczenie drzewa *we wszystkich stopniach swobody

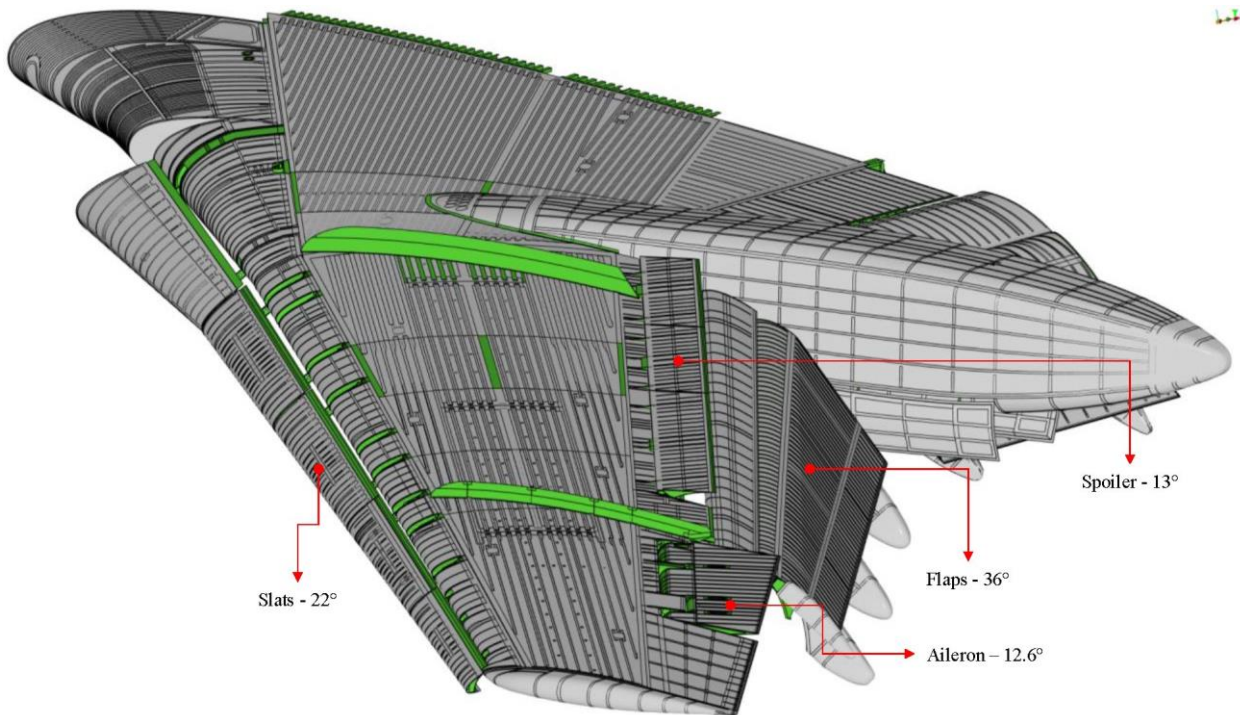
Rys. 3.8 Konfiguracja analizy zderzenia z drzewem - widok z przodu



Engine Thrust applied at CG

Siłę ciągu silnika zastosowano w środku ciężkości

Rys. 3.9 Konfiguracja analizy zderzenia z drzewem - widok boczny



Slats -22°	Sloty -22°
Spoiler -13°	Interceptor -13°
Flaps -36°	Kłapy -36°
Aileron -12.6°	Lotka -12.6°

Rys. 3.10 Konfiguracja analizy zderzenia z drzewem - orientacje powierzchni sterowej

3.4 Wyniki analizy zderzenia z brzozą Bodina

W tej części przedstawiono wyniki analizy rekonstrukcji zderzenia z brzożą Bodina oraz porównanie z danymi podanymi w Raporcie MAK [1] oraz przez Polską Podkomisję [4].

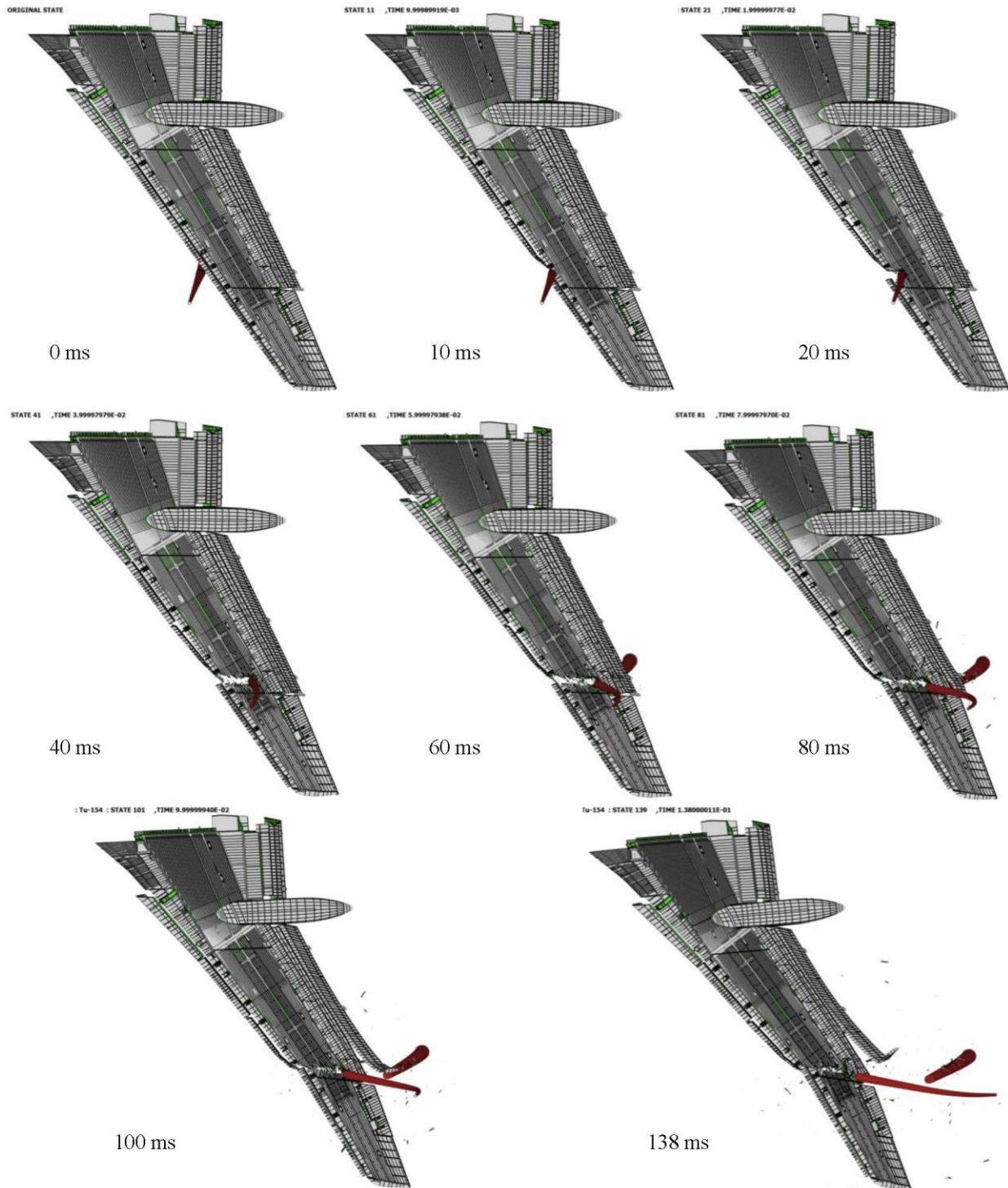
3.4.1 Analiza kinematyki zderzenia lewego skrzydła z brzożą Bodina.

Podczas zdarzenia polegającego na zderzeniu z brzożą Bodina w lewe skrzydło zaobserwowano następujące zdarzenia (patrz od Rys. 3.11 do Rys. 3.17):

- Od 0 do 10 ms: Początkowy kontakt brzoży Bodina z lewym slotem skrzydła
- Od 10 do 20 ms: Oddziaływanie pomiędzy brzożą Bodina a przednim dźwigarem (Dźwigar Nr 1)
- Od 20 do 26 ms: Przedni dźwigar pęka (Dźwigar Nr 1)
- Od 27 do 30 ms: Interakcja między brzożą Bodina a środkowym dźwigarem (Dźwigar Nr 2)
- Od 30 do 40 ms: środkowy dźwigar (Dźwigar Nr 2) pęka
- Od 40 do 50 ms: brzoza Bodina zaczyna łamać się na wysokości zderzenia (ok.6,66 m)
- Przy 50 ms: brzoza Bodina przewraca się i rozdziela się na dwie części (górny i dolny pień, patrz Rys. 3.17)
- Od 50 do 58 ms: Oddziaływanie pomiędzy brzożą Bodina a tylnym dźwigarem (Dźwigar Nr 3)
- Od 58 do 91 ms: Górna część pnia styka się z tylnym dźwigarem (Dźwigar 3), a górna powierzchnia dolnej części pnia styka się z dolnymi powierzchniami skrzydeł i kłap.
- W 91 ms: Dolna część pnia brzoży nie ma już kontaktu z kłapami, natomiast górna część pnia brzoży Bodina zaczyna oddzielać się od tylnego dźwigara (Dźwigar 3)
- Od 91 do 110 ms: Górna część pnia nadal styka się z tylnym dźwigarem (Dźwigar Nr 3)
- Po upływie 110 ms: Górna część pnia oddziela się od tylnego dźwigara (Dźwigar Nr 3),

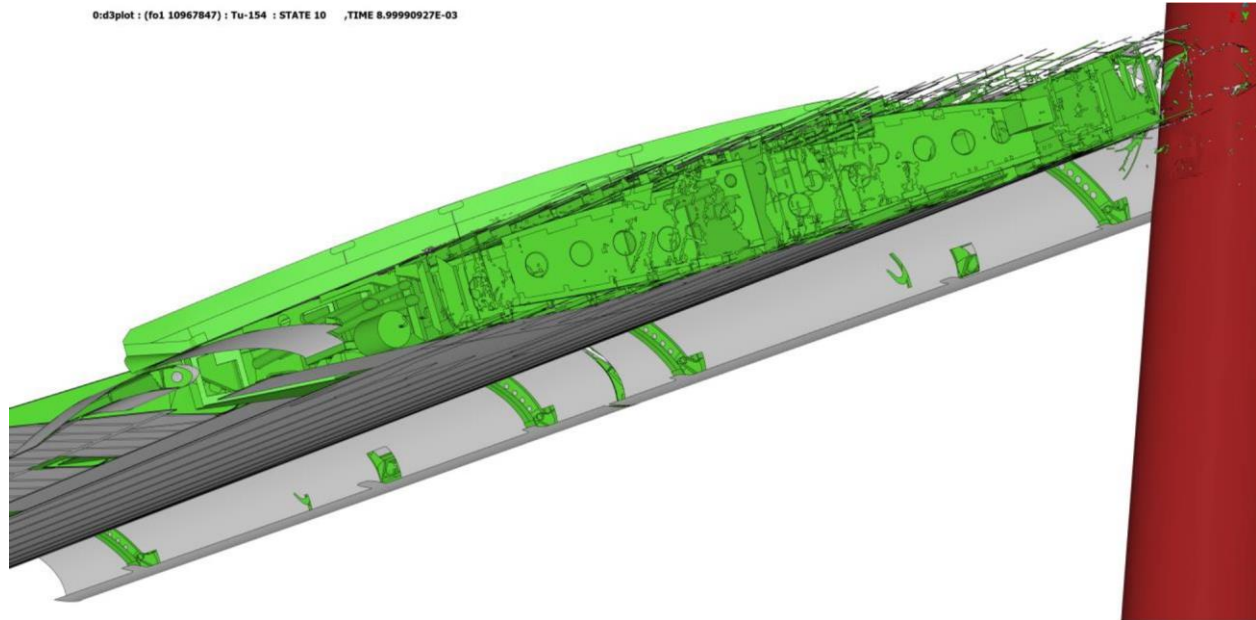
kończy się kontakt lewego skrzydła z brzozą Bodina

- Od 110 ms do końca symulacji (130 ms) górny i dolny pień brzozy nadal rozdzielają się, gdy lewe skrzydło porusza się w kierunku lotu. Należy zauważyć, że tylny dźwigar (Dźwigar Nr 3) nie uległ całkowitemu uszkodzeniu. Margines bezpieczeństwa dla Dźwigara Nr 3 wynosi 0,08, jak pokazano w Tabeli 3.5. Niewielkie zmiany geometrii i materiału brzozy lub obciążenia aerodynamiczne skrzydła mogły wprowadzić dodatkowe siły, które wystarczyłyby do pęknięcia Dźwigara Nr 3.

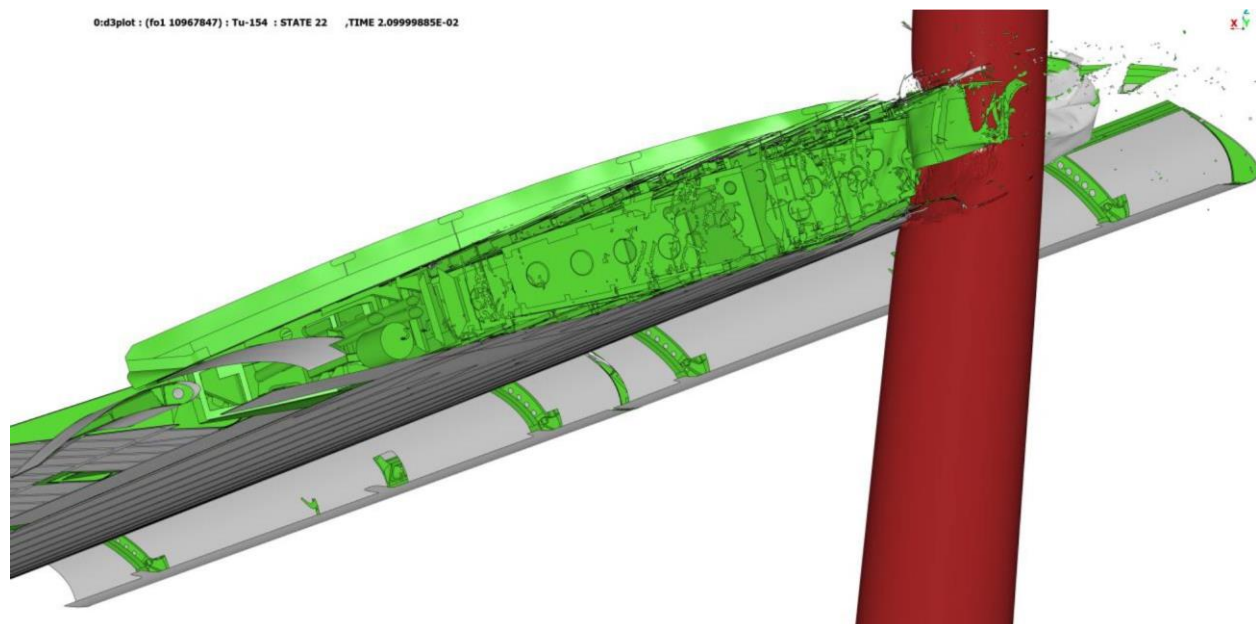


ORIGINAL STATE	PIERWOTNY STAN
STATE	STAN
TIME	CZAS

Rys. 3.11 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem - widok z góry



STATE	STAN
TIME	CZAS



STATE	STAN
TIME	CZAS



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

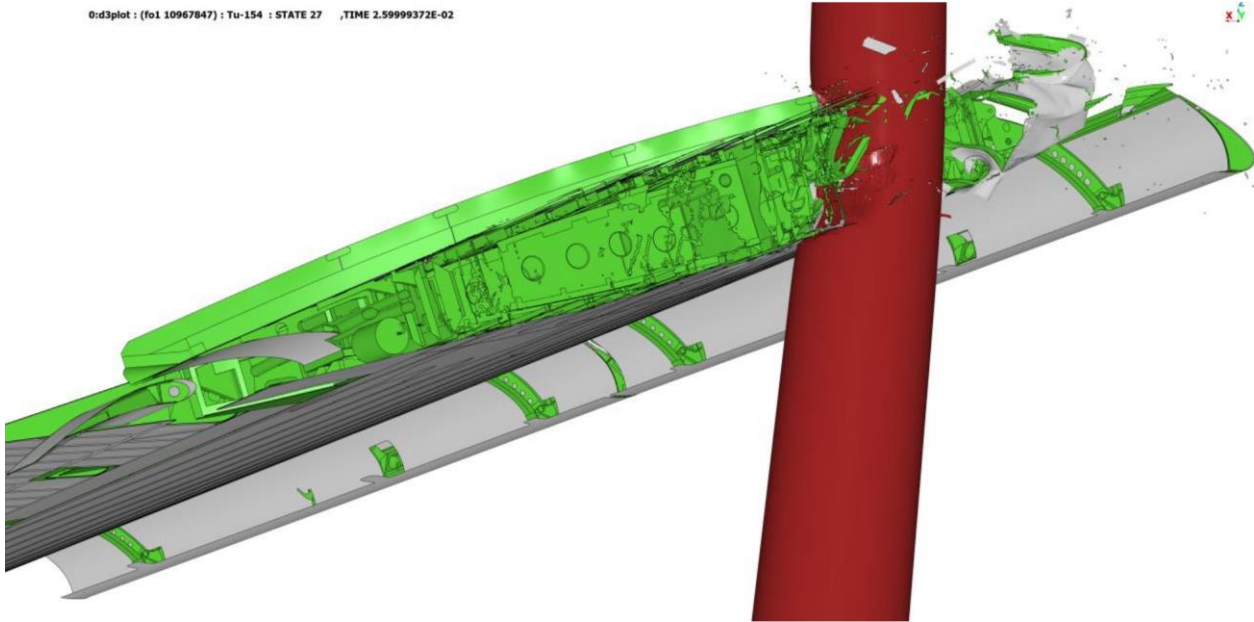
18-12-2020

Strona

70 z 223

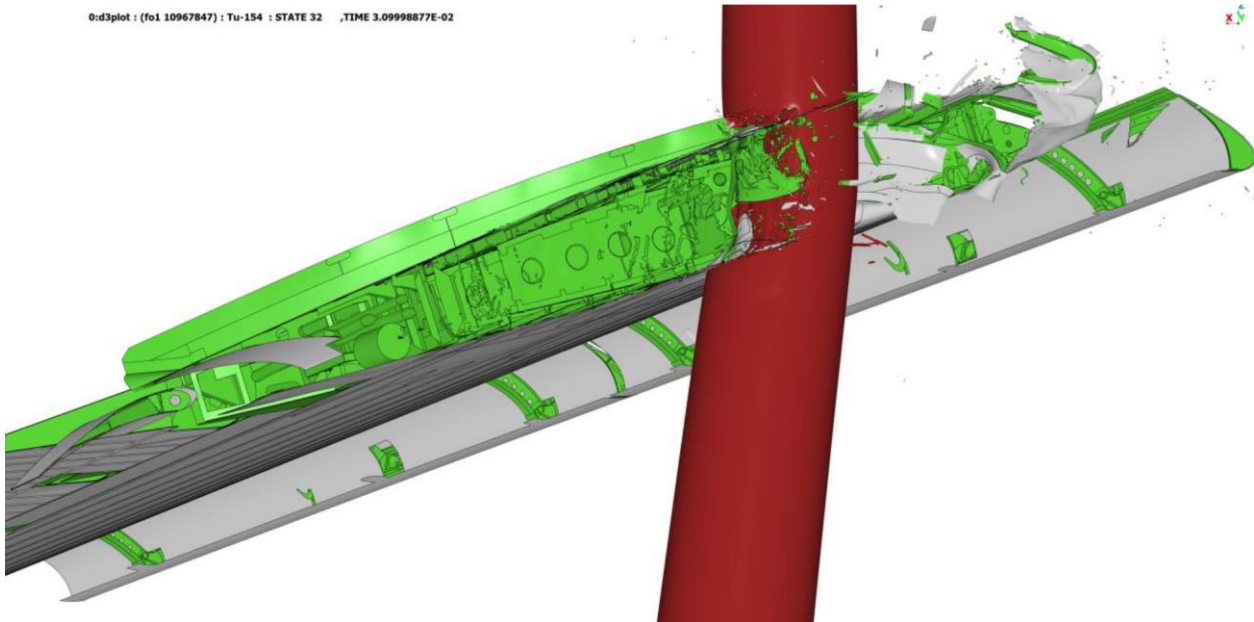
Rys. 3.12 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok przekroju (9 i 20 ms)

0:d3plot : (fo1.10967847) : Tu-154 : STATE 27 ,TIME 2.59999372E-02



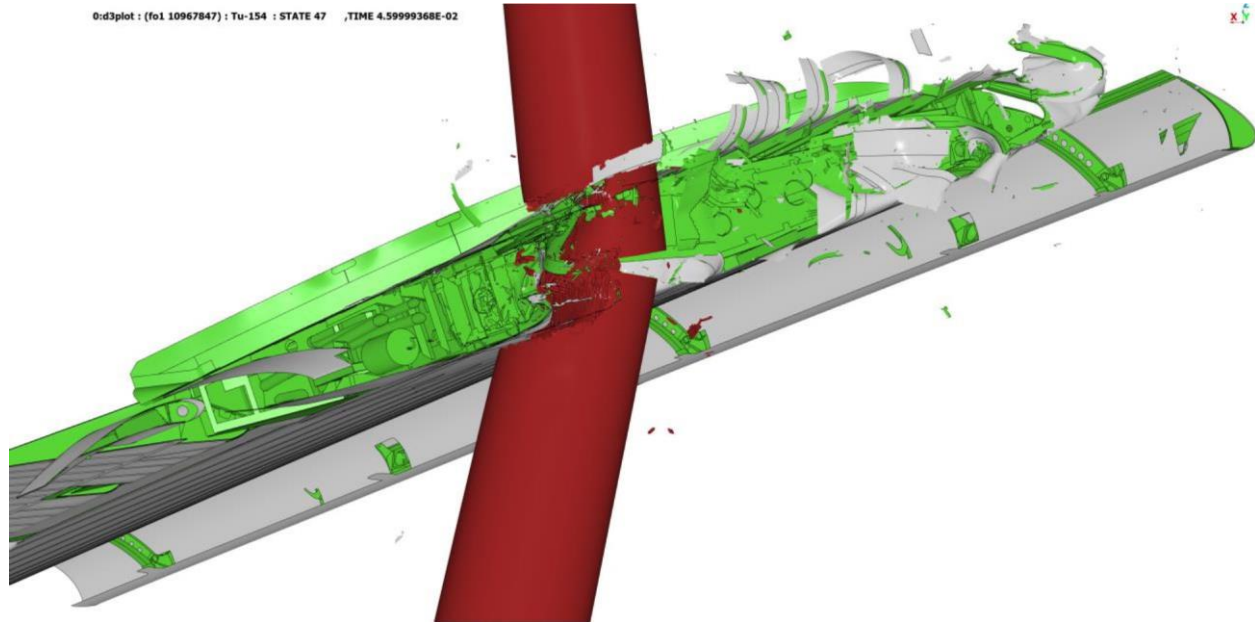
STATE	STAN
TIME	CZAS

0:d3plot : (fo1.10967847) : Tu-154 : STATE 32 ,TIME 3.09998877E-02

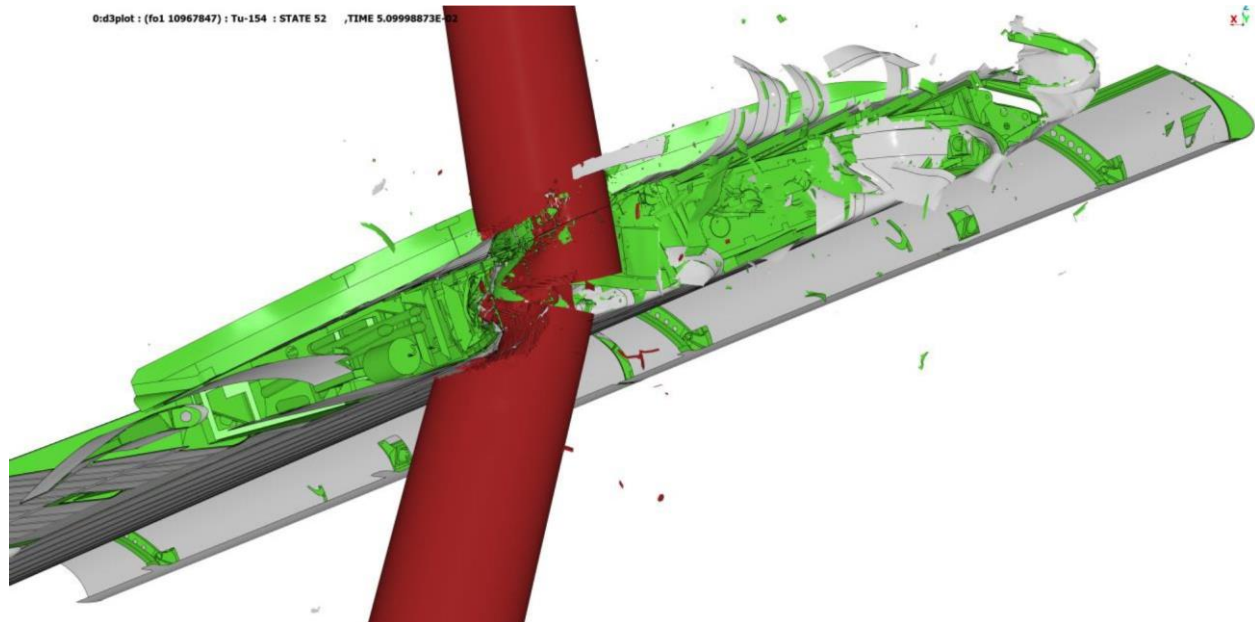


STATE	STAN
TIME	CZAS

Rys. 3.13 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok przekroju (26 i 31 ms)

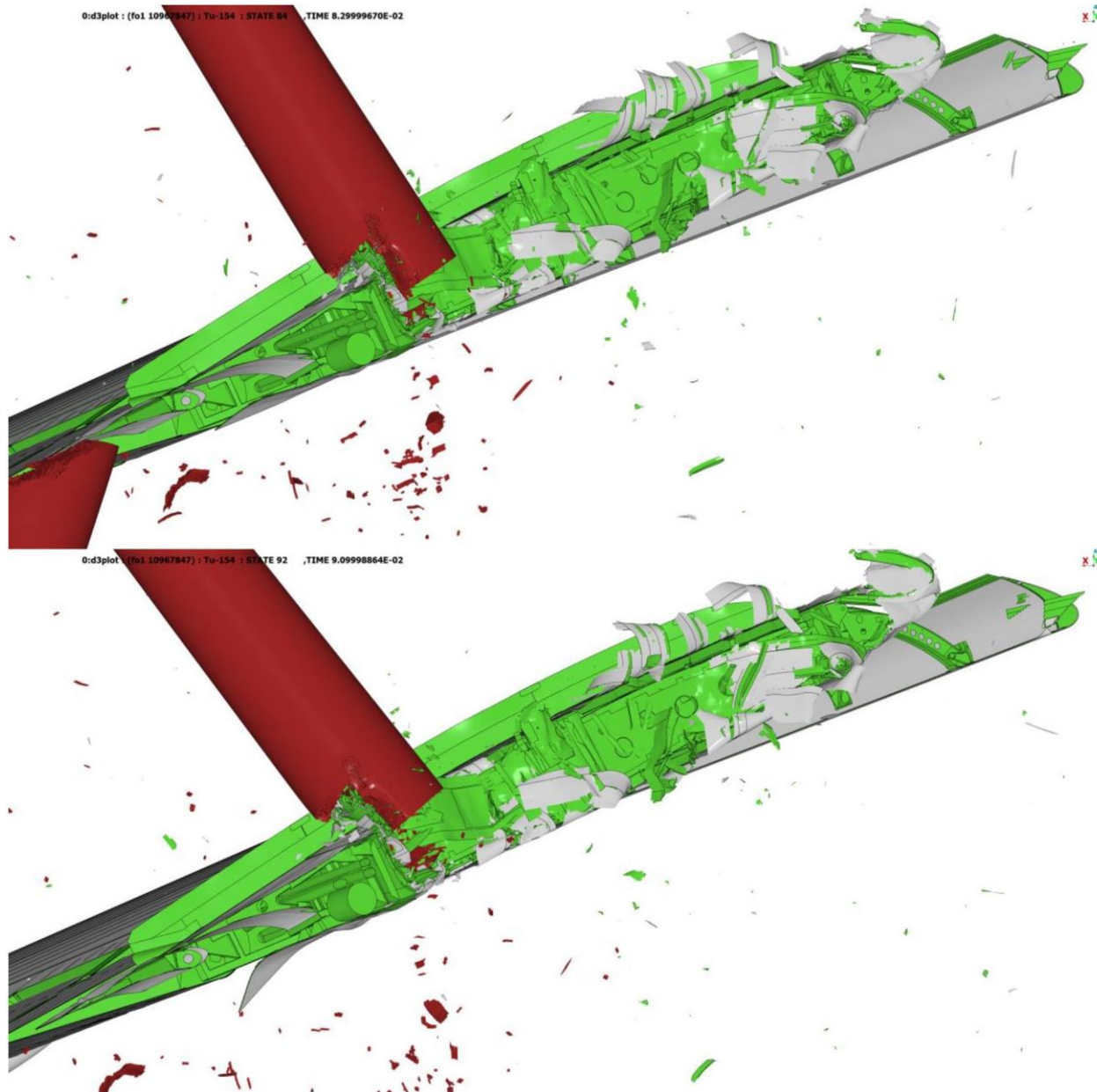


STATE	STAN
TIME	CZAS



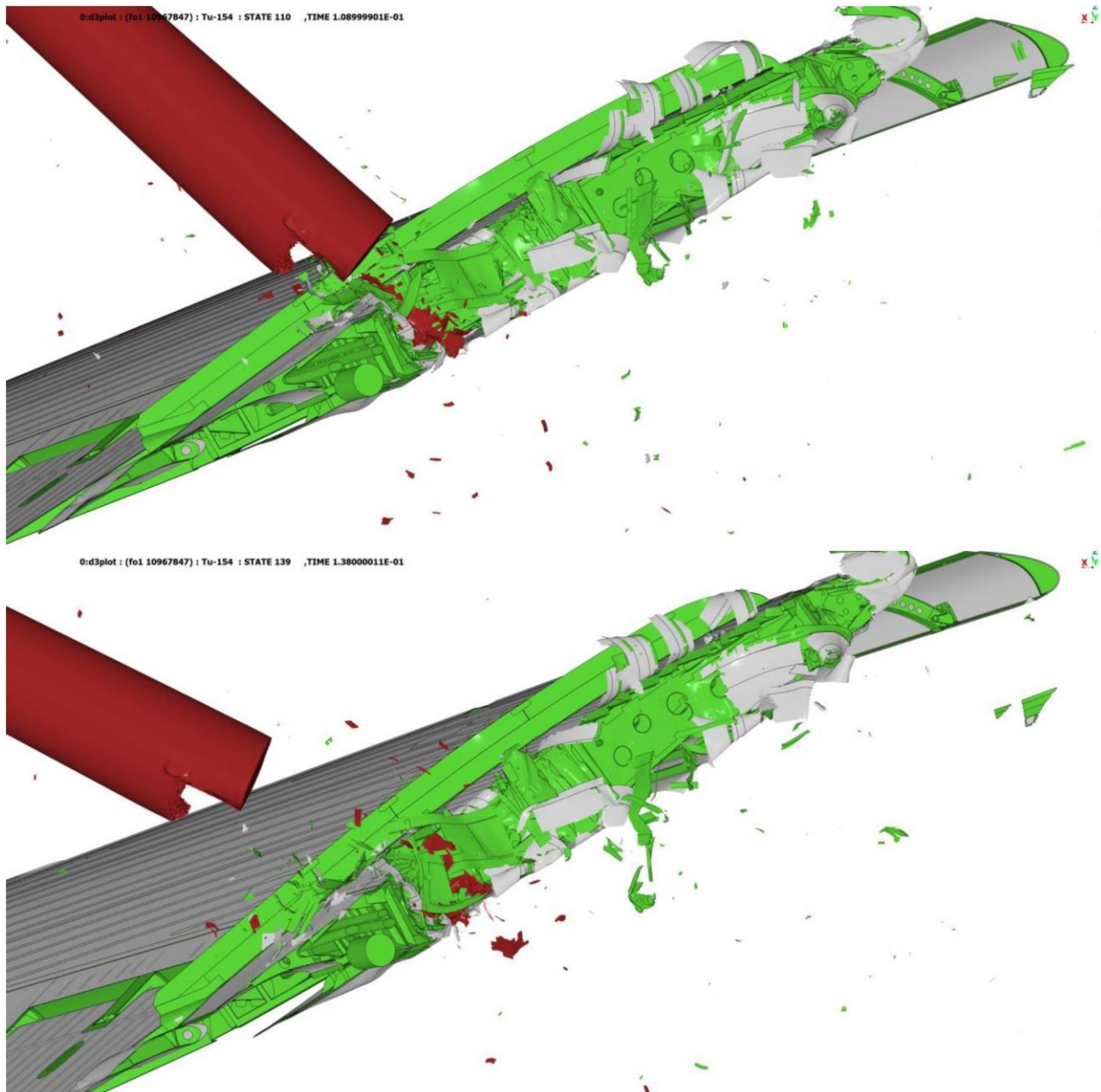
STATE	STAN
TIME	CZAS

Rys. 3.14 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok przekroju (46 i 51 ms)



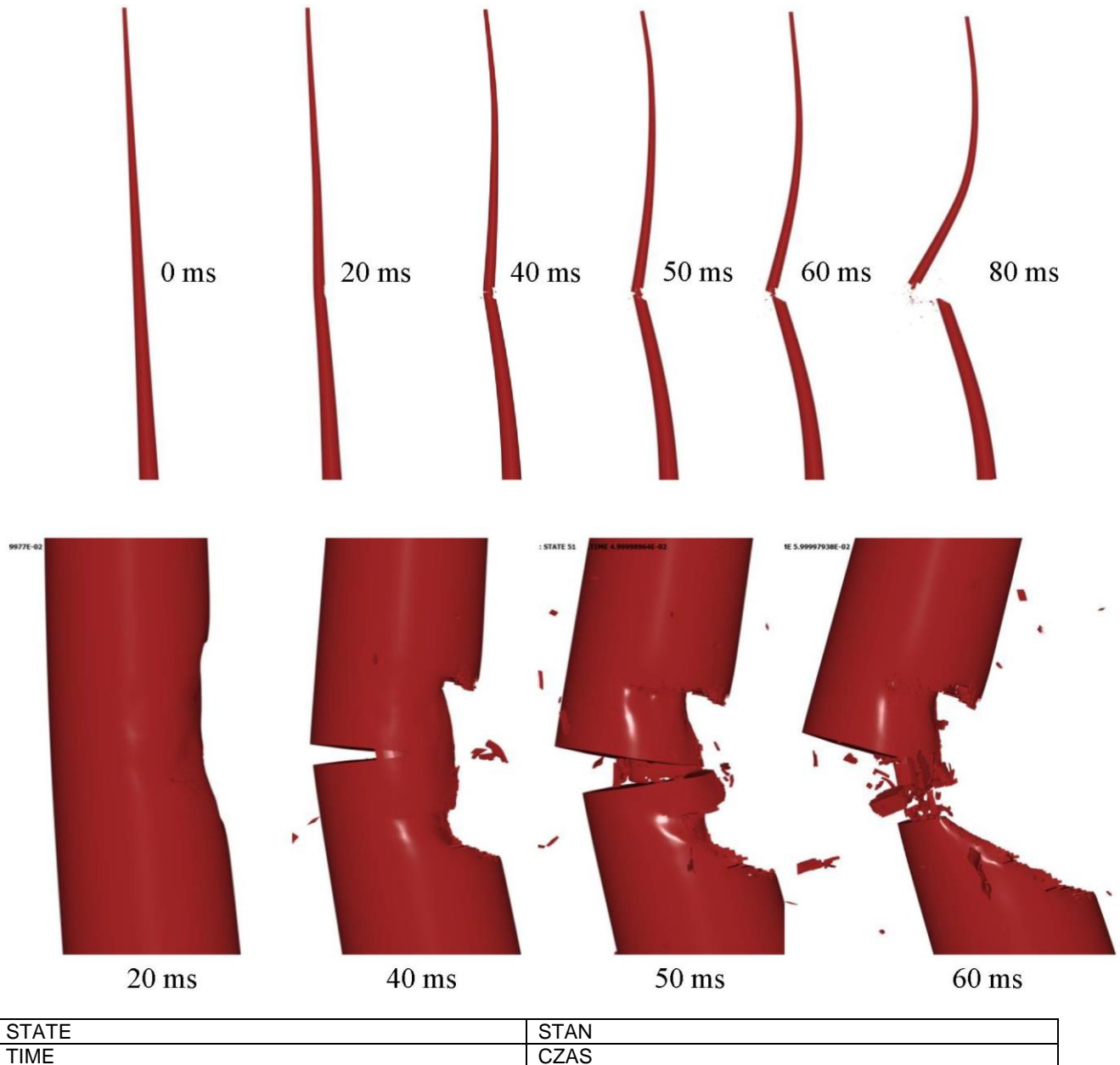
STATE	STAN
TIME	CZAS

Rys. 3.15 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok przekroju (83 i 91 ms)



STATE	STAN
TIME	CZAS

Rys. 3.16 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok przekroju (109 i 138 ms)



Rys. 3.17 Analiza kinematyczna zderzenia z drzewem – widok boczny kinematyki drzewa

Tabela 3.5 Margines bezpieczeństwa na pozostałych częściach skrzydła - Czas: 138ms

Składniki systemu IDS	Część	Materiał	Maks. odkształcenie plastyczne	Napężenie Max-Von Misesa (MPa)	Odształcenie przy uszkodzeniu	Rzeczywiste napężenie trwale (MPa)	Margines bezpieczeństwa (napężenie)
252781	Żebro poszycia krawędzi spływu (TE)	PA-E8-12A-0X	0.1750	559.00	0.1920	574.19	0.03
252791	TE Skin	PA-E8-16A-0X	0.0940	443.00	0.0940	581.73	0.31
253021		PA-E8-16A-0X	0.0940	546.00	0.0940	581.73	0.07
217091	Ku ogonowi Rura3	Aluminium	0.1920	410.00	0.1920	574.19	0.40
217141	Ku ogonowi Rura środkowa	Aluminium	0.1920	580.00	0.1920	574.19	-0.01
217171	Ku ogonowi Górna rura	Aluminium	0.1524	399.00	0.1920	574.19	0.44
202311	Dźwigar 3	PA-E8-62A-0X					
202312		PA-E8-62A-0X	0.1353	518.00	0.1353	561.57	0.08
202331	Dźwigar 3 Górny usztywniacz	PA-E8-62A-0X					
202335		PA-E8-62A-0X	0.0918	450.00	0.1353	561.57	0.25
254351	TE Usztywnienie rozpiętościowe w ogonie	PA-E8-17C-0X	0.0000	196.00	0.1071	666.03	2.40
254341	TE Usztywnienie rozpiętościowe w ogonie FWD	PA-E8-17C-0X	0.0000	209.60	0.1071	666.03	2.18
254141	TE Żebra/Usztywniacze	PA-E8-64A-0X	0.1944	460.90	0.1944	543.96	0.18
254280	TE Klin	PA-E8-16A-0X	0.0000	169.00	0.0940	581.73	2.44

3.4.2 Ocena uszkodzenia skrzydła

Zderzenie lewego skrzydła z brzozą Bodina zostało przedstawione w Raporcie MAK [1] jako przyczyna urwania końcówki lewego skrzydła, co spowodowało gwałtowny przechył statku powietrznego. Jednak uszkodzenia skrzydła lub brzozy nie zostały odpowiednio udokumentowane, a jedyne dostępne zdjęcie lub dane do analizy przedstawiono na Rys. 1.12 i Rys. 1.13. Dodatkowe dane zostały dostarczone przez Polską Podkomisję [19][20] i zostały

wykorzystane do porównania uszkodzeń przewidywanych przez symulację.

Poniżej opisano sekwencję oddziaływania w czasie zderzenia lewego skrzydła z brzozą Bodina. Obserwacje uszkodzeń są podzielone na cztery rejony, jak pokazano na Rys. 3.18:

- Rejon 1:
 - Od 0 do 10 ms: Pierwszy kontakt brzozy Bodina ze slotem lewego skrzydła Na slocie lewego skrzydła nie ma znaczących uszkodzeń, co widać na Rys. 3.20. Wyniki symulacji zgadzają się ze zdjęciami po zderzeniu przekazanymi przez Polską Podkomisję [19][20].

- Rejon 2:
 - Od 10 do 20 ms: Interakcja pomiędzy brzozą Bodina, krawędzią natarcia a dźwigarem (Dźwigar Nr 1). Jak pokazano na Rys. 3.19, krawędź natarcia ulega odkształceniu plastycznemu na skutek obciążeń ściskających spowodowanych zderzeniem z drzewem. Podobne deformacje można zaobserwować na zdjęciach dostarczonych przez Polską Podkomisję [19][20].
 - Od 20 do 26 ms: Przedni dźwigar pęka (Dźwigar Nr 1) (patrz Rys. 3.32).

- Rejon 3:
 - Od 27 do 30 ms: Wzajemne oddziaływanie pomiędzy brzozą Bodina przemieszczającą się w kierunku środkowego dźwigara (Dźwigar Nr 2) Uszkodzenia poszycia skrzydła, podłużnic i żeber pojawiają się w miarę przesuwania się drzewa w kierunku dźwigara Nr 2. Podobne mechanizmy zniszczenia są widoczne w porównaniu z obrazami skrzydeł po zderzeniu dostarczonymi przez Polską Podkomisję (patrz Rys. 3.27).
 - Od 30 do 40 ms: uszkodzenie środkowego dźwigara (Dźwigar Nr 2) (patrz Rys. 3.33).
 - Od 40 do 50 ms: brzoza Bodina zaczyna łamać się na wysokości zderzenia (patrz Rys. 3.36).
 - Przy 50 ms: brzoza Bodina przewraca się i rozdziela się na dwie części (górny i dolny pień)

- Rejon 4:

- Od 50 do 58 ms: Wzajemne oddziaływanie pomiędzy brzozą Bodina a tylnym dźwigarem (Dźwigar Nr 3)
- Od 58 do 91 ms: górna część pnia styka się z tylnym dźwigarem (Dźwigar Nr 3), a górna powierzchnia dolnej części pnia styka się z dolnymi powierzchniami skrzydeł i klap.
- W 91 ms: dolna część pnia brzozy nie ma już kontaktu z klapami, natomiast górna część pnia brzozy Bodina zaczyna oddzielać się od tylnego dźwigara (Dźwigar Nr 3)
- Od 91 do 110 ms: górna część pnia nadal styka się z tylnym dźwigarem (Dźwigar Nr 3)
- Po upływie 110 ms: górna część pnia oddziela się od tylnego dźwigara (Dźwigar Nr 3), kończy się kontakt lewego skrzydła z brzożą Bodina.
- Od 110 ms do końca symulacji (130 ms) górny i dolny pień brzozy kontynuują proces rozdzielania się, podczas gdy lewe skrzydło porusza się zgodnie z kierunkiem lotu. Należy zauważyć, że tylny dźwigar (Dźwigar Nr 3) nie uległ całkowitemu uszkodzeniu co widać na zdjęciach dostarczonych przez Polską Podkomisję (patrz Rys. 3.19). Margines bezpieczeństwa dla Dźwigara Nr 3 wynosi 0,08, zgodnie z Tabelą 3.5. Niewielkie zmiany geometrii i materiału brzozy lub obciążenia aerodynamiczne skrzydła mogły wprowadzić dodatkowe siły, które były dostateczne, aby pękł Dźwigar Nr 3.

Uszkodzenia zewnętrznej części skrzydła z analizy zostały porównane z odpadłą częścią skrzydła z miejsca wypadku ze szczątkami [19] na Rys. 3.23 oraz Rys. 3.24. Model analizy wykazuje dobrą korelację z uszkodzeniami obserwowanymi na zdjęciach skrzydła po zderzeniu. Więcej zdjęć urwanego skrzydła zostało dostarczone do NIAR przez Polską Podkomisję [20], [20]. Widać na nich więcej szczegółów uszkodzenia skrzydła. Zdjęcia te zostały porównane na Rys. 3.19 oraz na Rysunkach od 3.23 do 3.28.

Rys. 3.27 pokazuje zaobserwowane podobieństwa w zawijaniu się poszycia skrzydła. Górna część skrzydła wykazuje zawijanie się poszycia na zewnątrz, co zostało uchwycone przez model symulacyjny. Pierwsze zawinięcie poszycia na spodzie skrzydła jest również uchwycone przez model, co widać na Rys. 3.27.

Należy również zauważyć, że zaobserwowano pewne rozbieżności przy porównywaniu wyników symulacji ze zdjęciami po zderzeniu dostarczonymi przez Polską Podkomisję:

- Dokładne przyjrzenie się Rys. 3.26 pokazuje, że niektóre zawinięte poszycie na krawędziach na spodzie skrzydła nie zawijają się na zewnątrz, jak to widać na zdjęciach skrzydła po uderzeniu. Należy zauważyć, że zdjęcia szczątków skrzydeł użyte do

porównania na Rys. 3.25, Rys. 3.26 oraz Rys. 3.27 zostały wykonane w magazynie i NIAR nie posiada żadnej dokumentacji dotyczącej jakichkolwiek uszkodzeń, jakich szczątki skrzydeł mogły doznać podczas transportu lub przechowywania. NIAR zaleca Polskiej 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.

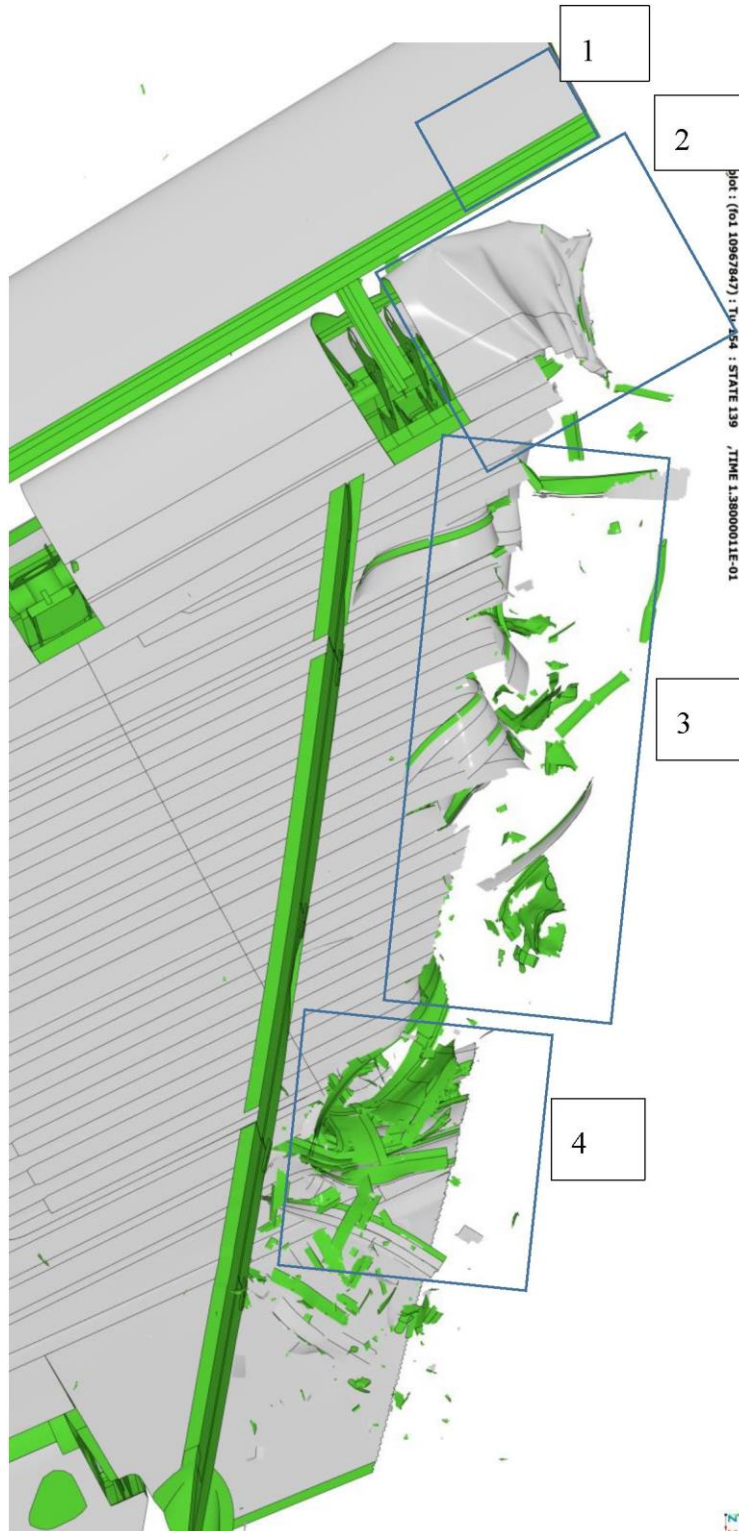
- Kolejna różnica, którą zaobserwowano pomiędzy symulacją a zdjęciami po zderzeniu dostarczonymi przez Polską Podkomisję, jest przedstawiona na Rys. 3.28. Na tym zdjęciu linia pęknięcia na zewnętrznej części lewego skrzydła jest znacznie bliżej grzebienia aerodynamicznego warstwy granicznej skrzydła w porównaniu z symulacją. Wskazuje to, że niewielkie zmiany orientacji samolotu przed zderzeniem z drzewem lub wyidealizowana geometria drzewa mogły przyczynić się do powstania tych rozbieżności.
- Polska Podkomisja zidentyfikowała fragmenty slotu lewego skrzydła i usztywnienia dźwigara, które znaleziono wbite w brzozę w momencie wypadku [21]. Zostały one pokazane na Rys. 3.29. Raport MAK odnotowuje też, że Zespół ds. badań wypadków lotniczych znalazł, wbite w pień drzewa, fragmenty płata lewego skrzydła ” [1]. Wprawdzie Raport MAK nie identyfikuje tych odłamków, to szczegółowe informacje na ich temat podała Polska Podkomisja [21]. Górny element jest częścią górnej stałej krawędzi natarcia, a dolny to usztywnienie z przedniego dźwigara [21]. Kinematyka górnego i dolnego fragmentu obserwowana na symulacji pokazana jest odpowiednio na Rys. 3.30 oraz Rys. 3.31 . Pod względem podobieństw można zauważyć, że obie części skrzydła rzeczywiście znajdują się na drodze drzewa w symulacji. Na symulacji nie widać, aby jakkolwiek część pozostała wbita w pień drzewa. Fragment stałej krawędzi natarcia wygina się w symulacji do góry, natomiast w rzeczywistości w czasie wypadku został wygięty do góry i wbity w drzewo. Widać to również na Rys. 3.30., na którym widać, że poszycie przedniej krawędzi natarcia pęka po upływie 12 ms umożliwiając bezpośredni kontakt górnego elementu z pniem drzewa. Na symulacji fragment usztywnienia dźwigara, pokazany na Rys. 3.31, również nie zostaje wbity w drzewo w momencie zderzenia. W symulacji element usztywniający jest umieszczony po lewej stronie drzewa i nie zderza się bezpośrednio z pniem drzewa. Ponadto pomiędzy usztywnieniem a drzewem znajduje się kilka uszkodzonych części slotu i krawędzi natarcia skrzydła.

Niżej wymienione powody wyjaśniają, dlaczego symulacja nie może uchwycić zakleszczenia części w pniu drzewa:

- 1) Rozmiar oczek siatki drzewa wynosi około 5 mm, a model drzewa nie uwzględnia włókien drzewa. Ponadto karta materiałowa modelu elementów skończonych (FEA) dla drzewa zawiera parametry erozji elementu (nie jest możliwe, aby modele symulacyjne uchwyciły takie szczegóły jak elementy osadzone).



- 2) Analiza wykazała również, że prawdopodobnie orientacja skrzydła w momencie uderzenia była nieco inna w porównaniu z tą podaną przez Polską Podkomisję i pracami związanymi z analizą trajektorii. Może to wynikać z niewielkich różnic w początkowej pozycji samolotu lub wyidealizowanej geometrii brzozy Bodina.



STATE	STAN
-------	------

TIME	CZAS
------	------

Rys. 3.18 Uszkodzenia urwanego skrzydła - widok z góry (w 138 ms)



STATE	STAN
TIME	CZAS



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

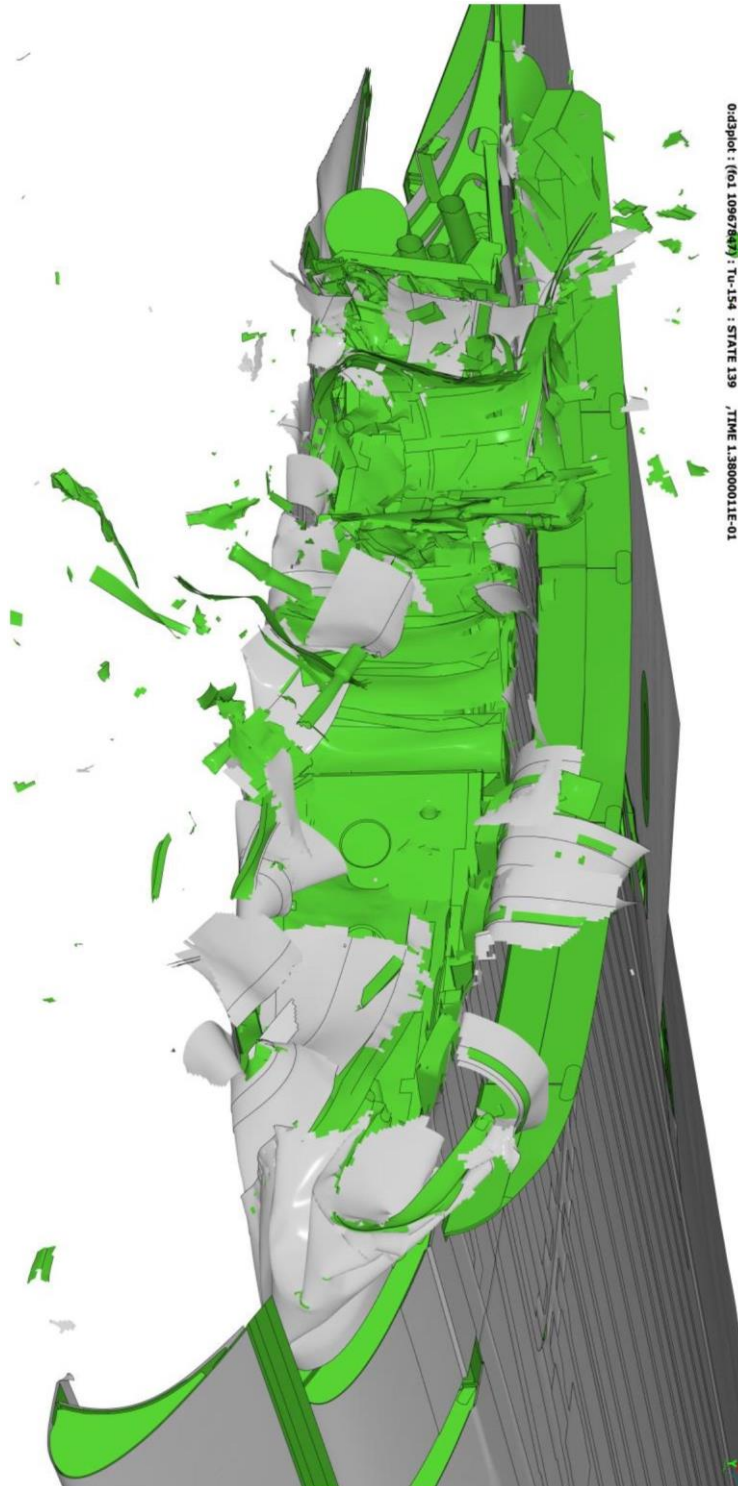
Data

18-12-2020

Strona

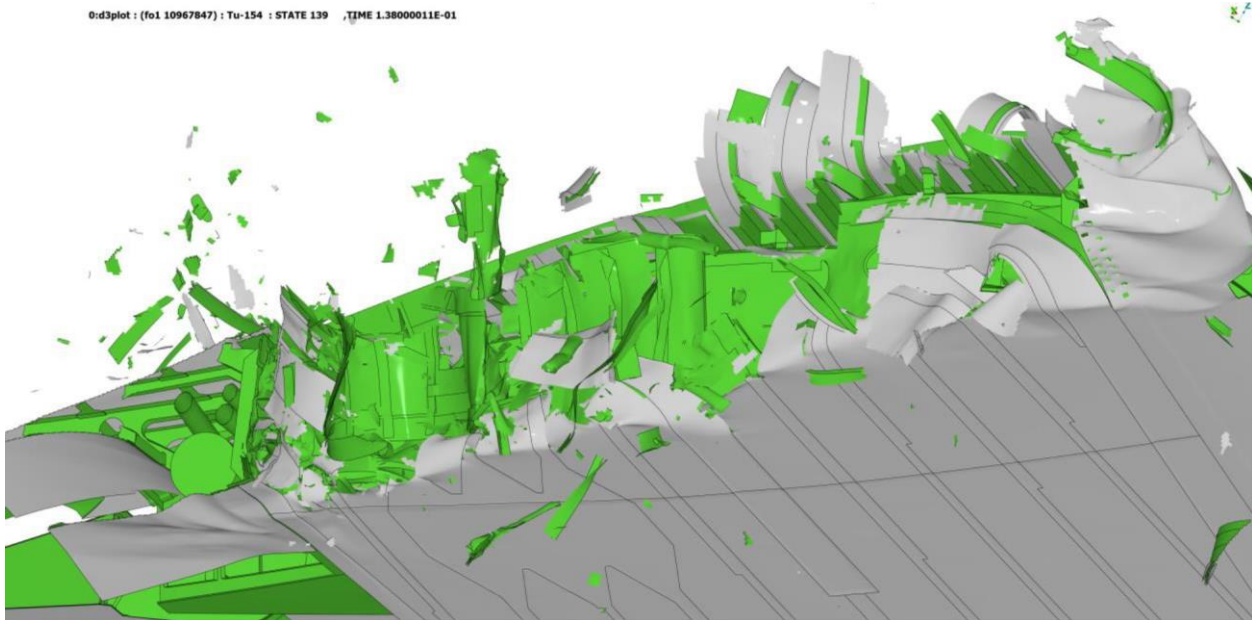
83 z 223

**Rys. 3.19 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła (138 ms) ze zdjęciami szczątków
dostarczonymi przez Polską Podkomisję [19]**

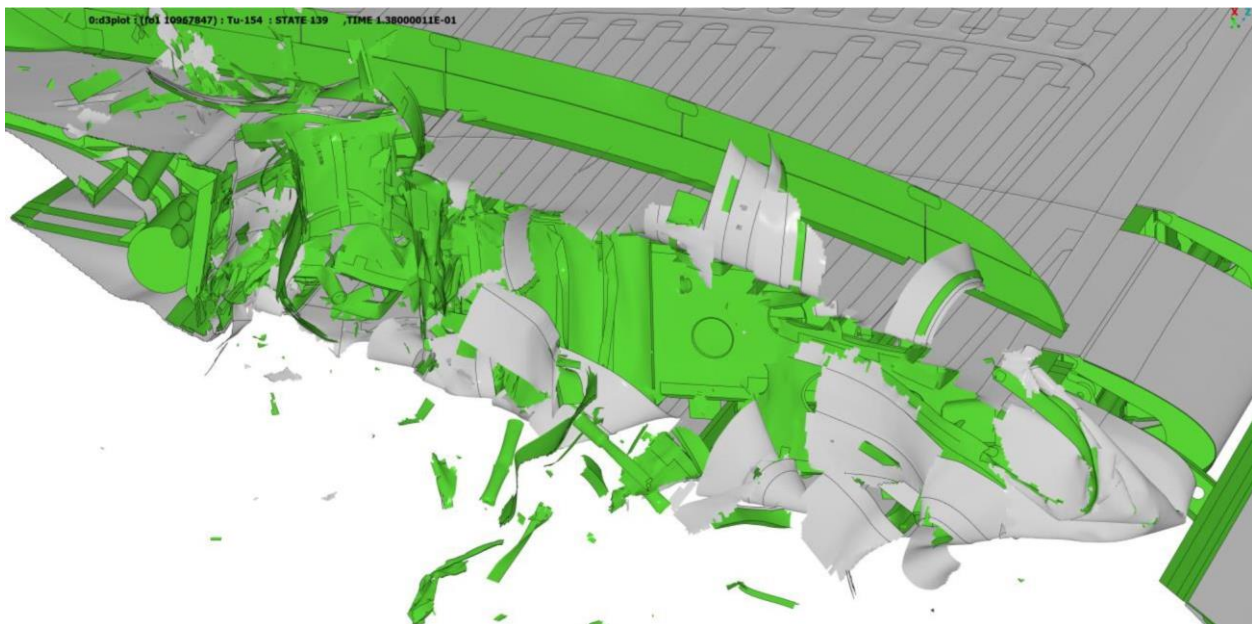


STATE	STAN
TIME	CZAS

Rys. 3.20 Uszkodzenia urwanego skrzydła - widok z góry (w 138 ms)

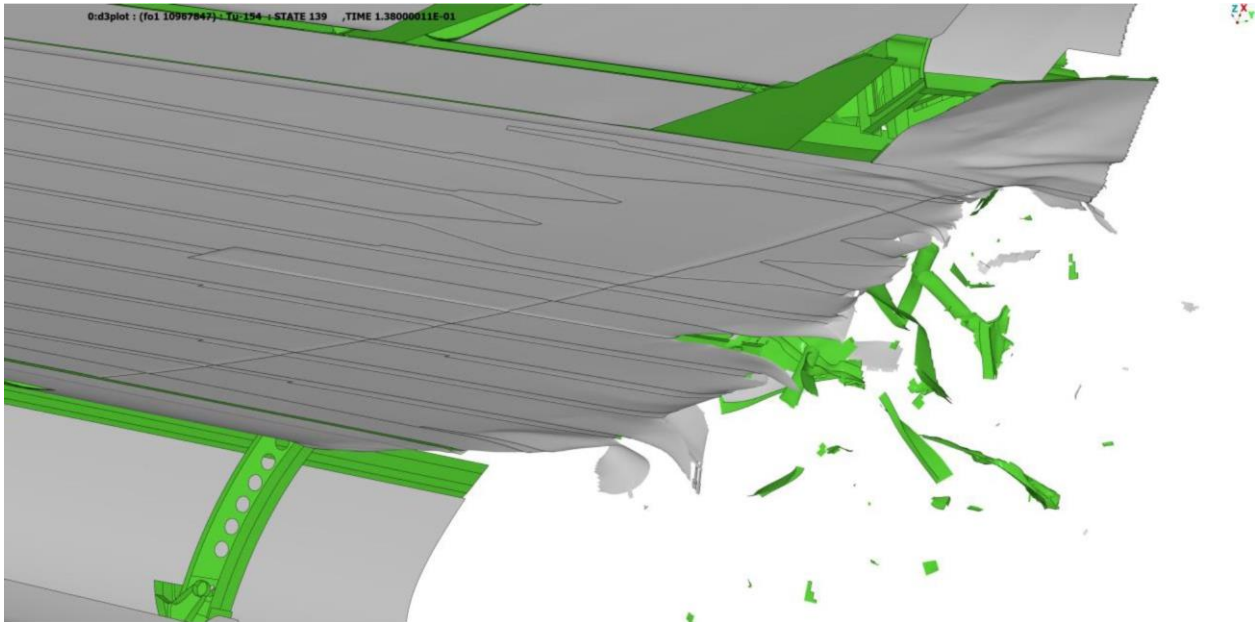


STATE	STAN
TIME	CZAS

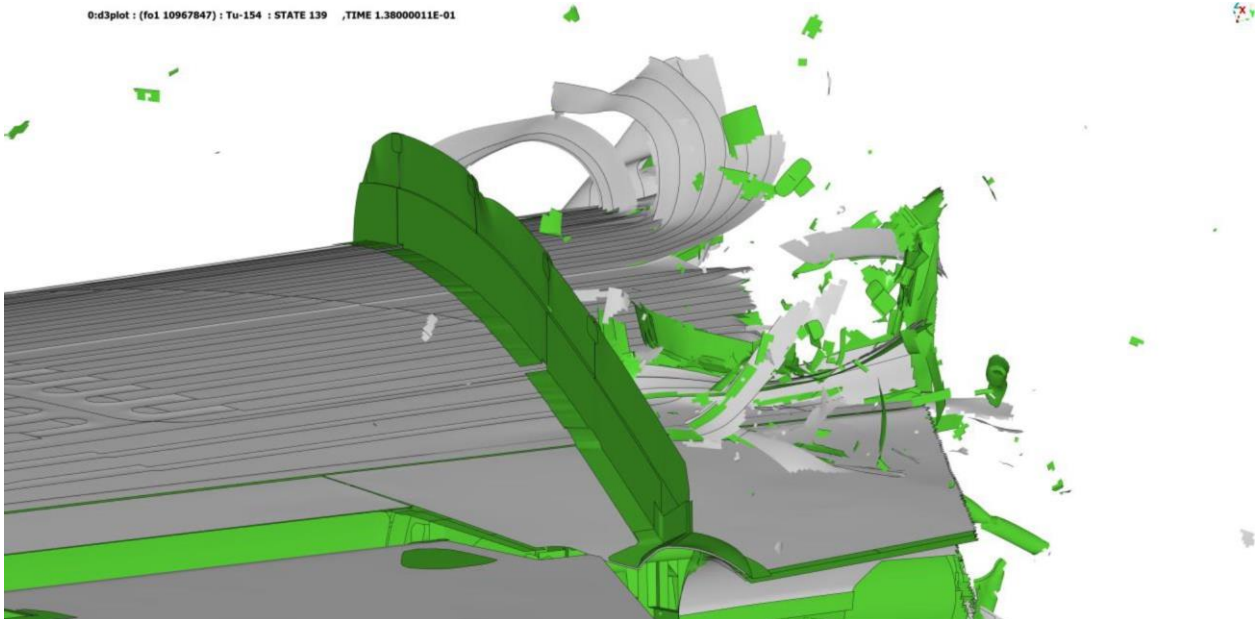


STATE	STAN
TIME	CZAS

**Rys. 3.21 Uszkodzenia urwanego skrzydła - widok z góry oraz widok z lewej strony z dołu
(w 138 ms)**

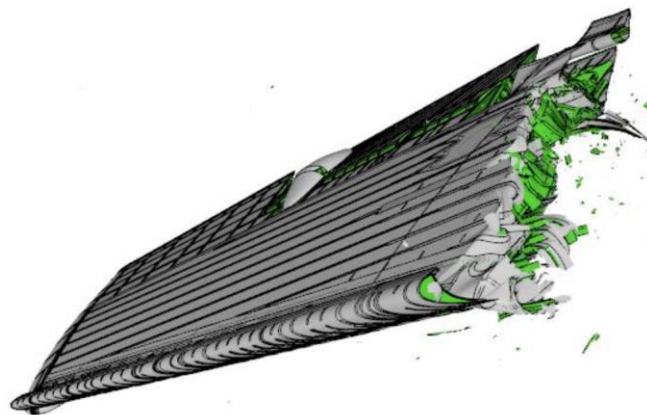


STATE	STAN
TIME	CZAS

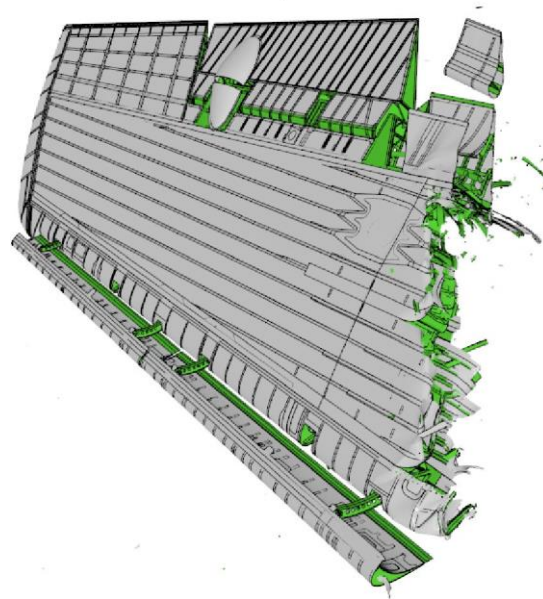


STATE	STAN
TIME	CZAS

**Rys. 3.22 Uszkodzenia urwanego skrzydła - widok z góry oraz widok z prawej strony z dołu
(w 138 ms)**



Rys. 3.23 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi

przez Polską Podkomisję [19]**Rys. 3.24 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi**



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

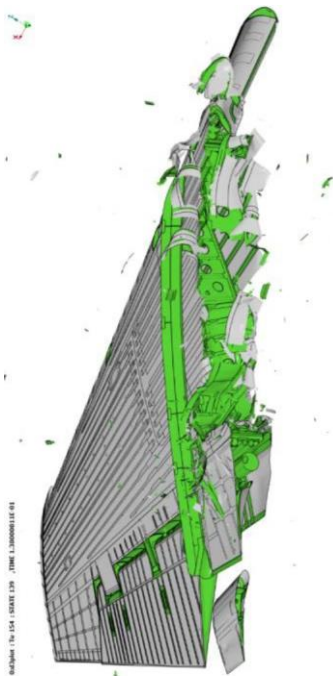
Data

18-12-2020

Strona

89 z 223

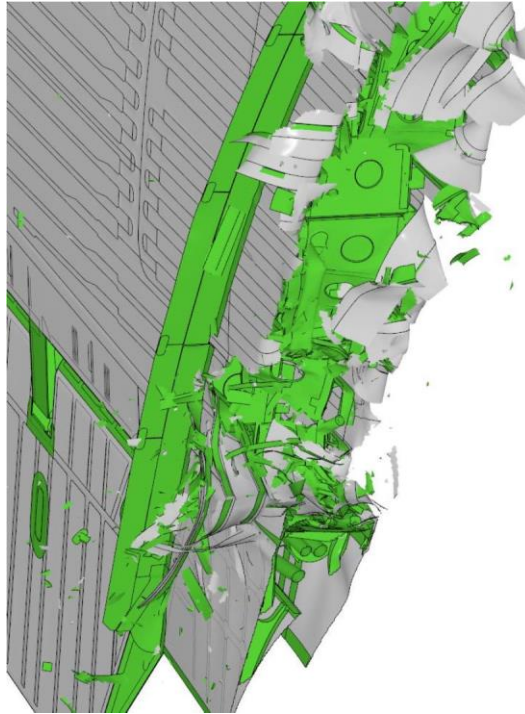
przez Polską Podkomisję [19]



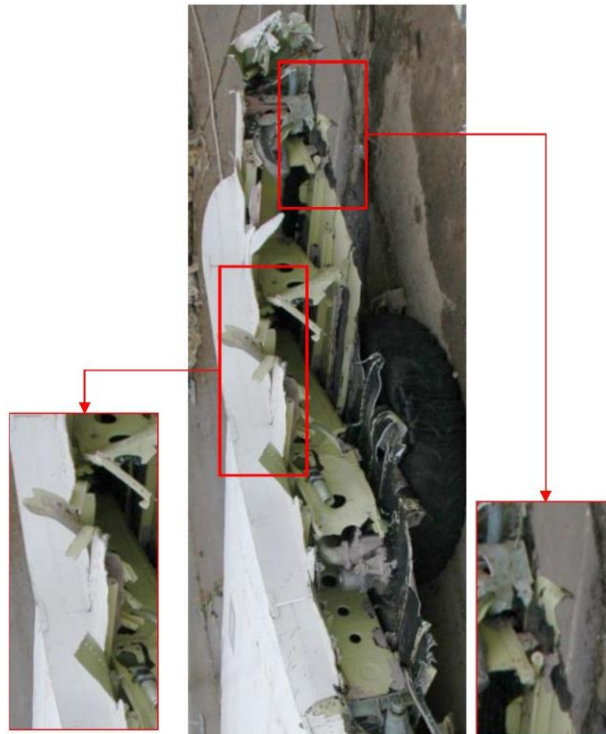
STATE	STAN
TIME	CZAS

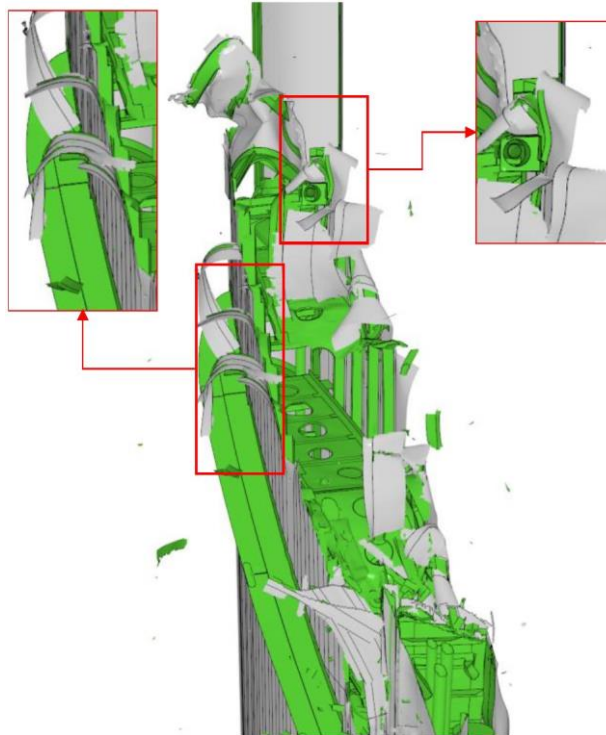
Rys. 3.25 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [20]





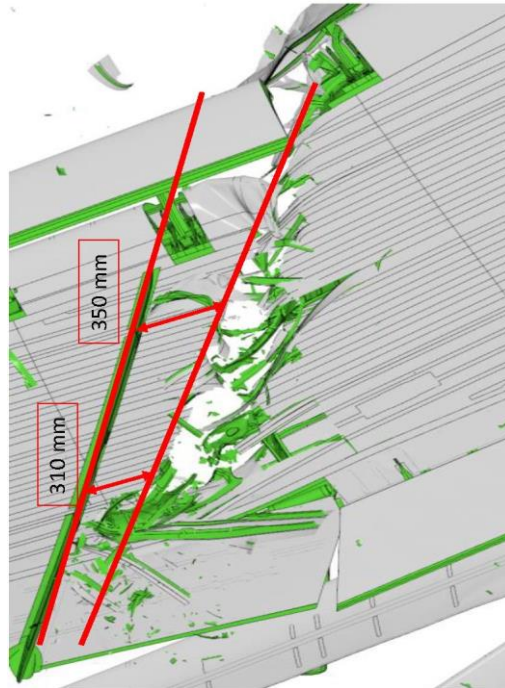
Rys. 3.26 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [20]





Rys. 3.27 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [20]

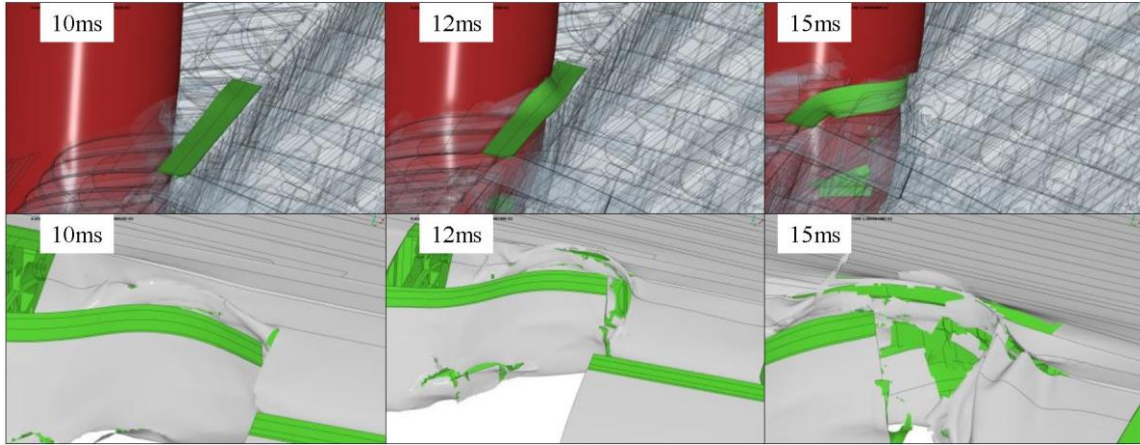




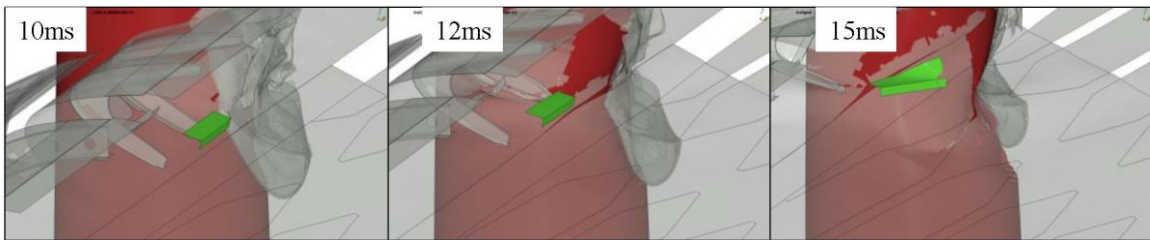
Rys. 3.28 Porównanie uszkodzeń urwanego skrzydła ze zdjęciami szczątków dostarczonymi przez Polską Podkomisję [20]



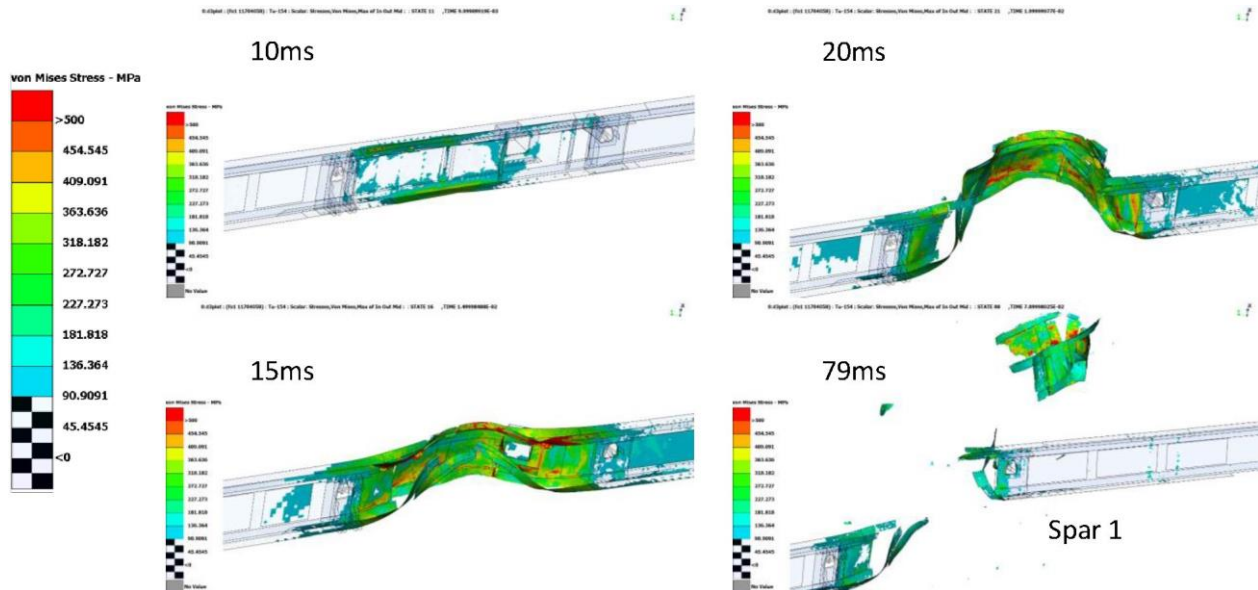
Rys. 3.29 Odlamki, które utkwily w pniu brzozy zidentyfikowane przez Polską Podkomisję [21]



Rys. 3.30 Analiza fragmentu górnej części w symulacji zderzenia z drzewem



Rys. 3.31 Analiza fragmentu dolnej części w symulacji zderzenia z drzewem

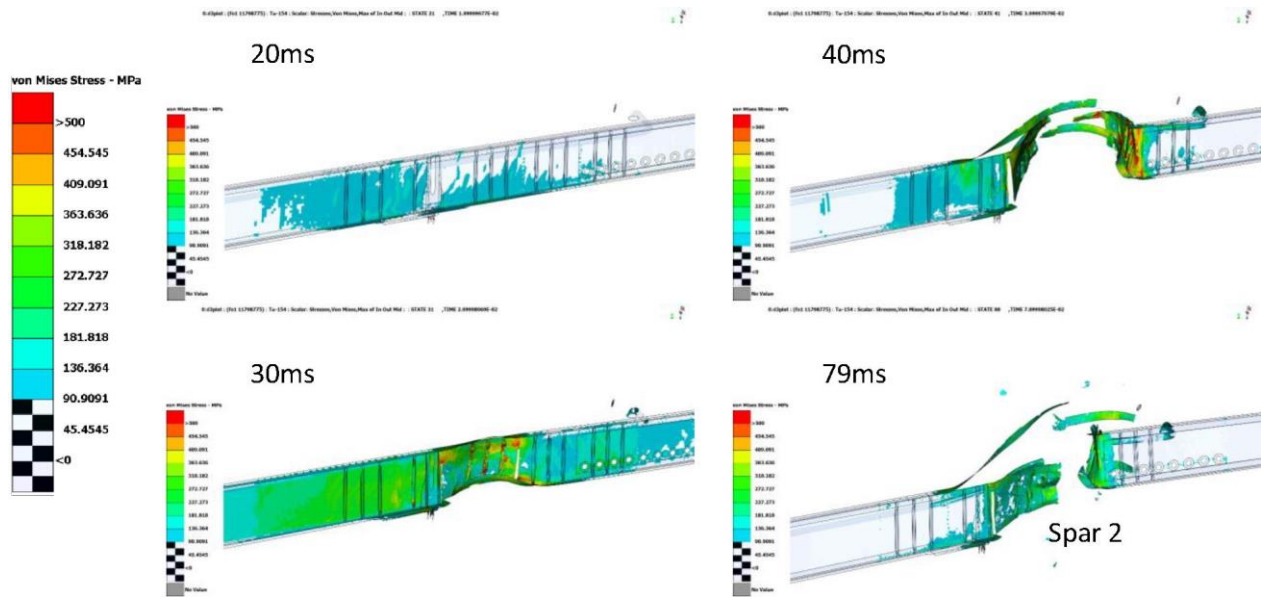


von Mises Stress - MPa	napężenie Von Misesa w MPa
STATE	STAN
TIME	CZAS

Spar 1

Dźwigar 1

Rys. 3.32 Naprężenia Von Misesa w Dźwigarze nr 1 - MPa



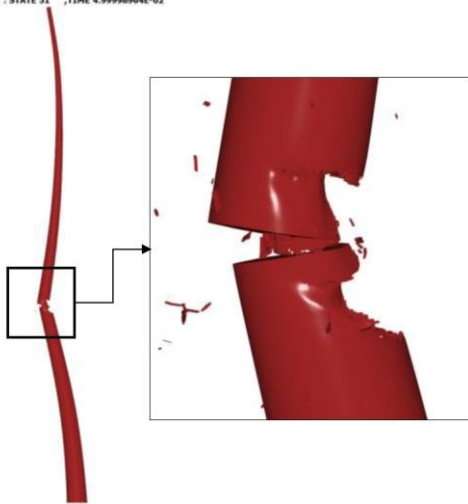
von Mises Stress - MPa	naprężenie Von Misesa w MPa
STATE	STAN
TIME	CZAS
Spar 2	Dźwigar Nr 2

Rys. 3.33 Naprężenia Von Misesa w Dźwigarze nr 2 - MPa

3.4.3 Symulacja trajektorii wierzchołka pnia drzewa

Z symulacji wynika, że pień drzewa pęka na dwa duże kawałki, co widać na zdjęciach dołączonych do Raportu MAK [1] oraz przekazanych przez Polską Podkomisję [19]. Drzewo rozpada się na dwie części w 50 ms od momentu pierwszego zderzenia, co widać na Rys. 3.17 oraz Rys. 3.34. Szczegółowy widok uszkodzeń drzew przedstawiono na Rys. 3.35. Analiza nie zawiera wszystkich sposobów uszkodzenia drzewa (takich jak rozszczepienie włókien), ponieważ symulacja nie może uchwycić poszczególnych włókien, które tworzą strukturę drzewa. Niemniej jednak, analiza wykazuje dużą zgodność z ogólnymi sposobami uszkodzenia drzewa.

0:d3plot : Tu-154 : STATE 51 : TIME 4.99998964E-02

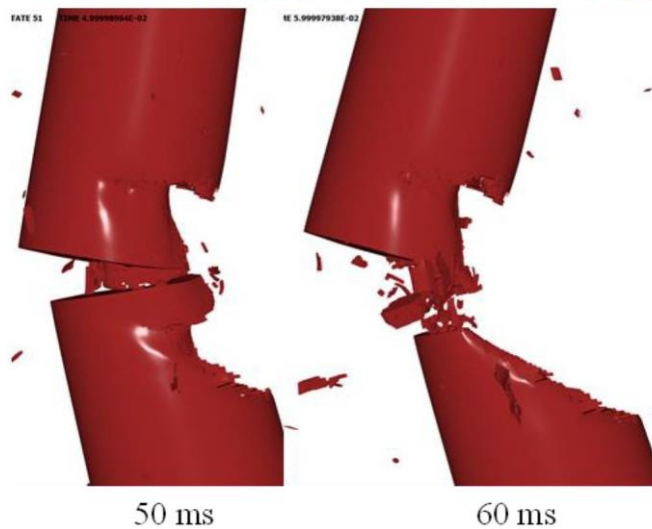


STATE	STAN
TIME	CZAS

Rys. 3.34 Analiza zderzenia z drzewem - uszkodzenie drzewa widok Nr 1



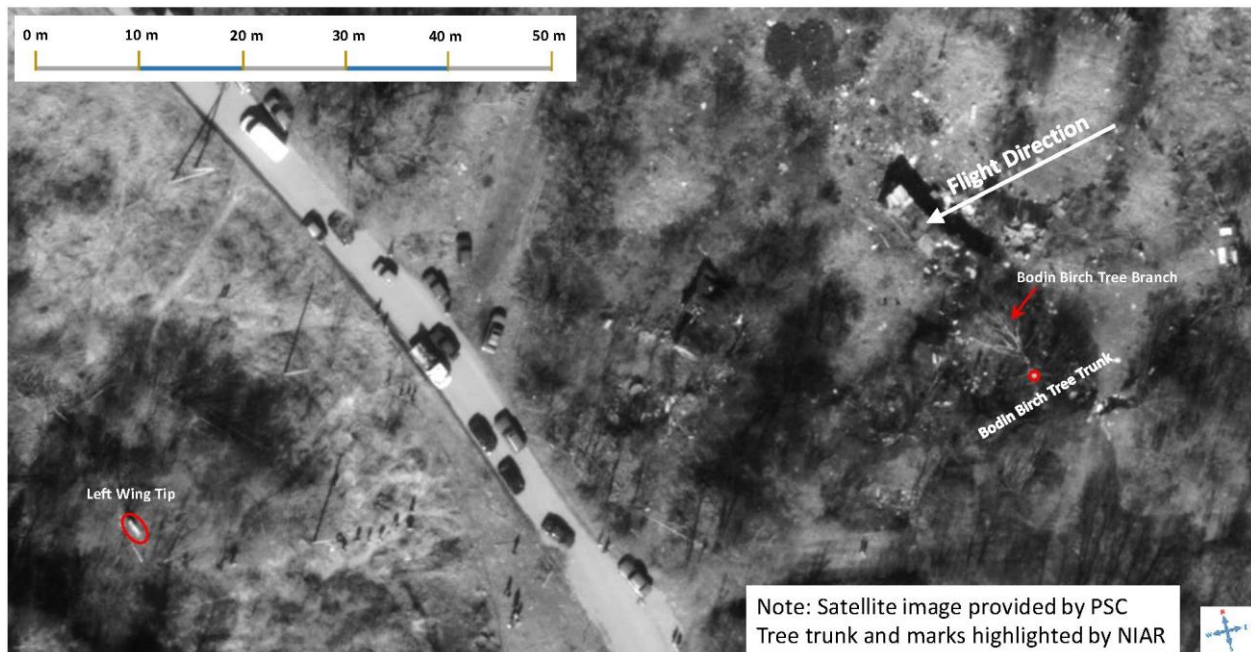
Rys. 3.35 Analiza zderzenia z drzewem - uszkodzenie drzewa widok Nr 2



STATE	STAN
TIME	CZAS

Rys. 3.36 Analiza zderzenia z drzewem - widok uszkodzenia drzewa

Na zdjęciu satelitarnym miejsca wypadku ze szczątkami statku powietrznego [19][6], widać, że po zderzeniu ze skrzydłem, górny fragment drzewa spadł w bok w kierunku chaty Bodina. Z perspektywy toru lotu samolotu górny fragment spadł w kierunku prawego skrzydła samolotu, jak pokazano na Rys. 3.37. Ponieważ analiza rekonstrukcji zderzenia skrzydła z drzewem nie była prowadzona na tyle długo, aby zobaczyć upadek drzewa na ziemię, przeprowadzono analizę trajektorii poprzez rozwiązanie równań ruchu w sześciu stopniach swobody (6DOF) przy użyciu programu Matlab Simulink.



Note: Satellite image provided by PSC Tree trunk and marks highlighted by NIAR

Uwaga: Zdjęcie satelitarne dostarczone przez polską podkomisję. Pień drzewa i ślady wyróżnione przez NIAR

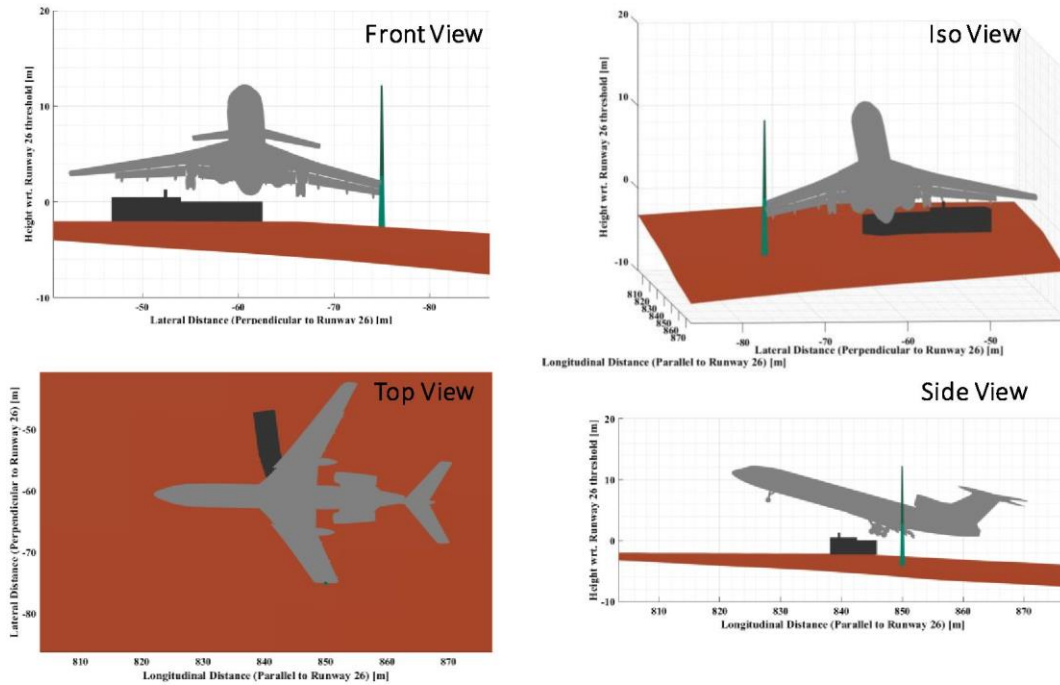
Rys. 3.37 Obraz satelitarny miejsca katastrofy, widok z bliska brzozy Bodina [19]

Symulacja trwa do momentu gdy fragment złamanego drzewa uderza w ziemię. Na podstawie obliczeń czas potrzebny na to, aby złamany fragment drzewa uderzył w ziemię wynosi 0,5 sekundy. Górna część złamanego kawałka drzewa uderza w ziemię, jak pokazano na rysunkach od 3.38 do 3.40.

W chwili uderzenia w ziemię środek ciężkości złamanego fragmentu drzewa przesunął się o 3,9 m w dół, 2,1 m w kierunku lotu i 0,8 m w kierunku prostopadłym do lotu od chaty Bodina.

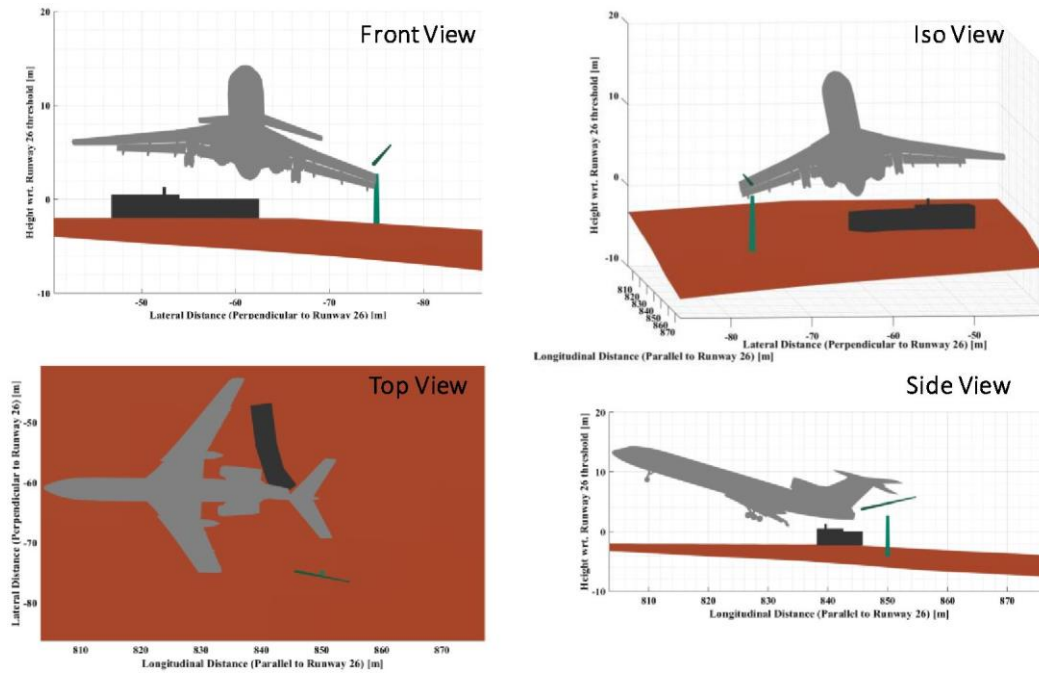
Wyniki te wskazują, że trajektorią złamanego kawałka drzewa rządzi głównie ruch obrotowy, a nie ruch postępowy. Odłamany fragment drzewa w momencie zderzenia z ziemią znajduje się bardzo blisko głównego korpusu drzewa, co zaobserwowano na zdjęciu satelitarnym

przedstawionym na Rys. 3.37. Orientacja odłamanego fragmentu jest inna w porównaniu z orientacją obserwowaną ze zdjęć satelitarnych i ze zdjęć z miejsca wypadku. Różnicę tę można przypisać uproszczeniu geometrii (gałęzie nie są objęte modelem) oraz nieuwzględnieniu efektów aerodynamicznych.



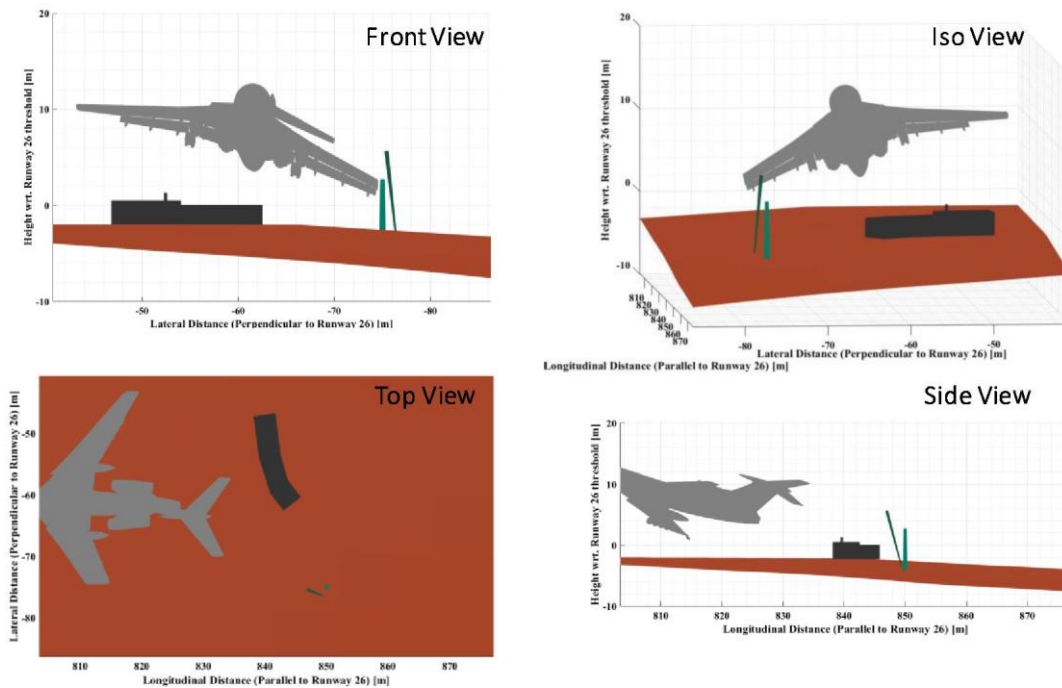
Front View	Widok z przodu
Top View	Widok z góry
Side View	Widok boczny
Iso View	Widok Iso
Lateral Distance (Perpendicular to Runway 26) [m]	Odległość boczna (prostopadła do drogi startowej 26) [m]
Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) [m]	Odległość wzdłużna (równoległa do drogi startowej 26) [m]
Height wrt. Runway 26 threshold [m]	Wysokość względem progu drogi startowej 26 [m]

Rys. 3.38 Analiza trajektorii złamanego wierzchołka drzewa objętego symulacją - czas: 0 (drzewo złamane na dwie części, górny i dolny pień)



Front View	Widok z przodu
Top View	Widok z góry
Side View	Widok boczny
Iso View	Widok Iso
Lateral Distance (Perpendicular to Runway 26) [m]	Odległość boczna (prostopadła do drogi startowej 26) [m]
Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) [m]	Odległość wzdłużna (równoległa do drogi startowej 26) [m]
Height wrt. Runway 26 threshold [m]	Wysokość względem progu drogi startowej [m]

Rys. 3.39 Analiza trajektorii złamanego wierzchołka drzewa w czasie symulacji - czas: 0,25 s



Front View	Widok z przodu
Top View	Widok z góry
Side View	Widok boczny
Iso View	Widok Iso
Lateral Distance (Perpendicular to Runway 26) [m]	Odległość boczna (prostopadła do drogi startowej 26) [m]
Longitudinal Distance (Parallel to Runway 26) [m]	Odległość wzdłużna (równoległa do drogi startowej 26) [m]
Height wrt. Runway 26 threshold [m]	Wysokość względem progu drogi startowej [m]

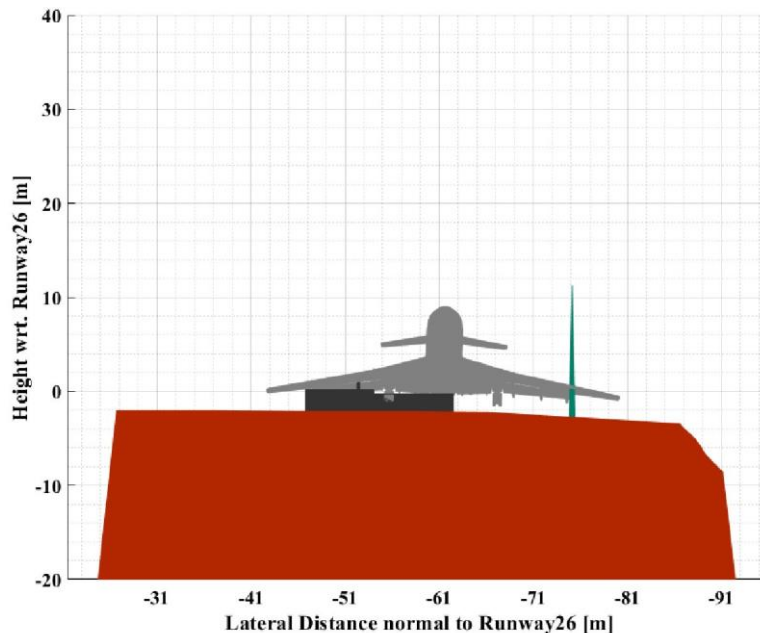
Rys. 3.40 Analiza trajektorii złamanego wierzchołka drzewa objętego symulacją - czas: 0,5 s

3.5 Porównanie z Raportem MAK

Zderzenie z brzożą wyznacza punkt krytyczny w sekwencji wypadkowej określonej w Raporcie MAK. W wyniku tego uderzenia samolot utracił zewnętrzne 6,5 m lewego skrzydła, co znacząco wpłynęło na statek powietrzny aż do momentu uderzenia w ziemię. W efekcie samolot uderzył w ziemię odwrócony. W niniejszym rozdziale omówiono podobieństwa i różnice zaobserwowane pomiędzy Raportem MAK a analizą rekonstrukcji wypadku wykonaną przez NIAR w celu analizy zderzenia lewego skrzydła z pniem brzoży.

- Według Raportu MAK, str. 75, lewe skrzydło samolotu uderzyło w brzożę Bodina na wysokości 5 m nad ziemią. Zderzenie z drzewem na wysokości 5 m jest niezgodne z ustaleniami w Raporcie Prokuratury [11], w którym podano, że statek powietrzny zderzył się z drzewem na wysokości 6,75 m. W przypadku zderzenia z drzewem na wysokości 5 m główne podwozie samolotu z prawej strony uderzyłoby w chatę Bodina,

jak pokazano na Rys. 3.41. Potwierdzają to zdjęcia wykonane na miejscu wypadku, na których widać, że chata Bodina nie została uderzona przez podwozie samolotu (patrz Rys. 3.42). Szczegółową analizę przedstawiono również w Załączniku II do Raportu z analizy trajektorii lotu [10].



Lateral Distance normal to Runway26 [m]	Odległość boczna normalna od drogi startowej 26 [m]
Height wrt. Runway26 [m]	Wysokość dotycząca drogi startowej 26 [m]

Rys. 3.41 Analiza trajektorii lotu wykonana przez NIAR pokazuje zderzenie z brzozą na wysokości 5 m wg Raportu MAK



Rys. 3.42 Zdjęcie chaty Bodina dostarczone przez Polską Podkomisję [19]

- Według Raportu MAK, str. 74, samolot uderzył w pień brzozy o średnicy 30-40 cm.

Średnica tego pnia drzewa jest w Raporcie MAK niedoszacowana. Z dokumentacji przekazanej w Raporcie Prokuratury [11] wynika, że średnica drzewa w miejscu uderzenia wynosiła 44-45 cm, co przedstawiono na Rys. 3.43.

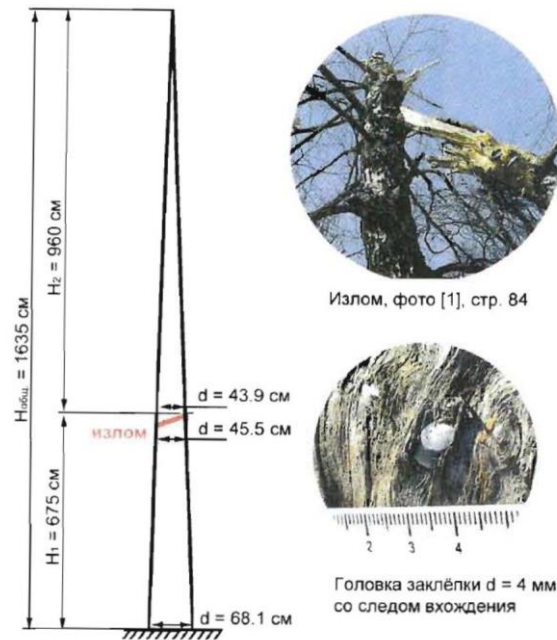


Рис. 1.8. Схема измерений ствола березы (реконструкция на момент столкновения).

Rys. 3.43 Rysunek z wymiarami drzew w Raporcie Prokuratury [11]

- Na stronie 75 Raportu MAK czytamy, że Zespół ds. badań powypadkowych znalazł fragmenty oddzielnego lewego płata skrzydła wbite w pień drzewa. Rys. 1.12 przedstawia obraz drzewa z Raportu MAK, na którym widać również fragmenty wbite w pień drzewa. Szczegółowe informacje dotyczące wbitych szczątków samolotu zostały przekazane przez Polską Podkomisję, co zostało opisane w Punkcie 3.4.2. W analizie rekonstrukcji zderzenia z drzewem przeprowadzonej przez NIAR ustalono, że możliwe jest wbicie w pień drzewa górnego fragmentu krawędzi natarcia skrzydła. Analiza wykazała, że drugi fragment (dźwigar 1 usztywnienie), nie uderza bezpośrednio w drzewo, ponieważ jest blokowany przez szczątki innych części. Szczegóły tej analizy są przedstawione w Punkcie 3.4.2.
- Na stronie 13 Raportu MAK stwierdzono, że 245 m od punktu pierwszego zderzenia z odchyleniem bocznym 60 m w lewo od przedłużonej osi drogi startowej statek powietrzny Tu-154M uderzył w pień brzozy o szerokości 30-40 cm, co doprowadziło do uszkodzenia lewego skrzydła i znacznego przechylenia statku na lewą stronę. Ostatecznie samolot rozbił się w pozycji odwróconej i został całkowicie zniszczony. Na stronie R6 Raportu MAK czytamy, że oddzieliło się 6,5 m lewego skrzydła po stronie

zewnętrznej. Z analizy przeprowadzonej przez NIAR wynika, że złamanie skrzydła przy uderzeniu w brzozę o średnicy pnia 44-45 cm jest realne dla warunków uderzenia i materiału przedstawionego w niniejszym raporcie. Materiał z brzozy powstał w wyniku serii eksperymentów i symulacji zdefiniowanych przy użyciu metody elementów składowych. Obszerne prace związane z opracowaniem reakcji materiałowej brzozy zostały udokumentowane w Rozdziale 2 w Załączniku III do Raportu . Ponadto, skrzydło Tu-154M zostało szczegółowo wymodelowane w celu odwzorowania rzeczywistego samolotu. Szczegółowa dokumentacja skrzydła znajduje się w Punkcie 4 Załącznika III do Raportu. Analiza przebudowy oddziaływania drzew została szczegółowo udokumentowana w Punkcie 4 Załącznika III. Podczas gdy analiza pokazuje, że przy 138 ms skrzydło odrywa się tylko do 3 dźwigara i nie dochodzi do pęknięcia dźwigara 3, szczegółowa analiza naprężeń na pozostałych przymocowanych częściach pokazuje bardzo niskie marginesy bezpieczeństwa (0,08) w porównaniu z naprężeniem końcowym materiału. W efekcie każde dodatkowe obciążenie aerodynamiczne, lub różnice w materiale/geometrii drzewa mogły spowodować całkowite pęknięcie końcówki lewego skrzydła.

- Według Tabeli 1 Raportu MAK, na którą składa się lista szczątków, uderzenie w brzozę (pozycja nr 8) występuje w pozycji podłużnej i bocznej odpowiednio w położeniu 856 m i -61 m. Fragment lewego skrzydła zewnętrznego (poz. nr 16 w Tabeli 1) znajduje się w położeniu podłużnym i bocznym odpowiednio 745 m i -40 m. Wskazuje to, że odpadłe lewe skrzydło znaleziono w odległości około 111 m (wzdłuż) od miejsca zderzenia. W pracy wykonanej przez Dinga i Biniendę [23], analizowano trajektorię skrzydła o długości 5,5 m dla warunków podobnych do uderzenia w brzozę (prędkość do przodu - 75m/s, prędkość pionowa - 11m/s i nachylenie - 14°) z wykorzystaniem równań ruchu Naviera-Stokesa dostosowanych do ciała sztywnego o 6 stopniach swobody i trójwymiarowych oraz ściśliwych. Wyniki wskazują, że końcówka skrzydła przemieszcza się o około 150 m w kierunku do przodu (wzdłuż) w kierunku toru lotu [23]. Oznacza to, że realne jest, aby odpadłe lewe skrzydło, jak to opisano w Raporcie MAK, pokonało odległość 111 m. NIAR zaleca Polskiej Podkomisji zastosowanie tej samej metodologii do dostarczonego przez NIAR szczegółowego modelu CAD skrzydła Tu-154M w celu przeprowadzenia analizy z uwzględnieniem rzeczywistej masy, geometrii i właściwości bezwładnościowych oderwanej części lewego skrzydła.
- Brzoza po uderzeniu nie podlega dalszej szczegółowej analizie w Raporcie MAK. Jednak jedno zdjęcie na stronie 75 wskazuje, że odłamany górny fragment brzozy (po zderzeniu) znajduje się blisko jej podstawy. Na podstawie rekonstrukcji zderzenia skrzydła z drzewem przeprowadzono analizę trajektorii przy zastosowaniu 6 stopni swobody w stosunku do górnego fragmentu drzewa, aby zrozumieć, gdzie wylądował na podstawie warunków początkowych obliczonych przez model analityczny. Analiza trajektorii jest udokumentowana w Punkcie 3.4.3. Na podstawie analizy stwierdzono, że złamana górna część pnia drzewa w momencie zderzenia z ziemią jest bardzo blisko dolnej części pnia drzewa zaobserwowanego na zdjęciu satelitarnym, przedstawionym

na Rys. 3.37. Orientacja złamanego kawałka jest inna niż orientacja zaobserwowana na zdjęciach satelitarnych i na zdjęciach z miejsca wypadku. Różnicę tę można przypisać uproszczeniu geometrii (gałęzie nie są modelowane) oraz braku uwzględnienia efektów aerodynamicznych.

- Dokładniejsza analiza Rys. 3.25 pokazuje, że niektóre zwiniecie krawędzi pęknięć na dolnej części poszycia skrzydła nie wywijają się na zewnątrz, jak pokazano na zdjęciach po zderzeniu dostarczonych przez Polską Podkomisję. Należy również pamiętać, że zdjęcia odłamków skrzydeł użyte do porównania na Rys. 3.24, Rys. 3.25 i Rys. 3.26 zostały wykonane w magazynie i NIAR nie posiada żadnych udokumentowanych uszkodzeń, których odłamki skrzydeł mogłyby doznać podczas transportu lub przechowywania [20]. NIAR zaleca Polskiej Podkomisji, aby zażądała lub przeprowadziła szczegółową analizę powierzchni uszkodzeń dolnej części poszycia w celu potwierdzenia, czy wywinięcie dolnej części poszycia na zewnątrz było spowodowane obciążeniami wynikającymi z uderzenia w drzewo.

4 Rekonstrukcja wypadku: zderzenie z ziemią

W niniejszym rozdziale podsumowano rekonstrukcję części wypadku związanego ze zderzeniem z ziemią. Zawiera on przegląd kryteriów oceny przeżywalności i konstrukcji, opis modelu analizy oraz wyniki symulacji zderzenia.

4.1 Kryteria oceny rekonstrukcji zderzenia z ziemią

4.1.1 Kryteria oceny przeżywalności i dokumentacja pomocnicza

Do analizy przeżywalności w wypadku statku powietrznego Tu154 zostanie zastosowany cały szereg kryteriów. Typowe kryteria, jakie musi spełnić wypadek, aby można go było uznać za "możliwy do przeżycia", przedstawiono w Punkcie 4.1.1.1. Są to ugruntowane kryteria, które zostały wykorzystane w przemyśle lotniczym i astronautycznym do badania przeżywalności [26] [27] [28]. Polska Podkomisja [7] przeprowadziła analizę obrażeń, opisując stopień ciężkości obrażeń, jakich doznał każdy z pasażerów. Wyjaśnienie kryteriów stosowanych w tej analizie przedstawiono w Punkcie 4.1.1.2

4.1.1.1 Kryteria oceny przeżywalności

I. Utrzymanie przestrzeni zapewniającej przeżywalność

Ogólna przestrzeń do przeżycia musi być utrzymywana podczas szczytowego momentu dynamicznego zdarzenia, jak również podczas wszelkich trwałych deformacji spowodowanych przez zdarzenie. Kryterium to będzie oceniane dla każdego rzędu na podstawie odkształcenia przekroju poprzecznego kadłuba, w którym znajduje się każdy rząd. Patrz Rys. 4.2.

II. Utrzymanie obciążeń powodowanych przez wytracanie prędkości dla osób przebywających na pokładzie:

Muszą być przestrzegane limity kryteriów obrażeń określone w 14 CFR 25.562 [29] :

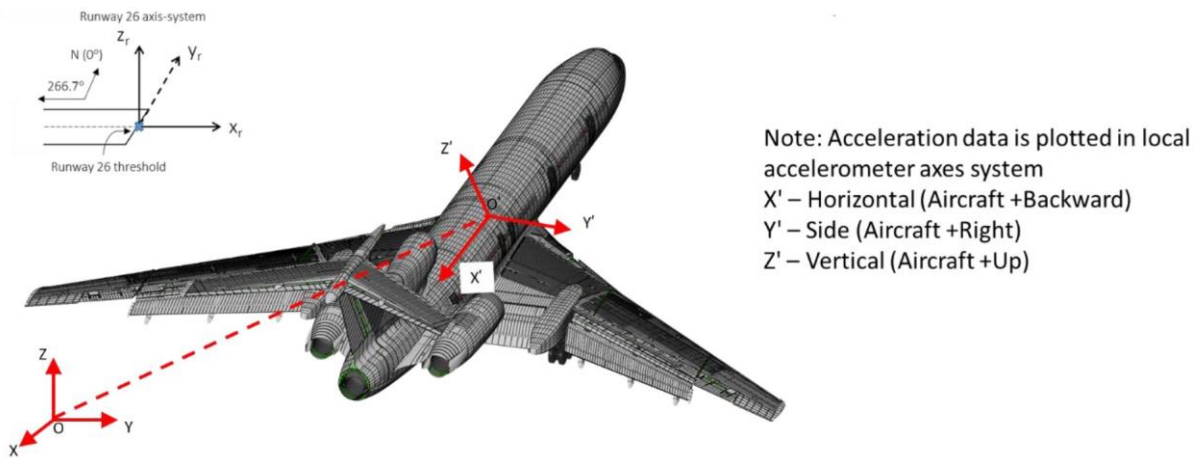
- Jeżeli dla członków załogi stosowane są pasy na górną część tułowia, to obciążenie pojedynczych pasów nie może przekraczać 1750 funtów. Jeżeli do unieruchomienia górnej części tułowia używane są podwójne taśmy, łączne obciążenie naciągu taśmy nie może przekraczać 2 000 funtów.
- Maksymalne obciążenie ściskające mierzone między miednicą a kręgosłupem lędźwiowym manekina antropomorficznego nie może przekraczać 1 500 funtów.
- W przypadku gdy może dojść do kontaktu głowy z siedzeniami lub innymi elementami konstrukcyjnymi, należy zapewnić taką ochronę, aby uderzenie głową nie przekroczyło kryterium urazu głowy (HIC) wynoszącego 1 000 jednostek.

- W przypadku gdy obrażenia nóg mogą powstać w wyniku kontaktu z siedzeniami lub innymi elementami konstrukcji, należy zapewnić ochronę przed obciążeniami osiowymi przekraczającymi 2 250 funtów w każdej kości udowej.

Kryteria te muszą być spełnione w następujących dynamicznych warunkach awaryjnego lądowania określonych w 14 CFR 25.562 [29] dla siedzeń i pasażerów statku powietrznego:

- "Zmiana prędkości pionowej w dół (Δv) o wartości nie mniejszej niż 35 stóp na sekundę, przy osi podłużnej samolotu odchylonej o 30 stopni w dół w stosunku do płaszczyzny poziomej i do poziomu skrzydeł. Szczytowe wytracanie prędkości podłogi musi mieć miejsce w czasie nie dłuższym niż 0,08 sekundy od momentu zderzenia i musi osiągnąć minimum 14g."
- "Zmiana prędkości wzdłużnej w przód (Δv) nie mniejsza niż 44 stopy na sekundę, przy poziomej osi podłużnej samolotu i odchyleniu od kursu o 10 stopni w prawo lub w lewo, w zależności od tego, co spowodowałoby największe prawdopodobieństwo przesunięcia urządzenia przytrzymującego górną część tułowia (jeśli jest zainstalowane) przesuwać z ramienia pasażera, oraz na poziomie skrzydeł. Szczytowe wytracanie prędkości podłogi musi mieć miejsce w czasie nie dłuższym niż 0,09 sekundy od momentu zderzenia i musi osiągnąć minimum 16."

Kryteria te zostaną ocenione w modelu numerycznym dla statku powietrznego Tu154 poprzez analizę poziomów przyspieszeń i prędkości podłogi. Zostaną one pobrane z elementów akcelerometru w modelu przy użyciu lokalnych współrzędnych podłogi, zgodnie z Rys. 4.1. Kiedy wielkości przyspieszenia podłogi kabiny przekraczają poziomy określone w 14 CFR część 25.562 [29], zgodnie z przewidywaniami siedzenia mogą pęknąć, zwiększając tym samym ryzyko poważnych obrażeń lub śmierci pasażerów.



Runway 26 axis-system

Układ współrzędnych drogi startowej 26



Runway 26 threshold	Próg drogi startowej 26
Note: Acceleration data is plotted in local accelerometer axes system	Uwaga: Dane dotyczące przyspieszenia są wykreslane w lokalnym układzie współrzędnych przyśpieszeniomierza
X' - Horizontal (Aircraft +Backward)	X" - poziomo (samolot + wstecz)
Y'-Side (Aircraft +Right)	Y- w bok (samolot + w prawo)
Z'-Vertical (Aircraft +Up)	Z - pionowo (samolot + w górę)

Rys. 4.1 Lokalny wyjściowy układ współrzędnych przyspieszeniomierza

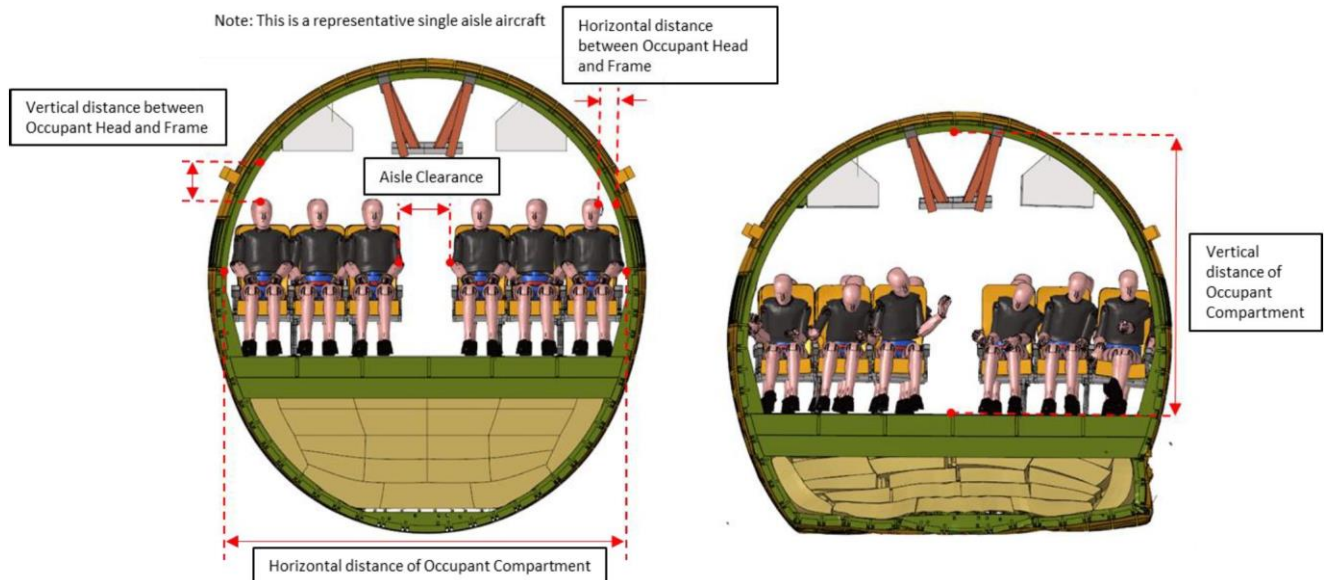
III. Utrzymanie elementów masy

14 CFR, część 25.562(c)(7) [29] stanowi "Siedzisko musi pozostać przymocowane we wszystkich punktach mocowania, mimo że konstrukcja mogła się ugiąć". Inne duże elementy masy, takie jak schowki bagażowe, również muszą być przymocowane, aby uniknąć obrażeń głów pasażerów.

IV. Utrzymanie dróg ewakuacyjnych

Zgodnie z postanowieniami 14, części 25 CFR 25.815 minimalna odległość między przejściami wynosząca 12 do 15 cali musi być zachowana przez cały czas, aby umożliwić ewakuację pasażerów. Plastikowe odkształcenia konstrukcji nośnej w pobliżu drzwi wyjściowych powinny umożliwić otwarcie drzwi wyjściowych. Należy ocenić wypaczenia podłogi i awarie belek stropowych. Muszą one być w stanie utrzymać ciężar pasażerów i umożliwić ich ewakuację.

Kryteria te zostaną ocenione w modelu numerycznym statku powietrznego Tu154 poprzez zbadanie odkształceń plastikowych konstrukcji nośnej podłogi i konstrukcji nośnej drzwi wyjściowych.



Vertical distance between Occupant Head and Frame	Odległość pionowa między głową pasażera a ramą
Note: This is a representative single aisle aircraft	Uwaga: Jest to reprezentatywny statek powietrzny z jednym przejściem między fotelami
Horizontal distance between Occupant Head and Frame	Odległość w poziomie między głową pasażera a ramą
Aisle Clearance	Szerokość przejścia między fotelami
Horizontal distance of Occupant Compartment	Odległość w poziomie w kabinie pasażerskiej
Vertical distance of Occupant Compartment	Odległość w pionie w kabinie pasażerskiej

Rys. 4.2 Przykład kryteriów oceny zdarzenia z możliwością przeżycia

4.1.1.2 Analiza obrażeń wykonana przez Polską Podkomisję

Polska Podkomisja udostępniła wyniki analizy wykonanej przez jej członków, w celu udokumentowania dostępnych danych dotyczących obrażeń pasażerów i lokalizacji ofiar na miejscu katastrofy. Dokumentacja składa się z raportów i arkuszy kalkulacyjnych klasyfikujących i oceniających obrażenia doznane przez każdego z pasażerów zgodnie z wynikami autopsji. Niektóre miejsca siedzące pasażerów w samolocie zostały podane przez polską podkomisję na podstawie protokołu i zdjęć wykonanych przez pasażerów wewnątrz samolotu.

W celu ochrony danych do każdego pasażera przypisano numer, a wszystkie dane zostały oznaczone odpowiadającym im numerem pasażera. Zgodnie z liczbą pasażerów na pokładzie samolotu, przypisano numery pasażerom od 1 do 96.

I. Dane nt. obrażeń

Obrażenia ciał ofiar, zostały sklasyfikowane w dwóch kategoriach: obrażenia układu kostnego i obrażenia organów wewnętrznych. Do każdej z wyżej wymienionych kategorii należy kilka rodzajów kości lub narządów. W Tabeli 4.1 zawiera zestawienie rodzajów kości uznanych za

przedmiot analiz w raportach z autopsji.

Tabela 4.1 Wykaz udokumentowanych uszkodzonych kości [7]

1	Czaszka	2	Kość żuchwy i szczęki
3	Kość gnykowa	4	Kość prawego obojczyka
5	Kość lewego obojczyka	6	Prawa łopatka
7	Lewa łopatka	8	Prawa strona żeber
9	Lewa strona żeber	10	Górna część grzbietu nosa
11	Kręgosłup szyjny	12	Kręgosłup piersiowy
13	Kręgosłup lędźwiowy	14	Kość krzyżowa
15	Kość ogonowa	16	Prawa kość ramieniowa
17	Lewa kość ramieniowa	18	Prawa kość łokciowa
19	Lewa kość łokciowa	20	Prawa kość promieniowa
21	Lewa kość promieniowa	22	Prawa kość nadgarstka
23	Lewa kość nadgarstka	24	Prawa kość śródreżcza
25	Lewa kość śródreżcza	26	Kości palców prawej dłoni
27	Kości palców lewej dłoni	28	Prawa kość biodrowa
29	Lewa kość biodrowa	30	Prawa kość łonowa
31	Lewa kość łonowa	32	Spojenie łonowe
33	Prawa kość kulszowa	34	Lewa kość kulszowa
35	Prawa kość udowa	36	Lewa kość udowa
37	Prawa rzepka	38	Lewa rzepka
39	Prawa kość piszczelowa	40	Lewa kość piszczelowa
41	Prawa kość strzałkowa	42	Lewa kość strzałkowa
43	Prawa kość stępu	44	Lewa kość stępu
45	Prawa kość śródstopia	46	Lewa kość śródstopia
47	Kości prawego palca u nogi	48	Kości lewego palca u nogi

Uszkodzenie kości ocenia się w skali od 0 do 4, przypisując wyższe wartości z poważniejszym urazom. Tabela 4.2 opisuje kryterium poziomu uszkodzenia stosowane dla układu kostnego.

Tabela 4.2 Kryterium poziomu uszkodzenia układu kostnego [7]

Wielkość	Opis
0	Brak uszkodzeń
1	Pojedyncze złamanie, złamania kości
2	Liczne złamania i pęknięcia, przemieszczenia, odłamki
3	Wielokrotne złamania z dużymi przemieszczeniami, fragmentacją lub brakiem kawałków kości
4	Odcięcie, zgniecenie, liczne braki, poważne uszkodzenia

Rys. 4.3 pokazuje przykładowy sposób zbierania przez Polską Podkomisję danych dotyczących uszkodzenia układu kostnego pasażera Nr 71 [7]. Wielkość uszkodzenia każdej kości pasażera Nr 71 jest uszeregowana według kryterium wprowadzonego w Tabeli 4.2.

DAMAGES TO THE BONE STRUCTURE	
skull	4
jaw bone	2
hyoid bone	0
right collarbone	0
left collarbone	1
right shoulderblade	2
left shoulderblade	2
right side of ribs	3
left side of ribs	3
bridge	3
neck spine	1
chest spine	3
lumbar spine	2
lumbae spine	2
sacrum	0
talbone	0
right humerus	4
left humerus	2
right ulna	1
left ulna	1
right radius	1
left radius	1
right wrist bone	1
left wrist bone	0
right metacarpal bone	2
left metacarpal bone	0
finger bones of the right hand	0
finger bones of the left hand	0
right hip bone	1
left hip bone	3
right pubis bone	4
left pubis bone	3
pubic symphysis	3
right ischium	1
left ischium	3
right femur	3
left femur	1
right kneecap	3
left kneecap	0
right tibial bone	1
left tibial bone	3
right fibula	4
left fibula	3
right tarsal bone	4
left tarsal bone	4
right metatarsal	1
left metatarsal	3
right bones of toes	2
left bones of toes	2
	0
	1

POINTS FOR DAMAGES TO THE BONE STRUCTURE

0 - no mechanical damages
1 - single fractures, broken bones
2 - multiple breaks and fractures, displacements, splinters
3 - multiple fractures with major displacements, fragmentation or missing pieces of bone
4 - amputation, crushing, numerous missing pieces, massive damage

DAMAGES TO THE BONE STRUCTURE	USZKODZENIA UKŁADU KOSTNEGO
POINTS FOR DAMAGES TO THE BONE STRUCTURE	PUNKTY PRZYZNAWANE ZA USZKODZENIA UKŁADU KOSTNEGO
0 - no mechanical damages	0 - brak obrażeń mechanicznych
1 - single fractures, broken bones	1 - pojedyncze złamania, złamania kości
2 - multiple breaks and fractures, displacements, splinters	2 - liczne złamania i pęknięcia, przemieszczenia, odłamki
3 - multiple fractures with major displacements, fragmentation or missing pieces of bone	3 - wielokrotne złamania z dużymi przemieszczeniami, fragmentacją lub brakiem kawałków kości
4 - amputation, crushing, numerous missing pieces, massive damage	4 - odcięcie, zgniecenie, liczne braki, poważne obrażenia
skull	czaszka
jaw bone	kość żuchwy i szczęki
hyoid bone	kość gnykowa

right collarbone	kość prawego obojczyka
left collarbone	kość lewego obojczyka
right shoulder blade	prawa łopátka
left shoulder blade	lewa łopátka
right side of ribs	prawa strona żeber
left side of ribs	lewa strona żeber
bridge	górna część grzbietu nosa
neck spine	kręgosłup szyjny
chest spine	kręgosłup piersiowy
lumbar spine	kręgosłup lędźwiowy
sacrum	kość krzyżowa
tailbone	kość ogonowa
right humerus	prawa kość ramieniowa
left humerus	lewa kość ramieniowa
right ulna	prawa kość łokciowa
left ulna	lewa kość łokciowa
right radius	prawa kość promieniowa
left radius	lewa kość promieniowa
right wrist bone	prawa kość nadgarstka
left wrist bone	lewa kość nadgarstka
right metacarpal bone	prawa kość śródreńcza
left metacarpal bone	lewa kość śródreńcza
finger bones of the right hand	kości palców prawej dłoni
finger bones of the left hand	kości palców lewej dłoni
right hip bone	prawa kość biodrowa
left hip bone	lewa kość biodrowa
right pubis bone	prawa kość łonowa
left pubis bone	lewa kość łonowa
pubic symphysis	spojenie łonowe
right ischium	prawa kość kulszowa
left ischium	lewa kość kulszowa
right femur	prawa kość udowa
left femur	lewa kość udowa
right kneecap	prawa rzepka
left kneecap	lewa rzepka
right tibial bone	prawa kość piszczelowa
left tibial bone	lewa kość piszczelowa
right fibula	prawa kość strzałkowa
left fibula	lewa kość strzałkowa
right tarsal bone	prawa kość stępu
left tarsal bone	lewa kość stępu
right metatarsal	prawa kość śródstopia
left metatarsal	lewa kość śródstopia
right bones of toes	prawe kości palców u nóg
left bones of toe	lewe kości palców u nóg

Rys. 4.3 Uszkodzenie układu kostnego - Pasażer Nr 71 [7]

Podobnie jak w przypadku oceny uszkodzeń kości, Polska Podkomisja dokonała klasyfikacji narządów wewnętrznych na podstawie informacji uzyskanych z autopsji [7]. Tabela 4.3 zawiera wykaz narządów wewnętrznych udokumentowanych do oceny obrażeń.

Tabela 4.3 Wykaz udokumentowanych narządów wewnętrznych [7]

1	Mózg	2	Rdzeń kręgowy
3	Usta	4	Przełyk
5	Żołądek	6	Jelito cienkie
7	Jelito grube	8	Wątroba
9	Trzustka	10	Tarczycza
11	Przytarczycze	12	Opłucna
13	Narządy płciowe i rozrodcze	14	Jama nosowa
15	Gardło	16	Tchawica
17	Oskrzela	18	Płuca
19	Śledziona	20	Serce
21	Aorta	22	Nerki i nadnercze
23	Moczowód	24	Pęcherz

Polska Podkomisja opracowała kryterium w celu oceny uszkodzeń narządów wewnętrznych [7]. Wielkość uszkodzeń oceniana jest w skali od 0 do 4. Tabela 4.4 opisuje definicję wielkości uszkodzenia narządów wewnętrznych.

Tabela 4.4 Kryterium oceny wielkości uszkodzeń narządów wewnętrznych [7]

Wielkość	Opis
0	Brak uszkodzeń
1	Krwotok, krwiak brak zniszczenia ciągłości tkanek
2	Pęknięcia, rozszczepienie, zniszczenie ciągłości bez poważnego uszkodzenia tkanki
3	Poważne uszkodzenia, rozerwanie, zmiążdżenie
4	Masywne uszkodzenie, zmiążdżenie, rozerwanie z uszkodzeniem tkanek

Na Rys. 4.4 pokazano przykład gromadzenia danych dotyczących uszkodzeń narządów wewnętrznych dla pasażera Nr 71 w dokumentacji dostarczonej przez Polską Podkomisję [7].

DAMAGES TO THE INTERNAL ORGANS	
brain	4
spinal cord	0
mouth	3
esophagus	0
stomach	0
small intestine	2
large intestine	0
liver	3
pancreas	1
thyroid	0
parathyroid	0
pleura	3
genitals and reproductive system	0
nasal cavity	3
throat	0
trachea	2
bronchi	0
lungs	3
spleen	3
heart	3
aorta	3
kidneys and adrenal	3
ureters	0
bladder	2

POINTS FOR DAMAGES TO INTERNAL ORGANS	
0	no damages
1	hemorrhage, hematoma, no destruction of the continuity of tissue
2	cracks, splits, destruction of the continuity without serious damage to the tissue
3	massive damages, tearing, crushing
4	massive damages, crushing, tearing with tissue damages

DAMAGES TO THE INTERNAL ORGANS	USZKODZENIA NARZĄDÓW WEWNĘTRZNYCH
POINTS FOR DAMAGES TO INTERNAL ORGANS	PUNKTY PRZYZNAWANE W OCENIE USZKODZEŃ NARZĄDÓW WEWNĘTRZNYCH
0 - no damages	0 - brak obrażeń
1 - hemorrhage, hematoma, no destruction of the continuity of tissue	1 - krwotok, krwiak brak zniszczenia ciągłości tkanek
2 - cracks, splits, destruction of the continuity without serious damage to the tissue	2 - pęknięcia, rozszczepienie, zniszczenie ciągłości bez poważnego uszkodzenia tkanki
3 - massive damages, tearing, crushing	3 - poważne uszkodzenia, rozerwanie, zmiżdżenie
4 - massive damages, crushing, tearing with tissue damages	4 - poważne uszkodzenia, zmiżdżenie, rozerwanie z uszkodzeniem tkanek
brain	mózg
spinal cord	rdzeń kręgowy
mouth	usta
esophagus	przełyk
stomach	żołądek
small intestine	jelito cienkie
large intestine	jelito grube
liver	wątroba
pancreas	trzustka
thyroid	tarczyca
parathyroid	przYTarczyce
pleura	opłucna
genitals and reproductive system	narządy płciowe i rozrodcze
nasal cavity	jama nosowa
throat	gardło
trachea	tchawica
bronchi	oskrzela
lungs	płuca
spleen	śledziona
heart	serce
aorta	aorta
kidneys and adrenal	nerki i nadnercze
ureters	moczowód
bladder	pęcherz

Rys. 4.4 Uszkodzenie narządów wewnętrznych - Pasażer Nr 71 [7]

II. Ocena obrażeń

Członkowie Polskiej Podkomisji stworzyli kryterium przypisujące każdemu pasażerowi ocenę istotności obrażeń [7]. Opracowane kryterium uwzględnia następujące aspekty liczbowe:

- Liczba obszarów uszkodzeń: chodzi tutaj o policzenie poszczególnych uszkodzonych kości i narządów. Wartość ta mieści się w przedziale od 0 do 72.
- Suma wartości obrażeń: jest sumą wszystkich wartości wielkości obrażeń związanych z obszarami uszkodzeń każdego pasażera. Wartość ta mieści się w przedziale od 0 do 288.
- Średnia ważona: średnia uszkodzeń przypisanych do wszystkich kości i organów. Wartość tę uzyskuje się dzieląc sumę wartości obrażeń przez całkowitą liczbę kości i narządów (72).

Rys. 4.5 zestawiono wartości obrażeń pasażera Nr 71 zgodnie z kryterium obrażeń Polskiej Podkomisji.

NUMBER OF DAMAGED AREAS (0 to 72)
54
SUM OF INJURY VALUES (0 to 288)
128
WEIGHTED AVERAGE (0 to 4)
1.78

NUMBER OF DAMAGED AREAS (0 to 72)	LICZBA USZKODZONYCH OBSZARÓW (od 0 do 72)
SUM OF INJURY VALUES (0 to 288)	SUMA WARTOŚCI OBRAŻEŃ (od 0 do 288)
WEIGHTED AVERAGE (0 to 4)	ŚREDNIA WAŻONA (od 0 do 4)

Rys. 4.5 Wartości obrażeń – Pasażer Nr 71 [7]

NIAR stworzył dodatkową metodologię klasyfikacji z wykorzystaniem danych Polskiej Podkomisji [7], mającą na celu ułatwienie wizualizacji i porównania obrażeń odniesionych przez poszczególnych pasażerów. Rys. 4.6 przedstawia wartości obrażeń układu kostnego i narządów wewnętrznych przypadających na dany obszar ciała.

Bone Structure	Body Parts	Internal Organs
4.00	Skull	3.33
1.00	Jaw Region*	
3.00	Neck	0.00
2.00	U. Torso	1.75
1.25	U. Extr.	
2.22	L. Torso	1.17
2.00	L. Extr.	

* Jaw region includes jaw bone and hyoid bone

Bone Structure	Układ kostny
Body Parts	Części ciała

Skull	Czaszka
Jaw Region*	Rejon szczęki i żuchwy*
Neck	Szyja
U. Torso	Górna część tułowia
U Extr.	Górny skrajny odcinek
L. Torso	Dolna część tułowia
L Extr.	Dolna skrajna część
Internal Organs	Narządy wewnętrzne
* Jaw region includes jaw bone and hyoid bone	* Okolica szczęki obejmuje kość szczękową i kość gnykową

Rys. 4.6 Wartości obrazów przypadające na obszar ciała – Pasażer Nr 71

III. Raport nt. Obrażeń

Rys. 4.7 przedstawia ocenę obrażeń Pasażera Nr 71 na podstawie danych omówionych w tej części. NIAR stworzył obraz ciała oznaczony kolorami, aby ułatwić wizualizację danych. Kolorowe obszary na zdjęciach ciała są powiązane z wartościami podanymi na Rys. 4.6.

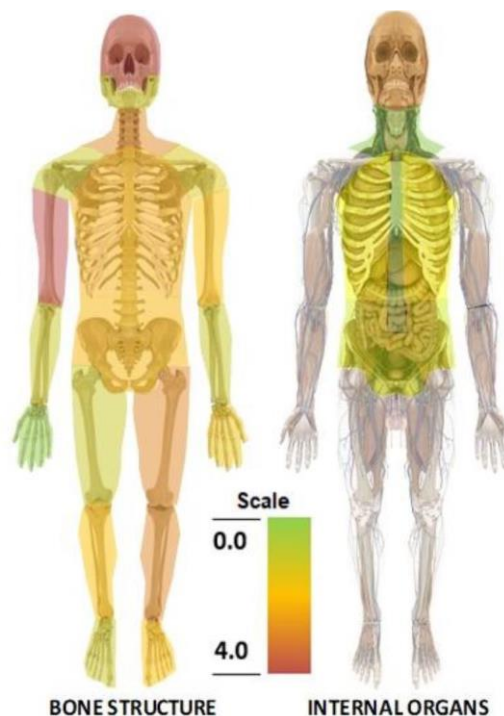
NIAR sporządził raport dotyczący obrażeń w którym zebrano dane przedstawione na rysunkach od 4.3 do Rys. 4.7. Na Rys. 4.8 widać raport z obrażeń ciała Pasażera Nr 71. NIAR sporządził kompletne raporty nt. obrażeń wszystkich pasażerów na podstawie danych zawartych w dokumentacji Polskiej Podkomisji. Indywidualne raporty nt. obrażeń powiązane z każdym pasażerem są załączone w Dodatku B do Załącznika IV do Raportu.

Bone Structure	Body Parts	Internal Organs
4.00	Skull	3.33
1.00	Jaw Region*	
3.00	Neck	0.00
2.00	U. Torso	1.75
1.25	U. Extr.	
2.22	L. Torso	1.17
2.00	L. Extr.	

* Jaw region includes jaw bone and hyoid bone

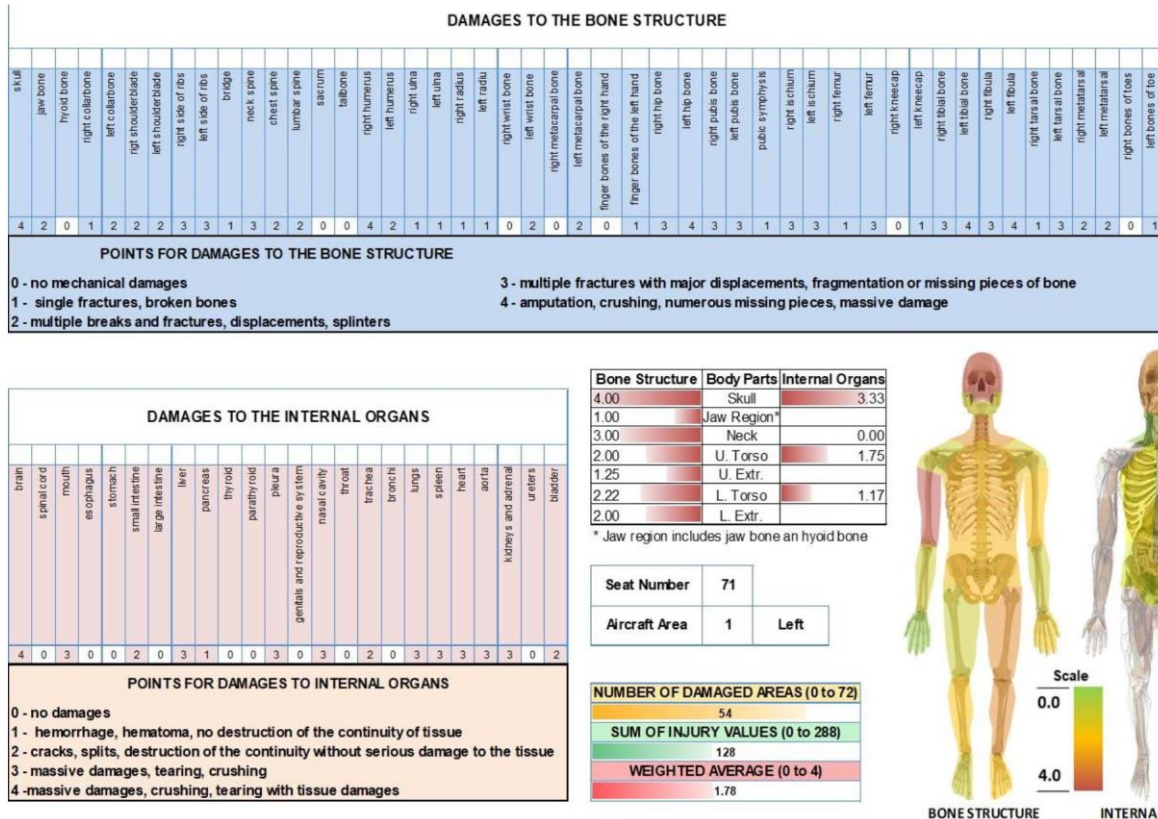
Seat Number	71
Aircraft Area	1 Left

NUMBER OF DAMAGED AREAS (0 to 72)	54
SUM OF INJURY VALUES (0 to 288)	128
WEIGHTED AVERAGE (0 to 4)	1.78



Bone Structure	Układ kostny
Body Parts	Części ciała
Skull	Czaszka
Jaw Region*	Rejon szczęki i żuchwy*
Neck	Szyja
U. Torso	Górna część tułowia
U. Extr.	Górna część Skrajna
L. Torso	dolna część tułowia
L. Extr.	dolna część Skrajna
Internal Organs	Narządy wewnętrzne
* Jaw region includes jaw bone and hyoid bone	* Okolica szczęki obejmuje kość szczękową i kość gnykową
Seat Number	Nr siedzenia
Aircraft Area	Obszar w samolocie
Left	Lewa strona
NUMBER OF DAMAGED AREAS (0 to 72)	LICZBA USZKODZONYCH OBSZARÓW (od 0 do 72)
SUM OF INJURY VALUES (0 to 288)	SUMA WARTOŚCI OBRAŻEŃ (od 0 do 288)
WEIGHTED AVERAGE (0 to 4)	ŚREDNIA WAŻONA (od 0 do 4)
Scale	Skala
BONE STRUCTURE	UKŁAD KOSTNY
INTERNAL ORGANS	NARZĄDY WEWNĘTRZNE

Rys. 4.7 Ocena obrażeń – Pasażer Nr 71





DAMAGES TO THE BONE STRUCTURE	USZKODZENIA UKŁADU KOSTNEGO
POINTS FOR DAMAGES TO THE BONE STRUCTURE	PUNKTY PRZYZNAWANE ZA USZKODZENIA UKŁADU KOSTNEGO
0 - no mechanical damages	0 - brak uszkodzeń mechanicznych
1 - single fractures, broken bones	1 - pojedyncze złamania, złamania kości
2 - multiple breaks and fractures, displacements, splinters	2 - liczne złamania i pęknięcia, przemieszczenia, odłamki
3 - multiple fractures with major displacements, fragmentation or missing pieces of bone	3 - wielokrotne złamania z dużymi przemieszczeniami, fragmentacją lub brakiem kawałków kości
4 - amputation, crushing, numerous missing pieces, massive damage	4- odcięcie, zgniecenie, liczne braki, poważne uszkodzenia
skull	czaszka
jaw bone	kość żuchwy i szczęki
hyoid bone	kość gnykowa
right collarbone	kość prawego obojczyka
left collarbone	kość lewego obojczyka
right shoulder blade	prawa łopatka
left shoulder blade	lewa łopatka
right side of ribs	prawa strona żeber
left side of ribs	lewa strona żeber
bridge	górną część grzbietu nosa
neck spine	kręgosłup szyjny
chest spine	kręgosłup piersiowy
lumbar spine	kręgosłup lędźwiowy
sacrum	kość krzyżowa
tailbone	kość ogonowa
right humerus	prawa kość ramieniowa
left humerus	lewa kość ramieniowa
right ulna	prawa kość łokciowa
left ulna	lewa kość łokciowa
right radius	prawa kość promieniowa
left radiu	lewa kość promieniowa
right wrist bone	prawa kość nadgarstka
left wrist bone	lewa kość nadgarstka
right metacarpal bone	prawa kość śródreżcza
left metacarpal bone	lewa kość śródreżcza
finger bones of the right hand	kości palców prawej dłoni
finger bones of the left hand	kości palców lewej dłoni
right hip bone	prawa kość biodrowa
left hip bone	lewa kość biodrowa
right pubis bone	prawa kość łonowa
left pubis bone	lewa kość łonowa
pubic symphysis	spojenie łonowe
right ischium	prawa kość kulszowa
left ischium	lewa kość kulszowa
right femur	prawa kość udowa
left femur	lewa kość udowa
right kneecap	prawa rzepka
left kneecap	lewa rzepka
right tibial bone	prawa kość piszczelowa
left tibial bone	lewa kość piszczelowa
right fibula	prawa kość strzałkowa
left fibula	lewa kość strzałkowa
right tarsal bone	prawa kość stępu
left tarsal bone	lewa kość stępu
right metatarsal	prawa kość śródstopia



left metatarsal	lewa kość śródstopia
right bones of toes	prawe kości palców u nóg
left bones of toe	lewe kości palców u nóg
DAMAGES TO THE INTERNAL ORGANS	USZKODZENIA NARZĄDÓW WEWNĘTRZNYCH
POINTS FOR DAMAGES TO INTERNAL ORGANS	PUNKTY PRYZNAWANE W OCENIE USZKODZEŃ NARZĄDÓW WEWNĘTRZNYCH
0 - no damages	0 - brak obrażeń
1 - hemorrhage, hematoma, no destruction of the continuity of tissue	1 - krwotok, krwiak brak zniszczenia ciągłości tkanek
2 - cracks, splits, destruction of the continuity without serious damage to the tissue	2 - pęknięcia, rozszczępienie, zniszczenie ciągłości bez poważnego uszkodzenia tkanki
3 - massive damages, tearing, crushing	3 - poważne uszkodzenia, rozerwanie, zmiżdżenie
4 - massive damages, crushing, tearing with tissue damages	4 - poważne uszkodzenia, zmiżdżenie, rozerwanie z uszkodzeniem tkanek
brain	mózg
spinal cord	rdzeń kręgowy
mouth	usta
esophagus	przełyk
stomach	żołądek
small intestine	jelito cienkie
large intestine	jelito grube
liver	wątroba
pancreas	trzustka
thyroid	tarczyca
parathyroid	przytarczycy
pleura	opłucna
genitals and reproductive system	narządy płciowe i rozrodcze
nasal cavity	jama nosowa
throat	gardło
trachea	tchawica
bronchi	oskrzela
lungs	płuca
spleen	śledziona
heart	serce
aorta	aorta
kidneys and adrena	nerki i nadnercze
ureters	moczowód
bladder	pęcherz
Bone Structure	Układ kostny
Body Parts	Części ciała
Skull	Czaszka
Jaw Region*	Rejon szczęki i żuchwy*
Neck	Szyja
U. Torso	Górna część tułowia
U. Extr.	Górna część Skrajna
L. Torso	dolna część tułowia
L. Extr.	dolna część Skrajna
Internal Organs	Narządy wewnętrzne
* Jaw region includes jaw bone and hyoid bone	* Okolica szczęki obejmuje kość szczękową i kość gnykową
Seat Number	Nr siedzenia
Aircraft Area	Obszar w samolocie
Left	Lewa strona
NUMBER OF DAMAGED AREAS (0 to 72)	LICZBA USZKODZONYCH OBSZARÓW (od 0 do 72)



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

120 z 223

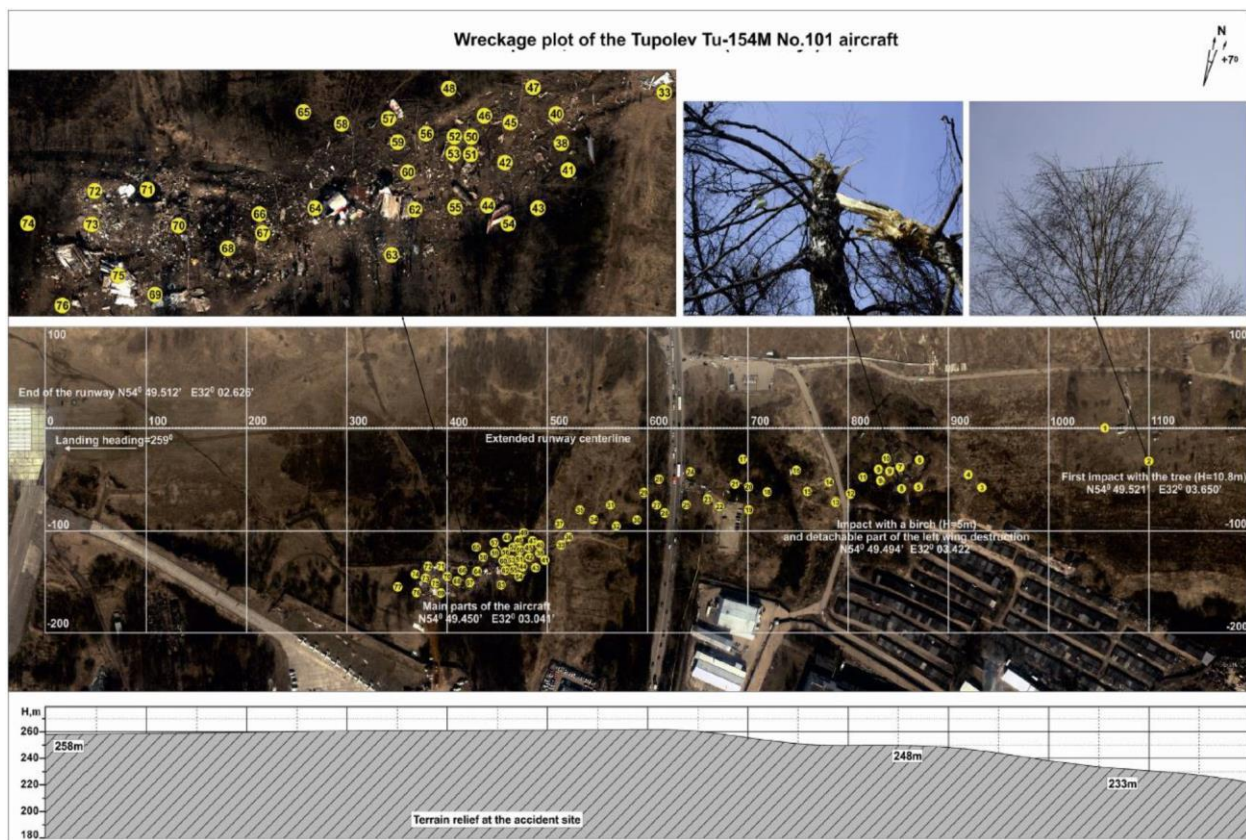
SUM OF INJURY VALUES (0 to 288)	SUMA WARTOŚCI OBRAŻEŃ (od 0 do 288)
WEIGHTED AVERAGE (0 to 4)	ŚREDNIA WAŻONA (od 0 do 4)
Scale	Skala
BONE STRUCTURE	UKŁAD KOSTNY
INTERNAL ORGANS	NARZĄDY WEWNĘTRZNE

Rys. 4.8 Raport o obrażeniach – Pasażer Nr 71

4.1.2 Kryteria oceny miejsca wypadku ze szczątkami statku powietrznego i dokumentacja pomocnicza

4.1.2.1 Raport MAK: Dane z miejsca wypadku ze szczątkami statku powietrznego

Raport MAK zawiera dedykowaną sekcję Informacje o szczątkami statku powietrznego, w której prezentowane są zdjęcia wraku, a także zdjęcia dużych fragmentów. Rys. 4.9 przedstawia miejsce wypadku z Raportu MAK. Zdjęcie lotnicze miejsca wypadku zawiera numery, które identyfikują odpowiednie elementy udokumentowane podczas badania miejsca wypadku ze szczątkami.



Wreckage plot of the Tupolev Tu-154M No.101 aircraft	Miejsce katastrofy statku powietrznego Tupolev Tu-154M, o numerze bocznym 101
End of the runway N54° 49.512' E32° 02.626'	Koniec drogi startowej: N54° 49.512' E32° 02.626'
Landing heading=259°	Kierunek lądowania =259°
Extended runway centerline	Przedłużona linia środkowa drogi startowej
Main parts of the aircraft N54° 49.450' E32° 03.041'	Główne części statku powietrznego N54° 49.450' E32° 03.041'
Impact with a birch (H=5m) and detachable part of the left wing destruction N64° 49.494' E32° 03.422'	Zderzenie z brzozą (H=5m) i zniszczenie urwanej części lewego skrzydła N64° 49.494' E32° 03.422'
First impact with the tree (H=10.8m)	Pierwsze zderzenie z drzewem (H=10,8m)



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

122 z 223

N54° 49.521' E32° 03.650'	N54° 49.521' E32° 03.650'
Terrain relief at the accident site	Rzeźba terenu w miejscu wypadku

Rys. 4.9 Raport MAK: miejsce wypadku ze szczątkami statku powietrznego [1]

Główne szczątki w miejscu katastrofy zinwentaryzowane w oficjalnym Raporcie MAK [1] zostały wcześniej przedstawione na rysunkach od 1.11 do 1.18. Rys. 4.10 podsumowuje wszystkie zdjęcia dużych fragmentów szczątków zawarte w oficjalnym raporcie [1].



Rys. 4.10 Duże fragmenty szczątków statku powietrznego wg. Raportu MAK [1]

Rys. 4.9 miejsce wypadku ze szczątkami statku powietrznego zawiera etykiety z numerami dla wszystkich zidentyfikowanych elementów podczas badania miejsca wypadku. W sumie 77



etykiet jest zgodnych z tą dokumentacją, która składa się z opisu przedmiotu, a także jego odległości od końca drogi startowej. Na Rysunkach 4.11 i 4.12 przedstawiono opisy etykiet dla 79 pozycji wskazanych w Raporcie MAK [1].

item №	Fragments	S longitudinal (m)	Z Lateral (m)		
1	Inner Marker (landing course 259° M) N54° 49,538' E032° 03,612'	1050	0	20	Fragment of left slat №23 drawing. 154.8336.23.100.
2	Site of impact №1 on the tree. H=10.8m. N54° 49,521' E32° 03,650'	1100	-35	21	Fragment of left slat, flap carriage, left wing deflector.
3	Site of impact №2 on a tree. H=4,1m.	931	-58	22	Fragment of inner flap of the left wing.
4	Site of impact №3 on a group of trees.	925	-47	23	Fragment of the left wing in the tree trunk.
5	Site of impact №4 on a group of trees.	871	-55	24	Fragment of left wing flap.
6	Site of impact №5 on a group of trees.	872	-28	25	Site of impact on a tree.
7	Site of impact №6 on a tree. H=4,8m.	853	-33	26	Site of impact on a group of trees.
8	Fragments of the left wing in the tree trunk, H=5m. N54° 49,494' E32° 03,422'	856	-61	27	Outer flap deflector of the left wing.
9	Fragment of the left aileron, left flap fairing. Fragment of left slat.	845	-42	28	Flap drive fairing of the left wing.
9.1	Left outer flap tip.	838	-36	29	Left stabilizer tip.
9.2	Left outer flap tip fairing. TM-4, D-10ARU №00900002.	838	-37	30	Fragments of the left wing skin panel.
9.3	Left flap track, slat fragment, flap housing.	837	-42	31	Fragment of the primary wing structures.
10	Fragment of left wing skin panel.	839	-30	32	Elevator rod, fragment of stabilizer skin panels.
11	Spoiler track drive fragment №15483514131 of the left outer wing.	810	-43	33	Fragment of left stabilizer with elevator.
12	Fragment of the outer slat tip of the left outer wing.	805	-65	34	Rudder fragment.
13	Fragments of left wing skin panels, flap drive gear box fragment.	791	-68	35	Screw jack fairing of the outer flap, fragment of heated stabilizer leading edge.
14	Flap drive fragment.	782	-48	36	Site of impact on the ground (trace of the right stabilizer, stabilizer fairing and fin). Fragment of tail light SMI-2KM.
15	Collision with power lines and wire tear off.	760	-56	37	Site of impact on the ground (trace of the left wing). Fragment of the left wing panel. Rod №154.83.5711-090-009.
16	Fragment of left outer wing with a fragment of slat, left aileron.	745	-40	38	Right stabilizer. At a distance of 3,5m were the fin front spar, RA-56 of the elevator and RA-56 of the rudder.
17	Fragment of left wing lower skin panel.	697	-31	40	Fragment of tail fuselage skin panel.
18	Site of impact on a tree, H=8.1m.	715	-58	41	Fragment of the Engine №3 cow1.
19	Flight control linkage screwdrive with slat fragments.	702	-77	42	Fragments of Engine №3 cow1.
				43	Fragment of the passenger cabin decoration (frame 58 to 59).
				44	Fragment of Engine №3 pylon. Pylon №154.03.6100.040.009.
				45	Flap carriage №154.83.5734.010.
				46	Fragment of airframe with fragment of fuel line №104038.
				47	Fragment of fin spar, flap carriage. Carriage №154.83.5734.020.
				48	Fragment of the right outer wing upper skin panel with ID-3 probe.
				49	Fragment of fin front spar.

Item №	Poz. Nr
S longitudinal (m)	S podłużna (m)
Z Lateral (m)	Z boczna (m)
Fragments	Szczałki
Inner Marker (landing course 259 M) N54° 49,538' E032° 03,612'	Znacznik wewnętrzny (kurs lądowania 259 M) N54° 49,538' E032° 03,612'
Site of impact №1 on the tree. H=10.8m N54° 49,521'E32c 03,650'	Miejsce zderzenia z drzewem Nr 1. H=10.8m N54° 49,521'E32c 03,650'
Site of impact №2 on a tree. H=4,1m.	Miejsce zderzenia z drzewem Nr 2. H=4,1m.
Site of impact №3 on a group of trees.	Miejsce zderzenia z grupą drzew Nr 3.
Site of impact №4 on a group of trees.	Miejsce zderzenia z grupą drzew Nr 4.
Site of impact №5 on a group of trees.	Miejsce zderzenia z grupą drzew Nr 5.
Site of impact №6 on a tree. H=4.8m	Miejsce zderzenia z drzewem Nr 6. H=4.8m



Fragments of the left wing in the tree trunk, H=5m N54" 49,494'E32° 03.422'	Szczałki lewego skrzydła w pniu drzewa, H=5m N54" 49,494'E32° 03.422'
Fragment of the left aileron left flap fairing. Fragment of left slat.	Szczałki owiewki lewej lotki. Szczałki lewego slotu.
Left outer flap tip.	Końcówka lewej klapy zewnętrznej.
Left outer flap tip fairing, TM-4. D-1OARU №0900002.	Owiewka końcówki lewej klapy zewnętrznej, TM-4. D-1OARU Nr 0900002.
Left flap track slat fragment, flap housing.	Fragment slotu lewej klapy, ba klapy.
Fragment of left wing skin panel.	Fragment poszycia lewego skrzydła.
Spoiler track drive fragment N215483514131 of the left outer wing	Fragment napędu interseptora N215483514131 lewego skrzydła zewnętrznego
Fragment of the outer slat tip of the left outer wing.	Fragment końcówki slotu zewnętrznego lewego skrzydła zewnętrznego.
Fragments of left wing skin panels, flap drive gearbox fragment.	Fragmenty poszycia lewego skrzydła, fragment przekładni napędu klapy.
Flap drive fragment	Fragment napędu klapy
Collision with power lines and wire rear off	Zderzenie z liniami energetycznymi i zerwanie kabla
Fragment of left outer wing with a fragment of slat, left aileron.	Fragment lewego zewnętrznego skrzydła z fragmentem slotu, lewa lotka.
Fragment of left wing lower skin panel.	Fragment dolnego płata poszycia lewego skrzydła.
Site of impact on a tree. H=8.1m.	Miejsce zderzenia z drzewem. H=8.1m.
Flight control linkage screwdrive with slat fragments	Część układu sterowania lotem, ślimacznica wraz z częścią przedniego slotu
Fragment of left slat №23 drawing 154.8336,23.100	Fragment lewego slotu Nr 23, Rys. 154.8336,23.100
Fragment of left slat, flap carriage, leftwing deflector.	Fragment lewego slotu, wózka klapy, deflektora strug powietrza lewego skrzydła.
Fragment of inner flap of the left wing	Fragment wewnętrznej klapy lewego skrzydła
Fragment of the left wing in the tree trunk	Fragment lewego skrzydła, które utkwilo w pniu drzewa
Fragment of left wing flap.	Fragment klapy lewego skrzydła.
Site of impact on a tree.	Miejsce zderzenia z drzewem.
Site of impact on a group of trees	Miejsce zderzenia z grupą drzew
Outer flap deflector of the left wing	Zewnętrzny deflektor klapy lewego skrzydła
Flap drive fairing of the left wing.	Owiewka napędu klapy lewego skrzydła.
Left stabilizer tip.	Lewa końcówka statecznika
Fragments of the left wing skin panel.	Fragmenty poszycia lewego skrzydła.
Fragment of the primary wing structures.	Fragment podstawowych elementów konstrukcyjnych skrzydła.
Elevator rod. fragment of stabilizer skin panels.	Drażek steru poziomego, fragment poszycia statecznika
Fragment of left stabilizer with elevator.	Fragment lewego statecznika ze sterem poziomym.
Rudder fragment.	Fragment steru pionowego.
Screw jack fairing of the outer flap, fragment of heated stabilizer leading edge.	Owiewka dźwignika śrubowego klapy zewnętrznej, fragment krawędzi natarcia statecznika podgrzewanego.
Site of impact on the ground (trace of the right stabilizer, stabilizer fairing and fin). Fragment of tail light SMI-2KM.	Miejsce zderzenia z ziemią (śląd prawego statecznika, owiewki statecznika i statecznika pionowego). Fragment światła tylnego SMI-2KM.
Site of impact on the ground (trace of the left wing). Fragment of the left wing panel Rod №154.83.5711-090-009	Miejsce uderzenia w ziemię (śląd po lewym skrzydle). Fragment płata lewego skrzydła Drażek Nr 154.83.5711-090-009
Right stabilizer. At a distance of 3.5m were the fin front spar. RA-56 of the elevator and RA-56 of the rudder.	Prawy statecznik. W odległości 3,5 m znajdował się dźwigar przedniego statecznika pionowego. RA-56 steru poziomego i RA-56 steru pionowego.
Fragment of tail fuselage skin panel.	Fragment płata poszycia tylnej części kadłuba.
Fragment of the Engine №3 cowl.	Fragment osłony silnika Nr 3.
Fragments of Engine №3 cowl.	Fragmenty osłony silnika Nr 3.
Fragment of the passenger cabin decoration (frame 58 to	Fragment wystroju kabiny pasażerskiej (ramka od 58 do



59). Fragment of Engine №3 pylon. Pylon №154.03.6100.040.009.	59). Fragment wspornika silnika Nr 3 Wspornik Nr 154.03.6100.040.009.
Flap carriage N2154.83.5734.010.	Wózek kłapy N2154.83.5734.010.
Fragment of airframe with fragment of fuel line №104038.	Fragment płatowca z fragmentem przewodu paliwowego Nr 104038.
Fragment of fin spar, flap carriage Carriage №154.83.5734.020.	Fragment dźwigara statecznika pionowego, wózka kłapy, Wózek Nr 154.83.5734.020.
Fragment of the right outer wing upper skin panel with ID-3 probe.	Fragment górnego płata poszycia prawego skrzydła zewnętrznego z sondą ID-3.
Fragment of fin front spar	Fragment przedniego dźwigara statecznika pionowego

Rys. 4.11 Fragmenty statku powietrznego zidentyfikowane przez MAK – od 1 do 49 [1]

Rys. 4.13 przedstawia główny obszar miejsca wypadku, w którym znajdowała się większość szczątków samolotu. Raport MAK [1] nie podaje daty wykonania załączonego zdjęcia miejsca wypadku. Duże fragmenty statku powietrznego można zidentyfikować przy pomocy zdjęcia przedstawiającego np. lewy statecznik poziomy (38), prawy statecznik poziomy (38), statecznik pionowy (54), stożek ogonowy kadłuba (64), naciągnięta część zewnętrzna skrzydła (69), prawa nasada skrzydła (75) i lewa nasada skrzydła (74)

50	Slat screw jack №154.83.5732.020. with gear box.	471	-122	72	Fragments of lower middle fuselage with primary structures from frame 24 to frame 38.	381	-133
51	KURS MP-70 control panel.	470	-128		Fragments of lower middle fuselage with primary structures from frame 38 to frame 42.		
52	Fragment of fuselage skin.	469	-120	73	Two spare wheels KT-141E assembly.	374	-141
53	Tail fuselage (starboard) with emergency exit door. Oxygen bottle 1-2-2-210.	468	-125	74	Left part of the middle wing with left main gear assembly and inner flap.	362	-142
54	Fin with fragment of fairing. Stabilizer control mechanism MUS-3PTV.	472	-140	75	Right middle wing with right main landing gear assembly with fragment of inner flap.	380	-153
55	Engine №3 D-30KU-154 2 series №59219012414.	467	-134	76	Fragment of middle wing leading edge, cooling turbine 3318. Air conditioning system units.	368	-160
56	Fragment of lower wing skin panel with aileron spoiler, RP-59 actuator.	460	-119	77	Trash container, spare wheel KT-183.	348	-151
57	Fragment of lower skin of the right outer wing, flap leading edge, outer flap.	451	-114				
58	Engine №3 air inlet, heat exchanger.	439	-120				
59	Fragment of slat with track and screw jack.	447	-125				
60	Aileron rods №08-09-010-011, 085-095-85-095.	451	-128				
62	Fragment of middle fuselage from frame 40 to frame 64. Rear baggage compartment, wing leading edge, storage battery 20HKBH25V3.	454	-137				
63	Engine №1 air inlet, passenger cabin emergency exit.	451	-149				
64	Tail part of the fuselage from frame 65 to frame 83, Engine №2 D30KU-154 2 series №59249012426. Engine №1 D30KU-154 2 series №59319012423.	436	-137				
65	Fragment of the primary structures of the front spar of the middle wing.	427	-117				
66	Engine №2 cowling. Fragments of passenger seats in the radius of 6m.	412	-139				
67	The pilot control panel PU-46 (ABSU-154) with a plug (from spare parts set). Center panel with speed indicator.	411	-141				
68	Fragment of central fuselage skin panel, front toilet. Service galley door.	402	-147				
69	Right wing, outer flap, screw jack fairing EPV-SPM, aileron.	390	-158				
70	Fragment of the nose, nose landing gear, shutter with the tail number 101. Cockpit appliances, units, cockpit accessory compartments.	397	-144				
71	Fragment of lower middle fuselage with primary structures from frame 16 to frame 24.	389	-134				

Slat screw jack №154.83.5732.020. with gear box.	Podnośnik śrubowy slotu Nr 154.83.5732.020. z przekładnią.
KURS MP-70 control panel.	Panel sterowania KURS MP-70.
Fragment of fuselage skin.	Fragment poszycia kadłuba.
Tail fuselage (starboard) with emergency exit door. Oxygen bottle 1-2-2-210.	Tyłna część kadłuba (prawa strona) z drzwiami wyjścia awaryjnego. Butla z tlenem 1-2-2-210.
Fin with fragment of fairing. Stabilizer control mechanism NIUS-3PTV	Statecznik pionowy z fragmentem owiewki. Mechanizm sterowania statecznikiem NIUS-3PTV
Engine №3 D-30KU-154 2 series №59219012414	Silnik Nr 3 D-30KU-154 2 serii №59219012414
Fragment of lower wing skin panel with aileron spoiler. RP-59 actuator.	Fragment poszycia dolnego skrzydła z interceptorem lotek. Siłownik RP-59.
Fragment of lower skin of the right outer wing, flap leading edge, outer flap.	Fragment dolnej poszycia prawego skrzydła zewnętrznego, krawędź natarcia kłapy, kłapa zewnętrzna.
Engine №3 air inlet, heat exchanger.	Silnik Nr 3 wlot powietrza, wymiennik ciepła.
Fragment of slat with track and screw jack.	Fragment slotu z szyną i podnośnikiem śrubowym.
Aileron rods №08-09-010-011.085-095-85-095.	Drążki lotek Nr 08-09-010-011.085-095-85-095.
Fragment of middle fuselage from frame 40 to frame 64. Rear baggage compartment, wing leading edge, storage battery 20HKBH25Y3.	Fragment kadłuba środkowego od wręgi 40 do wręgi 64. Tylny luk bagażowy, krawędź natarcia skrzydła, bateria akumulatorowa 20HKBH25Y3.
Engine №1 air inlet, passenger cabin emergency exit.	Wlot powietrza do silnika №1, wyjście awaryjne z kabiny pasażerskiej.
Tail part of the fuselage from frame 65 to frame 83, Engine №2 D30KU-154 2 series №59249012426. Engine №1 D30KU-154 2 series te59319012423.	Tyłna część kadłuba od wręgi 65 do wręgi 83, silnik Nr 2 D30KU-154m, 2 seria №59249012426. Silnik Nr 1 D30KU-154, 2 seria te59319012423.
Fragment of the primary' structures of the front spar of the middle wing.	Fragment "pierwotnych" elementów konstrukcyjnych przedniego dźwigara skrzydła środkowego.
Engine №2 cowl. Fragments of passenger seats in the radius of 6m.	Ośłona silnika Nr 2. Fragmenty foteli pasażerskich w promieniu 6m.
The pilot control panel PU-46 (ABSU-154) with a plug (from spare parts set). Center panel with speed indicator.	Panel sterowania PU-46 (ABSU-154) dla pilota z wtyczką (z zestawu części zamiennych). Panel środkowy ze wskaźnikiem prędkości.
Fragment of central fuselage skin panel, front toilet. Service galley door	Fragment środkowego płata poszycia kadłuba, przednia toaleta. Drzwi do kuchni głównej
Right wing, outer flap, screw jack fairing EPV-SPM. aileron.	Skrzydło prawe, kłapa zewnętrzna, owiewka podnośnika śrubowego EPV-SPM. lotka.
Fragment of the nose, nose landing gear, shutter with the tail number 101. Cockpit appliances, units, cockpit accessory compartments	Fragment nosa, podwozie pod nosem samolotu, żaluzja z numerem bocznym 101. Urządzenia, jednostki, pomieszczenia kokpitu z wyposażeniem
Fragment of lower middle fuselage with primary structures from frame 16 to frame 24.	Fragment dolnego środkowego kadłuba z pierwotnymi elementami konstrukcyjnymi, od wręgi 16 do wręgi 24.
Fragments of lower middle fuselage with primary structures from frame 24 to frame 38.	Fragmenty dolnego środkowego kadłuba z pierwotnymi elementami konstrukcyjnymi, od wręgi 24 do wręgi 38.
Fragments of lower middle fuselage with primary structures from frame 3S to frame 42.	Fragmenty dolnego środkowego kadłuba z pierwotnymi elementami konstrukcyjnymi, od wręgi 38 do wręgi 42.
Two spare wheels KT-141E assembly.	Zestaw 2 kół zapasowych KT-141E
Left part of the middle wing with left main gear assembly and inner flap.	Lewa część skrzydła środkowego z zespołem lewego podwozia głównego i kłapą wewnętrzną.
Right middle wing with right main landing gear assembly with fragment of inner flap.	Prawe skrzydło środkowe z zespołem prawego podwozia głównego z fragmentem kłapy wewnętrznej.
Fragment of middle wing leading edge, cooling turbine 3318 Air conditioning system units.	Fragment krawędzi natarcia skrzydła środkowego, turbina chłodnicza 3318 Urządzenia systemu klimatyzacji.
Trash container, spare wheel KT-183.	Pojemnik na śmieci, koło zapasowe KT-183.

Rys. 4.12 Fragmenty statku powietrznego zidentyfikowane przez MAK – od 50 do 71 [1]

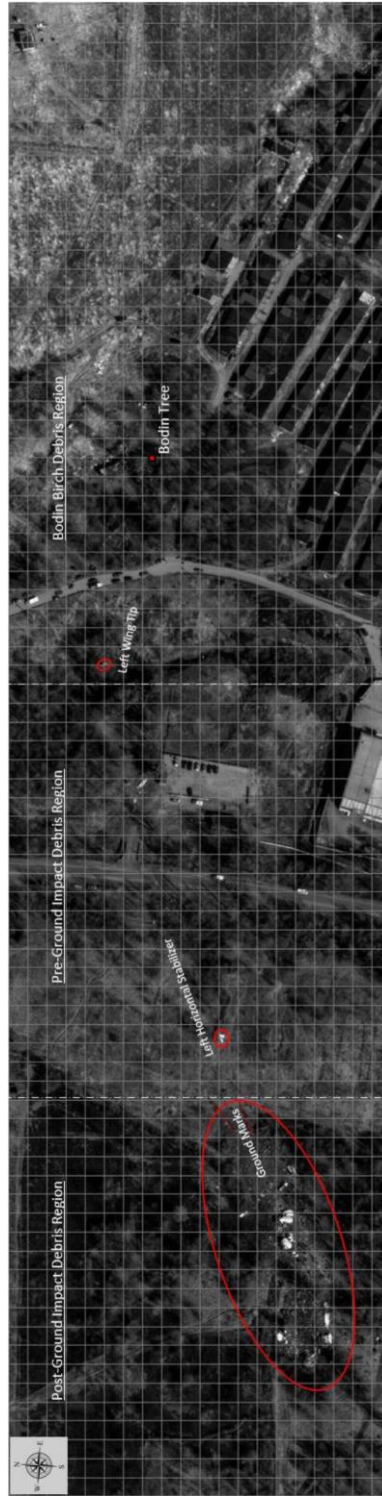


Rys. 4.13 Raport MAK: zdjęcie głównego miejsca wypadku ze szczątkami statku powietrznego [1]

4.1.2.2 Dane Polskiej Podkomisji na temat miejsca wypadku ze szczątkami statku powietrznego

- Polska Podkomisja zebrała obszerne dane z kilku źródeł, które dokumentowały wydarzenia w dniu wypadku i w kolejnych dniach. Dane te zawierają dużą liczbę zdjęć szczątku statku powietrznego i ich lokalizacji na miejscu wypadku.
- Miejsce wypadku zostało podzielone na trzy główne obszary, aby ułatwić zadanie analizy szczątków statku powietrznego:
 - A. Rejon szczątków w okolicach brzozy Bodina: otoczenie brzozy Bodina, w którą statek powietrzny uderzył lewym skrzydłem według Raportu MAK [1].
 - B. Rejon szczątków sprzed zderzeniem z ziemią: obszar po rejonie brzozy Bodina i przed śladami na ziemi.
 - C. Rejon szczątków statku powietrznego po zderzeniu z ziemią: obszar znajdujący się za śladami na ziemi, gdzie znajdowała się większość dużych fragmentów.

Rys. 4.14 przedstawia wydzielenie trzech rejonów ze szczątkami statku powietrznego na satelitarnym zdjęciu okolic lotniska w Smoleńsku w dniu 10 kwietnia 2010 roku. Na zdjęcie satelitarne naniesiono siatkę podzieloną na kwadraty 10 m na 10 m, co ułatwia obliczanie odległości względnych.



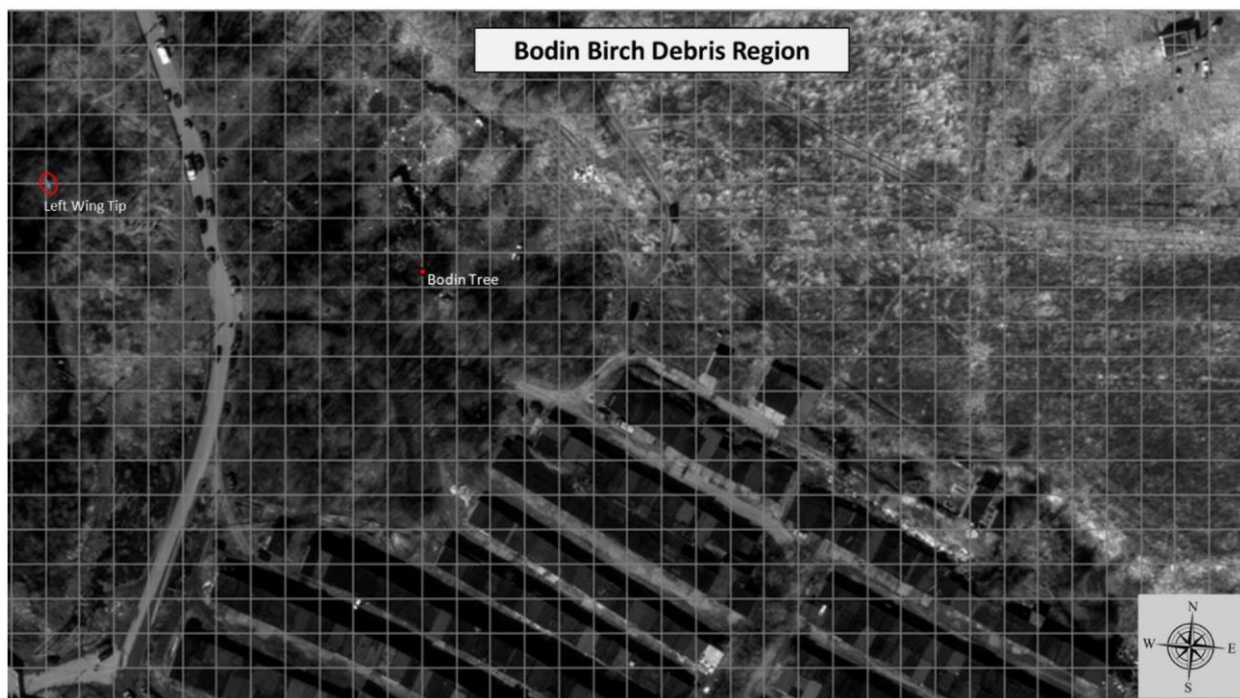
Post-Ground Impact Debris Region	Rejon szczątków za miejscem zderzenia z ziemią
Ground Marks	Ślady na ziemi

Pre-Ground Impact Debris Region	Rejon szczątków przed miejscem zderzenia z ziemią
Left Horizontal Stabilizer	Lewy statecznik poziomy
Left Wing Tip	Końcówka lewego skrzydła
Bodin Birch Debris Region	Rejon szczątków w okolicach brzozy Bodina
Bodin Tree	Drzewo Bodina

Rys. 4.14 Zdjęcie satelitarne Polskiej Podkomisji [6]

A. Rejon szczątków w okolicach brzozy Bodina

W rejonie szczątków statku powietrznego w okolicach brzozy Bodina znajdują się fragmenty lewego skrzydła, co autorzy Raportu MAK [1] wiążą ze zderzeniem z drzewem. Rys. 4.15 przedstawia zdjęcie satelitarne rejonu szczątków statku powietrznego w okolicach brzozy Bodina w dniu 10 kwietnia 2010 r., wskazujące lokalizację drzewa Bodina i fragment końcówki lewego skrzydła. Siatka nałożona na Rys. 4.15 dzieli obraz na obszary o wymiarach 10x10 metrów. Rys. 4.16 pokazuje duży fragment statku powietrznego, znajdujący się w tym rejonie, który odpowiada końcówce lewego skrzydła.



Bodin Birch Debris Region	Rejon szczątków w okolicach brzozy Bodina
Left Wing Tip	Końcówka lewego skrzydła
Bodin Tree	Drzewo Bodina

Rys. 4.15 Rejon szczątków statku powietrznego w okolicach brzozy Bodina [6]



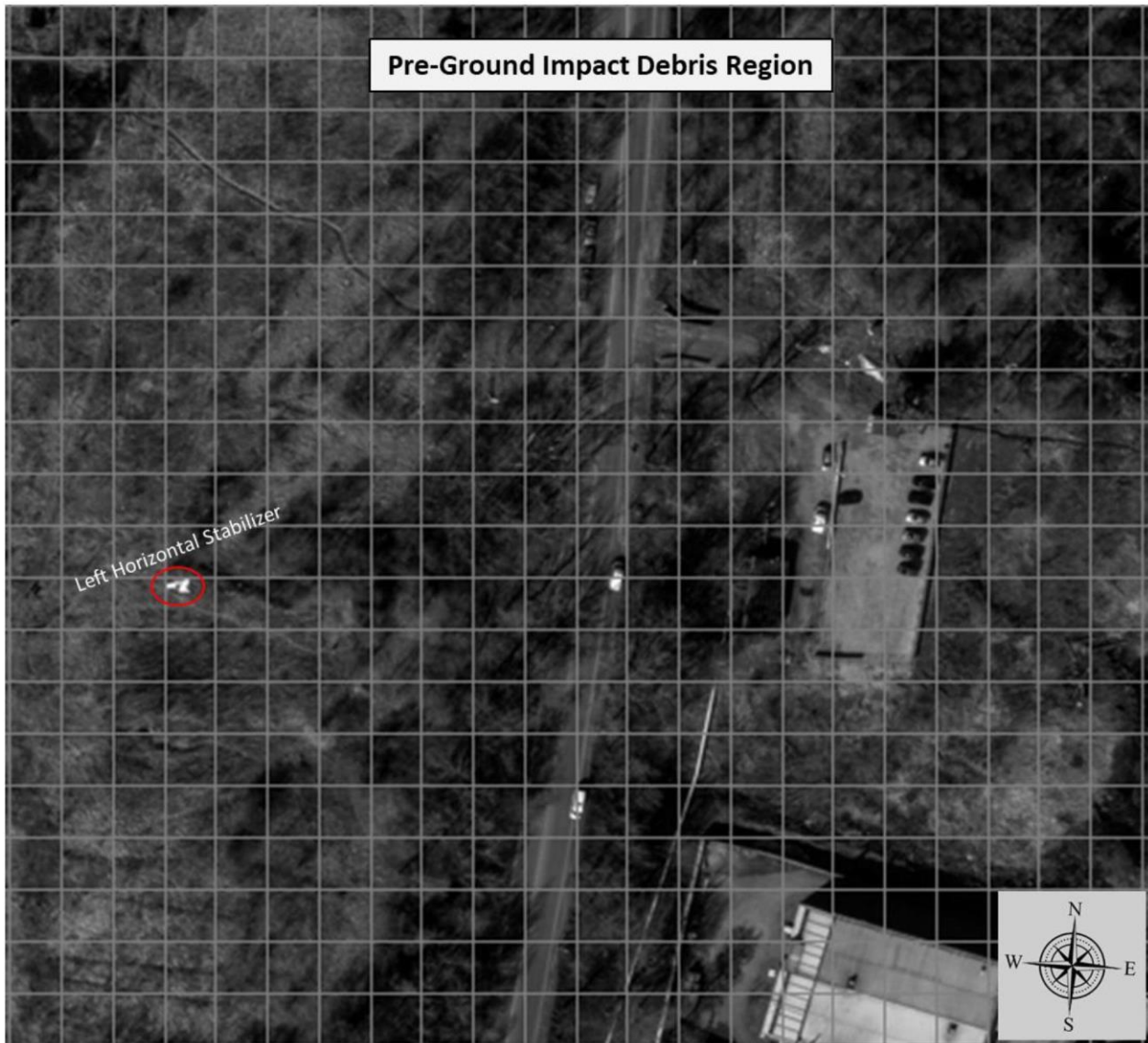
Left Wing Tip

Końcówka lewego skrzydła

**Rys. 4.16 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego -
końcówka lewego skrzydła [6]**

B. Rejon szczątków przed miejscem zderzenia z ziemią

Rys. 4.17 przedstawia zdjęcie satelitarne rejonu szczątków przed miejscem zderzenia z ziemią w dniu 10 kwietnia 2010 r., określające położenie fragmentu w postaci lewego statecznika poziomego. Siatka nałożona na Rys. 4.17 dzieli zdjęcie na obszary o wymiarach 10 x10 metrów. Rys. 4.18 pokazuje duży fragment statku powietrznego, znajdujący się w tym rejonie, który odpowiada lewemu statecznikowi poziomemu.



Pre-Ground Impact Debris Region	Rejon szczątków przed miejscem zderzenia z ziemią
Left Horizontal Stabilizer	Lewy statecznik poziomy

Rys. 4.17 Rejon szczątków przed miejscem zderzenia z ziemią [6]



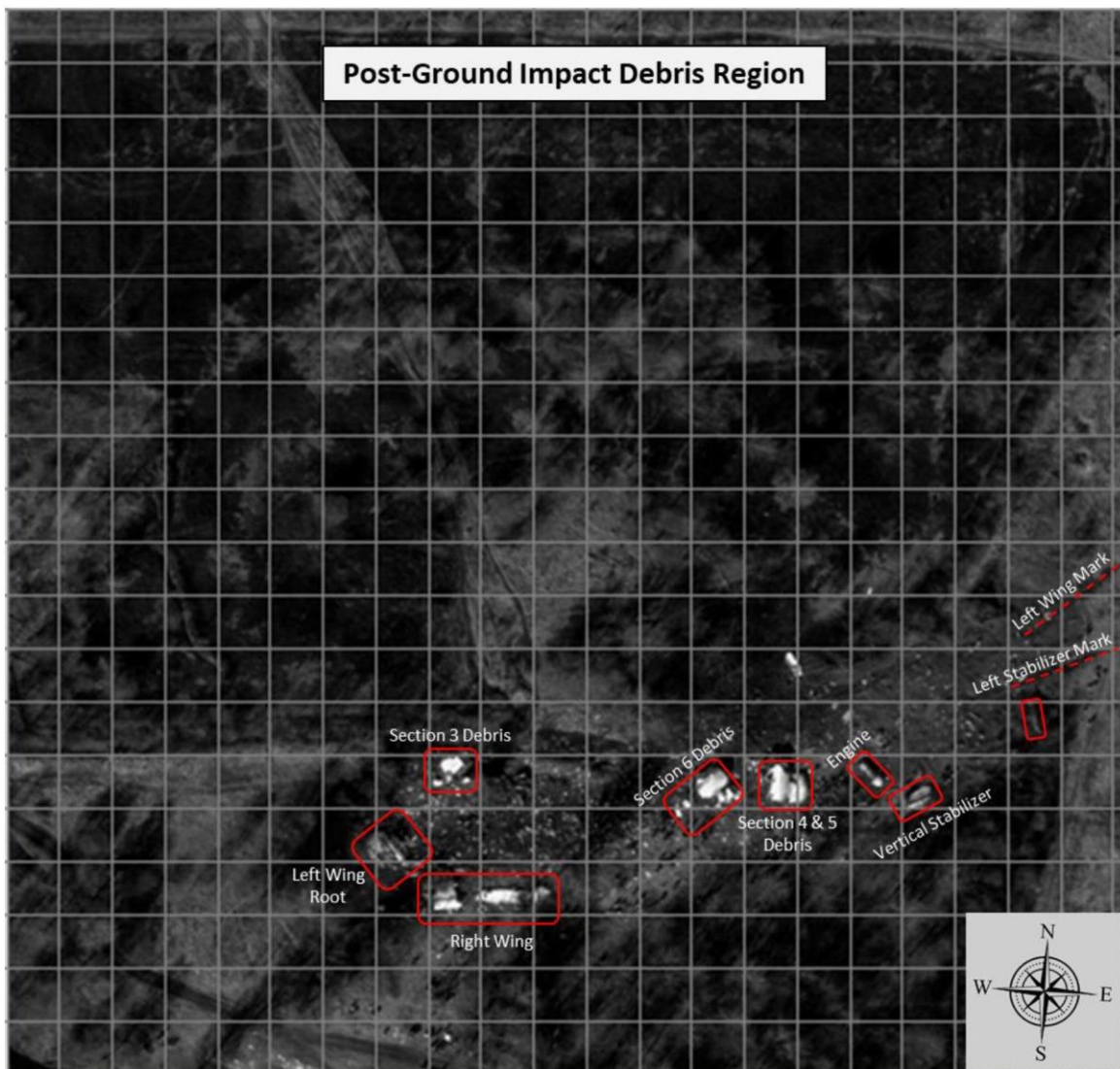
Left Horizontal Stabilizer

Lewy statecznik poziomy

**Rys. 4.18 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego -
lewy statecznik poziomy [6]**

C. Rejon szczątków za miejscem zderzenia z ziemią

Rys. 4.19 przedstawia zdjęcie satelitarne rejonu szczątków za miejscem zderzenia z ziemią w dniu 10 kwietnia 2010 roku, określające położenie dużych fragmentów statku powietrznego. Siatka nałożona na Rys. 4.19 dzieli zdjęcie na obszary o wymiarach 10x10 metrów. Rysunki od 4.21 do 4.25 pokazują duże fragmenty statku powietrznego, które udokumentowano w tym rejonie, który odpowiada fragmentom kadłuba samolotu, silnikom, prawemu skrzydłu, części ogonowej i większej części konstrukcji lewego skrzydła.



Post-Ground Impact Debris Region	Rejon szczątków za miejscem zderzenia z ziemią
Left Wing Root	Nasada lewego skrzydła
Section 3 Debris	Sekcja 3 Szczątki statku powietrznego

Right Wing	Prawe skrzydło
Section 6 Debris	Sekcja 6 Szczątki statku powietrznego
Section 4 & 5 Debris	Sekcja 4 i 5: Szczątki statku powietrznego
Engine	Silnik
Vertical Stabilizer	Statecznik pionowy
Left Wing Mark	Ślady lewego skrzydła
Left Stabilizer Mark	Ślady lewego statecznika

Rys. 4.19 Rejon szczątków za miejscem zderzenia z ziemią [6]

Rys. 4.20 przedstawia ślady na ziemi znajdujące się w granicy między Rys. 4.17 a Rys. 4.19, gdzie kończy się rejon szczątków statku powietrznego przed zderzeniem z ziemią a zaczyna obszar szczątków po zderzeniu z ziemią. Ślady te są efektem kontaktu statecznika i skrzydła z ziemią zgodnie z opisem rekonstrukcji wypadku, zawartym w Raporcie MAK [1].



Left Wing Ground Marks	Ślady na ziemi lewego skrzydła
Stabilizer Ground Marks	Ślady na ziemi statecznika

Rys. 4.20 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające ślady na ziemi [6]

Rysunki od 4.21 do 4.25 pokazują duże fragmenty statku powietrznego, które udokumentowano w tym rejonie, który odpowiada fragmentom kadłuba samolotu, silnikom, prawemu skrzydłu, części ogonowej i większej części konstrukcji lewego

skrzydła.



Nose landing gear	Podwozie pod nosem statku powietrznego
Section 3	Sekcja 3

Rys. 4.21 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego -



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

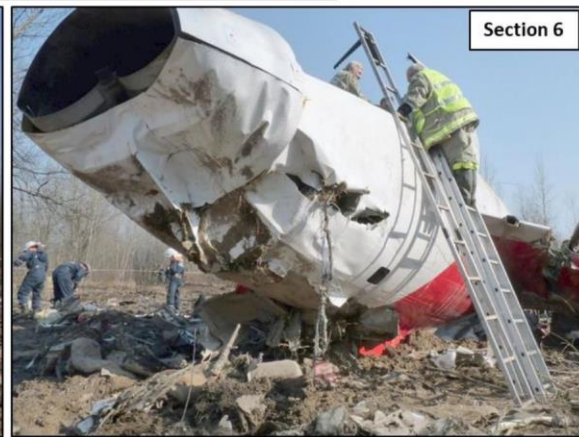
Data

18-12-2020

Strona

139 z 223

Sekcja 1-2-3 [6]



Section 5	Sekcja 5
Section 6	Sekcja 6

**Rys. 4.22 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego -
Sekcja 5-6 [6]**



Vertical Stabilizer	Statecznik pionowy
Right Horizontal Stabilizer	Prawy statecznik poziomy

Rys. 4.23 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego - stateczniki [6]



Left Wing Root	Nasada lewego skrzydła
Left Outer-Wing Lower Skin	Dolne poszycie lewego skrzydła zewnętrznego

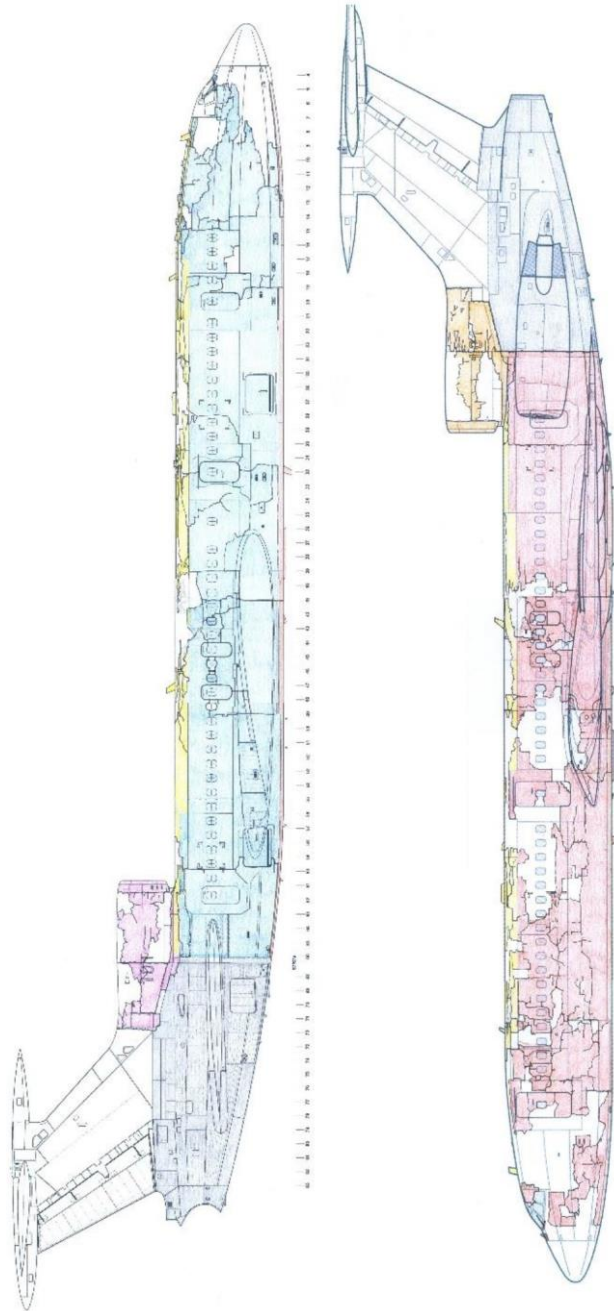
Rys. 4.24 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego - lewe skrzydło [6]



Right Wing Root	Nasada prawego skrzydła
Right Outer-Wing	Prawe skrzydło zewnętrzne

**Rys. 4.25 Zdjęcia Polskiej Podkomisji przedstawiające duże szczątki statku powietrznego -
prawe skrzydło [6]**

Rys. 4.26 odpowiada szkicowi fragmentacji przygotowanemu przez Polską Podkomisję na podstawie wszystkich szczątków statku powietrznego zidentyfikowanych na miejscu wypadku. Wszystkie wielkości szczątków, małych i dużych, zostały uwzględnione na tym rysunku. Linie pęknięć wskazują obszary, które podczas zderzenia uległy dużym naprężeniom, co doprowadziło do ich zniszczenia.



**Rys. 4.26 Szkic fragmentacji szczątków statku powietrznego dostarczony przez Polską
Podkomisję [25]**

4.1.2.3 Analiza miejsca wypadku: Rozbieżności z Raportem MAK

Podczas porównywania danych zebranych przez dostępne źródła (MAK i Polska Podkomisja) stwierdzono pewne rozbieżności pomiędzy dokumentacją MAK a dodatkowymi zdjęciami miejsca wypadku dostarczonymi przez Polską Podkomisję. W niniejszym rozdziale podsumowano niektóre z rozbieżności udokumentowanych przez NIAR podczas porównywania Raportu MAK [1] ze zdjęciami Polskiej Podkomisji [6].

Rys. 4.27 przedstawia opis szczątków Nr 57 wg. Raportu MAK, które zostały zarejestrowane jako dolny płat poszycia prawego skrzydła. Lokalizacja tego płatu poszycia została ustalona w północnym obszarze miejsca katastrofy.

56	Fragment of lower wing skin panel with aileron spoiler, RP-59 actuator.	460	-119
57	Fragment of lower skin of the <u>right</u> outer wing, flap leading edge, outer flap.	451	-114
58	Engine №3 air inlet, heat exchanger.	439	-120

Fragment of lower wing skin panel with aileron spoiler, RP-59 actuator.	Fragment poszycia dolnego skrzydła z interceptorem lotki, siłownik RP-59.
Fragment of lower skin of the right outer wing, flap leading edge, outer flap.	Fragment dolnej poszycia prawego skrzydła zewnętrznego, krawędź natarcia kłapy, kłapa zewnętrzna.
Engine №3 air inlet, heat exchanger.	Silnik Nr 3 wlot powietrza, wymiennik ciepła.

Rys. 4.27 Tabela MAK z wykazem dokumentującym szczątki statku powietrznego - Fragment Nr 57 [1]

Na Rys. 4.28 porównano dane dotyczące poszycia dolnego płata skrzydła z rzeczywistym obrazem statku powietrznego Tu-154M, z numerem bocznym 101, w okresie jego eksploatacji. Porównanie białych i czerwonych znaków na poszyciu płata znalezionych na miejscu wypadku z rzeczywistym samolotem wskazuje, że poszycie dolnego płata odpowiada lewemu skrzydłu. Identyfikacja właściwej strony skrzydła może być dokonana poprzez śledzenie orientacji czerwonych i białych kwadratów przez rozpiętość skrzydła. Fakt ten zgadza się również z rozrzuceniem szczątków statku powietrznego na miejsca katastrofy. Większość fragmentów lewego skrzydła zewnętrznego znajdowała się w północno-wschodnim rejonie miejsca katastrofy. Natomiast nasada prawego skrzydła i prawe zewnętrzne skrzydło znajdowały się w południowo-zachodnim rejonie miejsca katastrofy.

Inne rozbieżności ustalone pomiędzy oficjalnym Raportem MAK [1] a zdjęciami Polskiej Podkomisji odpowiadają różnicom w lokalizacji fragmentów na miejscu katastrofy. Zdjęcie satelitarne dostarczone przez Polską Podkomisję (zdjęcie w skali szarości) zostało zrobione w dniu 10 kwietnia 2010 roku. Zdjęcie to przedstawia stan miejsca katastrofy w kilka godzin po



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

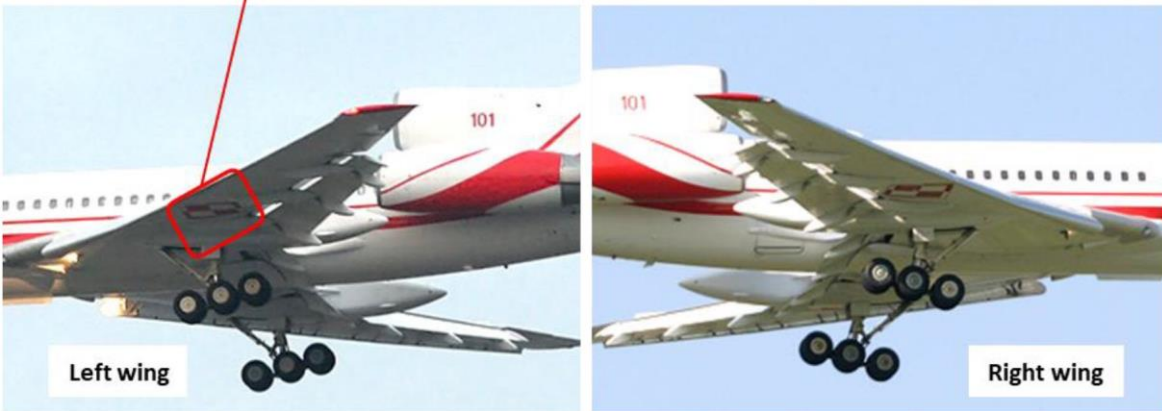
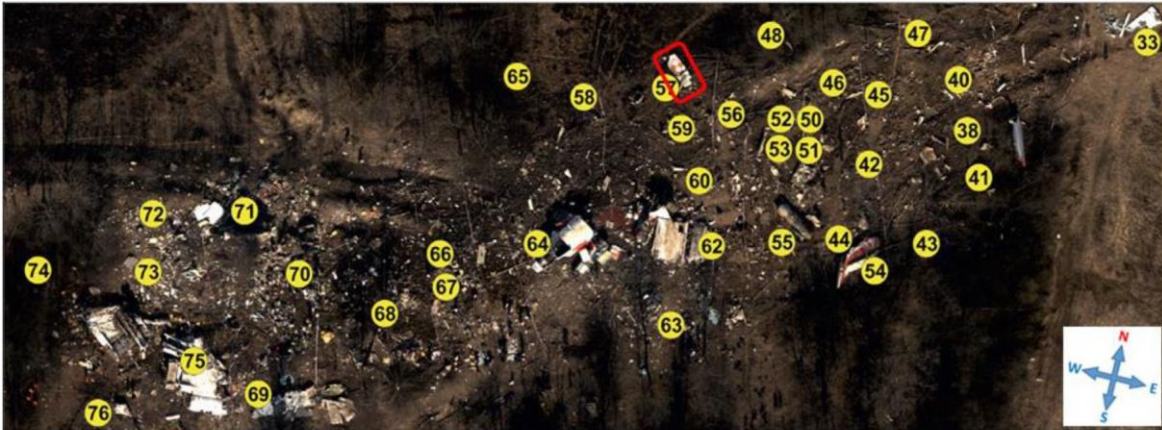
Data

18-12-2020

Strona

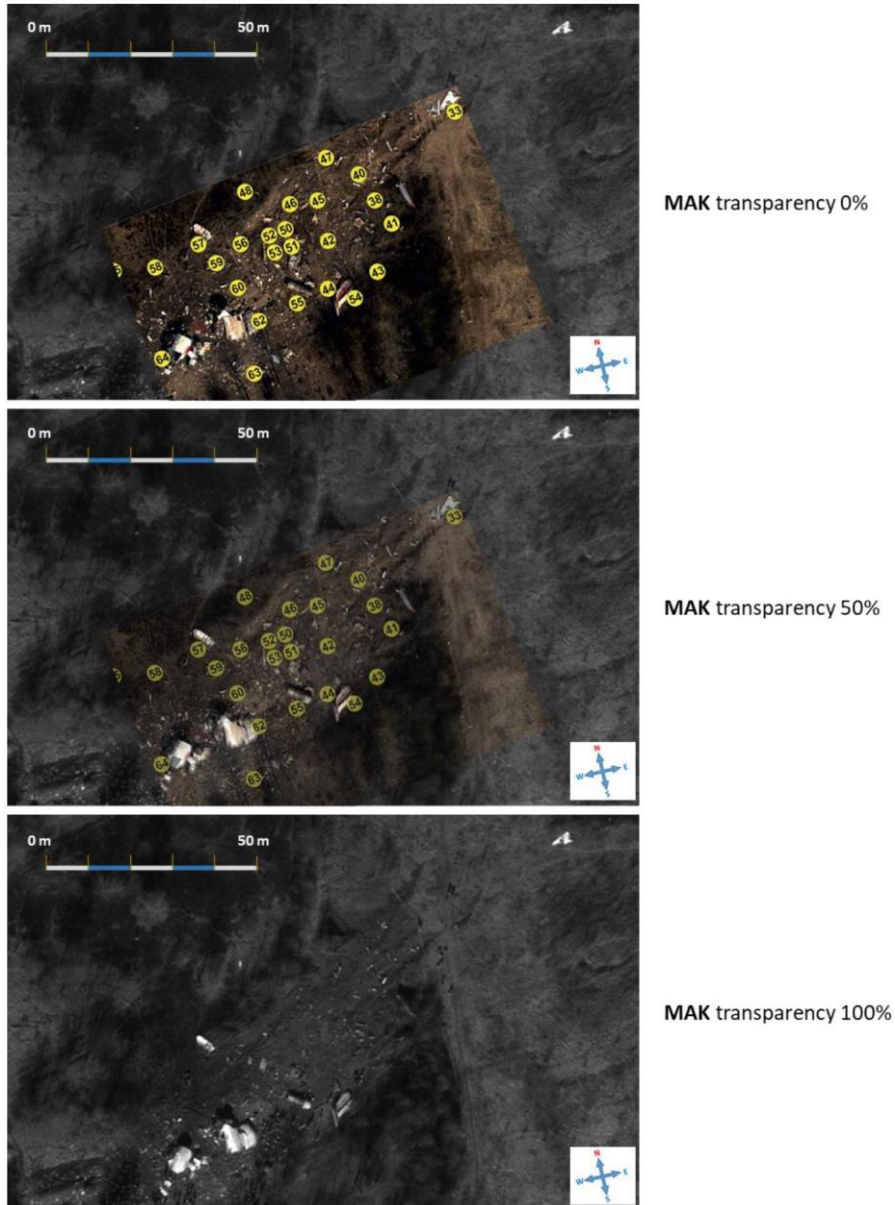
145 z 223

katastrofie. Rozdział poświęcony miejscu wypadku w Raporcie MAK [1] nie zawierał żadnych wskazówek dotyczących daty wykonania dostarczonego zdjęcia szczątków statku powietrznego. Rys. 4.29 nakłada na rejon północno-wschodni miejsca wypadku obraz MAK i zdjęcie satelitarne Polskiej Podkomisji.



Left wing	Lewe skrzydło
Right wing	Prawe skrzydło

Rys. 4.28 Dolny płat poszycia lewego skrzydła zewnętrznego

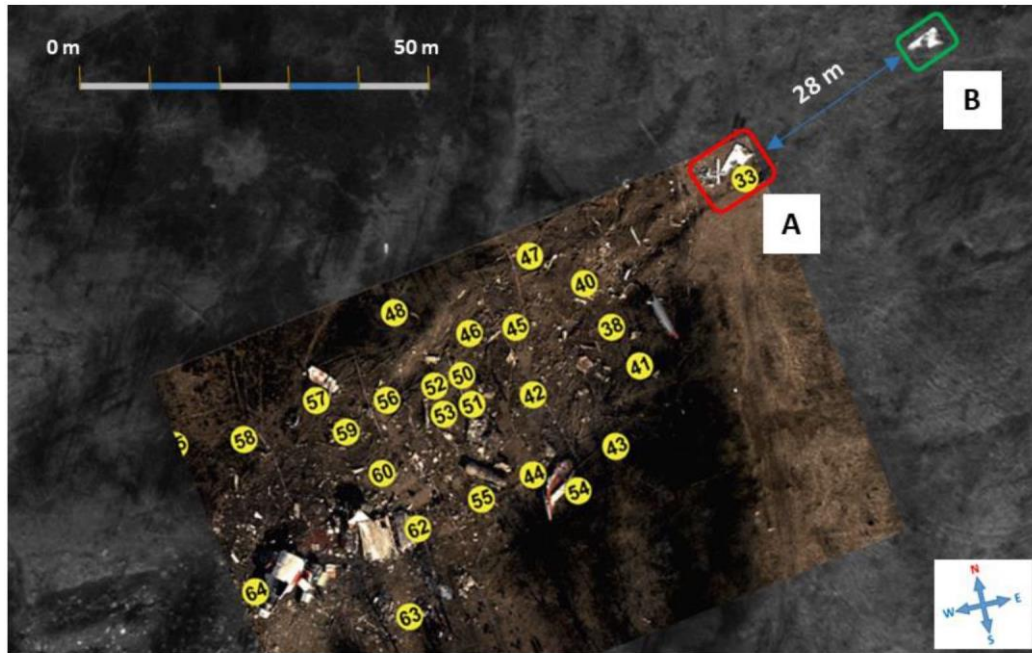


MAK transparency 0%	MAK transparentność 0%
MAK transparency 50%	MAK transparentność 50%
MAK transparency 100%	MAK transparentność 100%

Rys. 4.29 Nałożenie obrazów miejsca wypadku w rejonie północno-wschodnim MAK [1] (kolor) i Polska Podkomisja [6] (skala szarości)

Po nałożeniu na siebie obu obrazów okazało się, że położenie lewego statecznika wykazywało

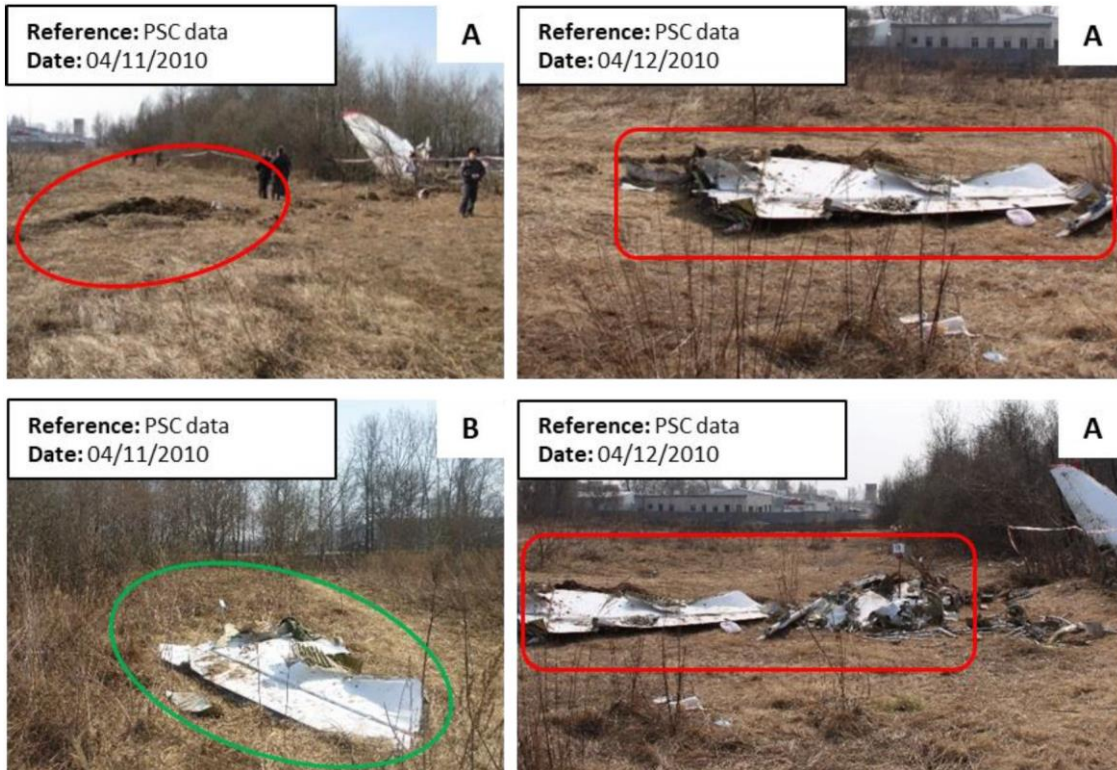
różnicę około 28 metrów. Rys. 4.30 przedstawia rozbieżność odległości pomiędzy obydwo-
ma zdjęciami oraz załącza zebrane przez Polską Podkomisję zdjęcia położenia lewego statecznika
przed i po przesunięciu.



Grayscale image: Satellite April 10th

Color image: MAK report

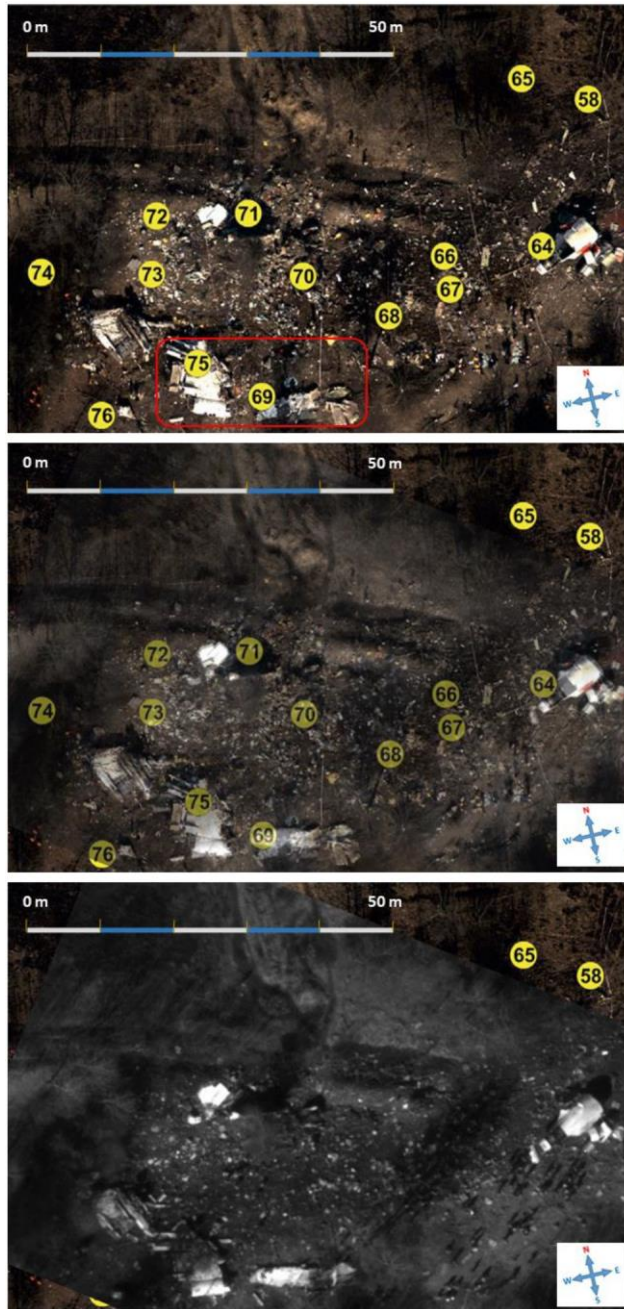
Grayscale image: Satellite April 10 th	Zdjęcie w skali szarości: zdjęcie satelitarne wykonane w dniu 10 kwietnia
Color image: MAK report	Zdjęcie w kolorze: Raport MAK



Reference: PSC data Date: 04/11/2010	Źródło: dane Polskiej Podkomisji Data: 04/11/2010
Reference: PSC data Date: 04/12/2010	Źródło: dane Polskiej Podkomisji Data: 04/12/2010

Rys. 4.30 Różnica w odległości szczątków lewego statecznika

Na Rys. 4.31 nałożono na rejon północno-zachodni miejsca wypadku zdjęcie MAK i zdjęcie satelitarne Polskiej Podkomisji. Orientacja szczątków prawego skrzydła nie zgadza się przy porównywaniu obu zdjęć. Wydaje się, że szczątki te zostały obrócone w stosunku do swojego pierwotnego położenia widocznego na zdjęciu satelitarnym (obraz w skali szarości).



MAK transparency 0%

MAK transparency 50%

MAK transparency 100%

MAK transparency 0%	MAK transparentność 0%
MAK transparency 50%	MAK transparentność 50%
MAK transparency 100%	MAK transparentność 100%

Rys. 4.31 Nałożenie zdjęć miejsca wypadku w rejonie północno-zachodnim MAK [1]
(zdjęcie kolorowe) oraz Polska Podkomisja [6] (zdjęcie w skali szarości)

4.2 Rekonstrukcja zderzenia z ziemią

W niniejszym rozdziale omówiono wyniki analizy numerycznej wykonanej w ramach rekonstrukcji wypadku. Globalna kinematyka samolotu jest przedstawiona w Punkcie 4.2.1. Analizę śladów na ziemi i porównanie z Raportem MAK przedstawiono w Punkcie 4.2.2.

4.2.1 Kinematyka ogólna statku powietrznego i ocena uszkodzeń

Pozostała zewnętrzna część lewego skrzydła, lewy statecznik poziomy i sekcja 1 miały kontakt z ziemią w pierwszej kolejności. W wyniku zderzenia z ziemią pozostała zewnętrzna część lewego skrzydła oddzieliła się od części środkowej skrzydła. Uderzenie lewego skrzydła spowodowało odchylenie od kursu sekcji 4 i prawego skrzydła w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara (patrzac z perspektywy bezpośrednio nad samolotem i ziemią), natomiast uderzenie w ziemię zerwało dach sekcji 3 i 4. Jednocześnie bezwładność kadłuba przesuwającego się do przodu spowodowała, że sekcje 1, 2 i część 3 odchyliły się od kursu w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara (patrzac z perspektywy bezpośrednio nad samolotem i ziemią). Zderzenie statecznika pionowego z ziemią spowodowało oddzielenie się sekcji 6 od sekcji 5 i jej obrót w kierunku przeciwnym do kierunku lotu. Statecznik pionowy pozostał przymocowany do sekcji 6 przez cały czas trwania symulacji. Jednak podczas uderzenia w ziemię statecznik poziomy oderwał się od statecznika pionowego. Oba silniki również oderwały się od sekcji 6 w momencie zderzenia z ziemią. Kolejność wyżej wymienionych zdarzeń została przedstawiona na rysunkach od 4.32 do 4.40. Obraz całkowitego uszkodzenia w modelu po upływie czasu = 1035 ms, pokazano na Rys. 4.47.

Jak pokazano na Rys. 4.47 i Rys. 4.48 kadłub samolotu rozpadł się na cztery duże części, przed i za skrzydłem oraz przed przegrodą ciśnieniową. Ten rodzaj fragmentacji kadłuba jest typowy dla warunków awaryjnego lądowania. Kadłub ma tendencję do pęknięcia w miejscach, gdzie następuje znaczna zmiana sztywności konstrukcji (przegrody i skrzydła).

Porównanie ze szkicami fragmentacji przedstawionymi przez Polską Podkomisję [25] przedstawiono na Rys. 4.49 oraz Rys. 4.50. Duże otwory w środkowych częściach (sekcje 3, 4 i 5) kadłuba są zauważalne zarówno w modelu numerycznym, jak i na szkicu szczątków statku powietrznego. Jednak przednie sekcje kadłuba (sekcja 1 i 2) nie mają mniejszego poziomu fragmentacji w porównaniu ze szkicami szczątków (te różnice w uszkodzeniach sekcji 1 i 2 wynikają z braku informacji o lokalizacji, rodzaju i wielkości drzew na miejscu wypadku). Znaczne linie zgięcia koncentracji naprężeń w obszarach sekcji 5 i stateczników pionowych obserwowane są na rysunkach od 4.49 do 4.53. Należy zauważyć, że na potrzeby niniejszej analizy rekonstrukcji wypadku nie modelowano drzew w miejscu zderzenia, ponieważ nie były dostępne dane dotyczące ich lokalizacji, rozmiaru, typu itp. Kontakt z tymi drzewami i krzewami mógł spowodować inną ścieżkę kinematyczną i uszkodzenia konstrukcji (szczególnie w przypadku sekcji 1 i 2) po upływie pierwszych 385 ms rekonstrukcji wypadku (w okresie od 0 do 385 ms miejsce wypadku było wolne od dużych drzew). Cała przestrzeń dająca możliwość przeżycia została naruszona w ciągu pierwszych 385 ms, co spowodowało śmiertelne obrażenia



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

152 z 223

pasażerów samolotu. Więcej informacji szczegółowych na temat kinematyki zderzenia można znaleźć w filmach zawartych w pakiecie prezentacji końcowej przekazanej wraz z niniejszym raportem.



Time: 165 ms



Time: 335 ms

Time

Czas

Rys. 4.32 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z góry



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

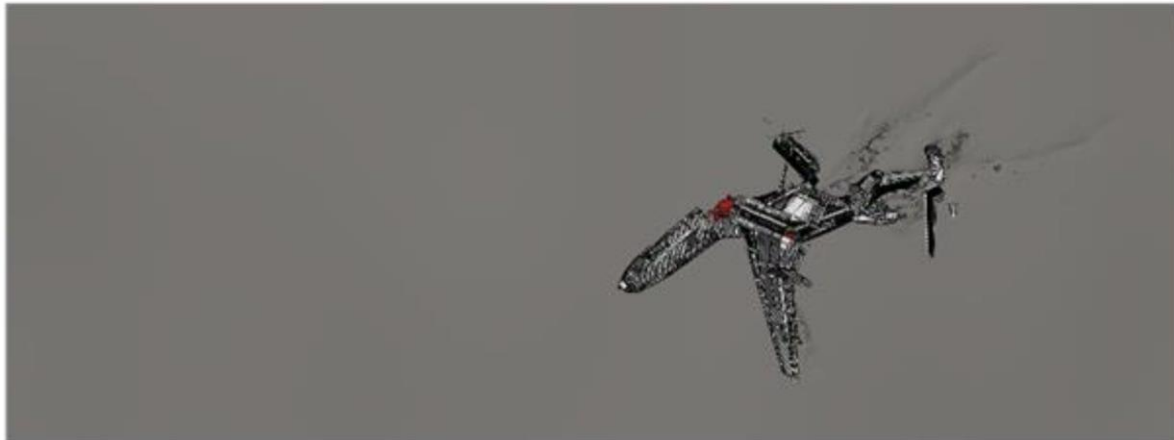
Data

18-12-2020

Strona

154 z 223

(czas: 165 ms i 335 ms)



Time: 505 ms



Time: 675 ms

Time

Czas

Rys. 4.33 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z góry



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

156 z 223

(czas: 505 ms i 675 ms)



Time: 845 ms



Time: 1035 ms

Time	Czas
------	------

Rys. 4.34 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z góry



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

158 z 223

(czas: 845 ms i 1035 ms)



Time: 165 ms



Time: 335 ms

Time	Czas
------	------

**Rys. 4.35 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z dołu
(czas: 165 ms i 335 ms)**



Time: 505 ms



Time: 675 ms

Time	Czas
------	------

Rys. 4.36 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z dołu



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

161 z 223

(czas: 505 ms i 675 ms)

Wzrost: 1,70 m | Ciężar: 70 kg | Ciężar: 70 kg



Time: 845 ms

Wzrost: 1,70 m | Ciężar: 70 kg | Ciężar: 70 kg



Time: 1035 ms

Time

Czas

Rys. 4.37 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z dołu



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

163 z 223

(czas: 845 ms i 1035 ms)

000000 : 10 154 : 01A10 04 ...LWB 2.040599221 02



Time: 165 ms

000000 : 10 154 : 01A10 04 ...LWB 2.040599221 02



Time: 335 ms

Time

Czas

Rys. 4.38 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z prawej strony (czas: 165 ms i 335 ms)

000000 : Tu 154 : 51410.328 : TIME 5.005591851 00



Time: 505 ms

000000 : Tu 154 : 51410.328 : TIME 6.00704791 00



Time: 675 ms

Time	Czas
------	------

Rys. 4.39 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z prawej strony (czas: 505 ms i 675 ms)

0:00:00 : Tu 154 : STATE 170 : TIME 0.649209582 01



Time: 845 ms

0:00:00 : Tu 154 : STATE 200 : TIME 1.034509582 100



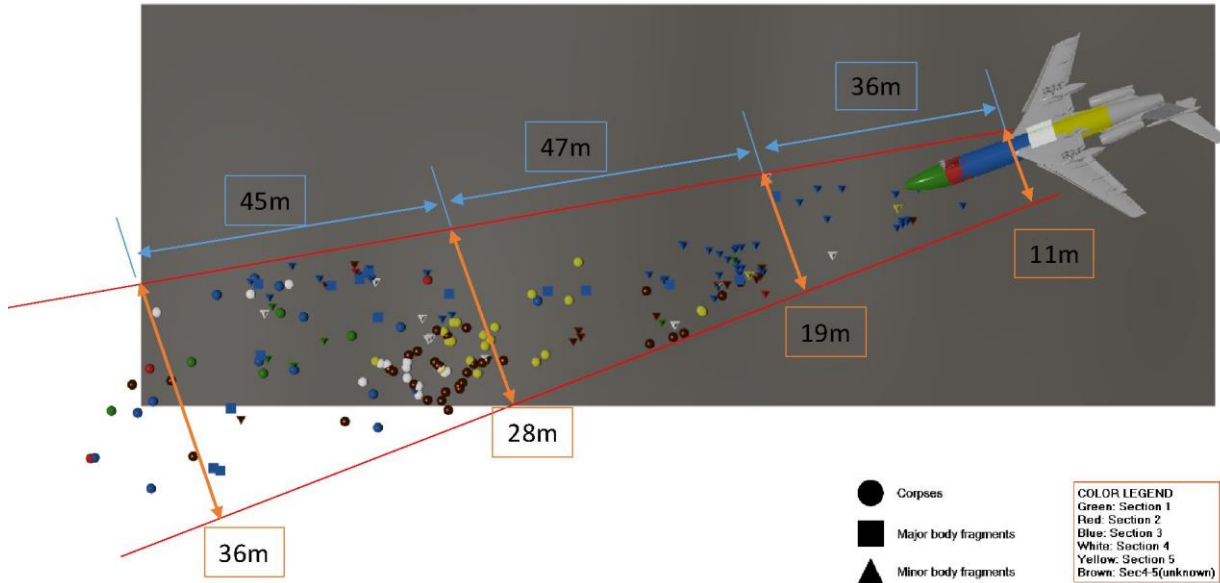
Time: 1035 ms

Time

Czas

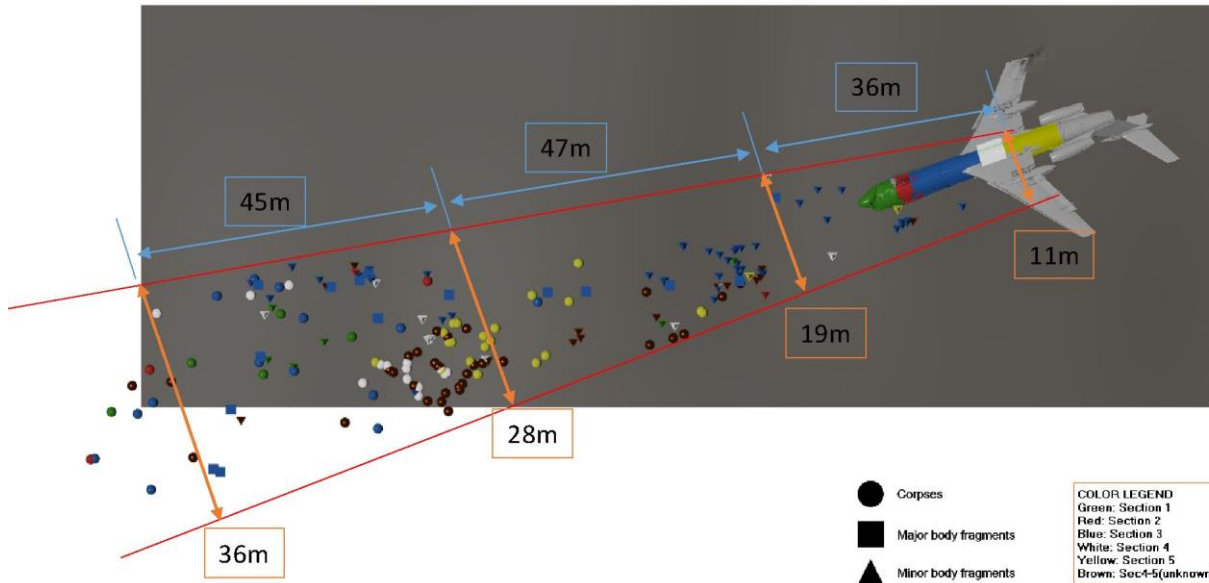
Rys. 4.40 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - widok z prawej strony (czas: 845 ms i 1035 ms)

0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 1 ,TIME 0.00000000E+00
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE



0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 1 ,TIME 0.00000000E+00	działka 0:d3 : (fo1 90260350) : Tu-154 : STAN 1 ,CZAS 0.00000000E+00
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pas_Lokalizacja_pozycjonowanie _wyskalowan.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brązowy: Sec4-5(nieznana)

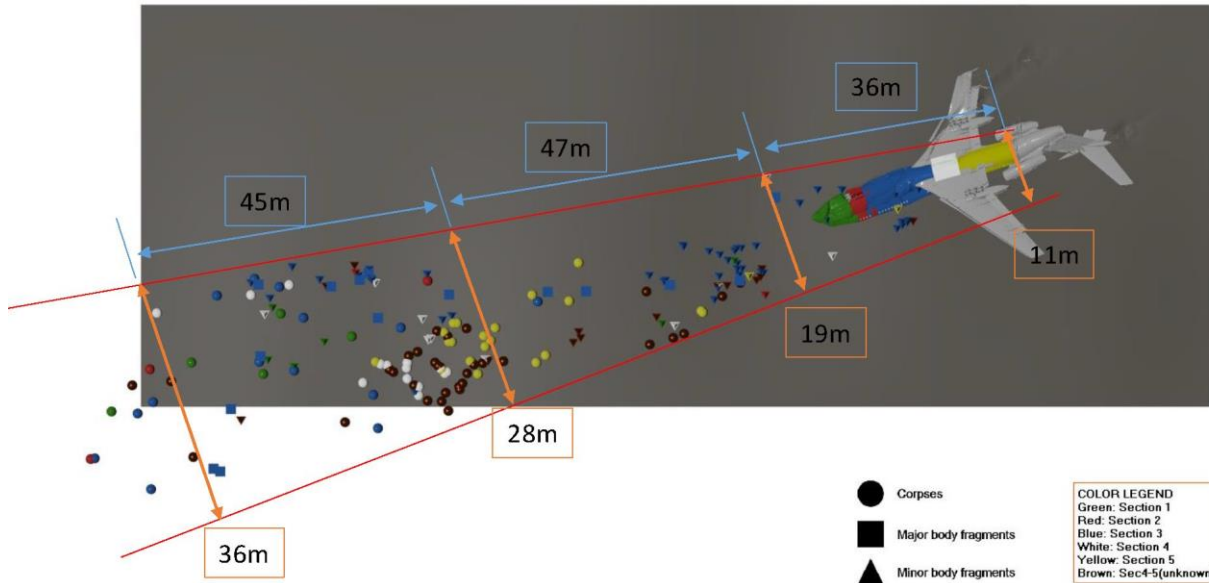
0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 21 ,TIME 9.99993458E-02
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE



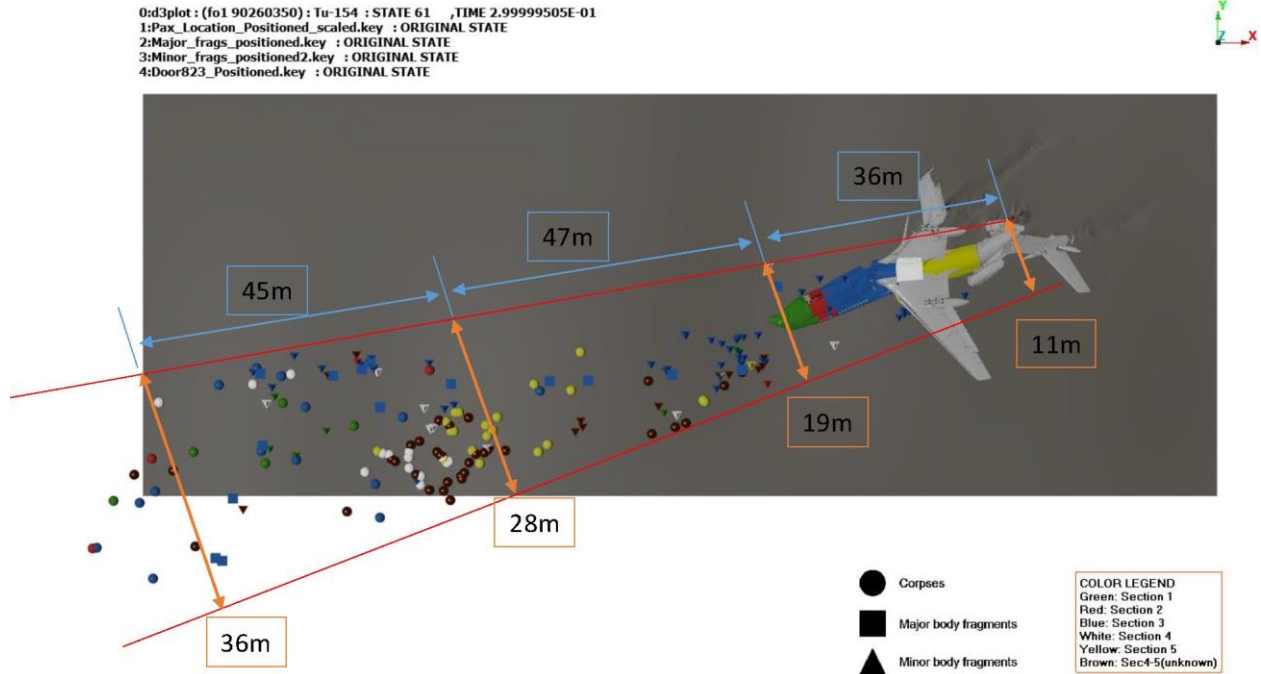
0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 21 ,TIME 9.99993458E-02	działka 0:d3: (fo1 90260350) : Tu-154 : STAN 21, CZAS 9.99993458E-02
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozyjonowanie_wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozyjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozyjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozyjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciała
Minor body fragments	Małe kawałki ciała
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brązowy: Sec4-5 (nieznana)

Rys. 4.41 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciała (czas: 0 ms i 100 ms)

0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 41 ,TIME 1.99999437E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE



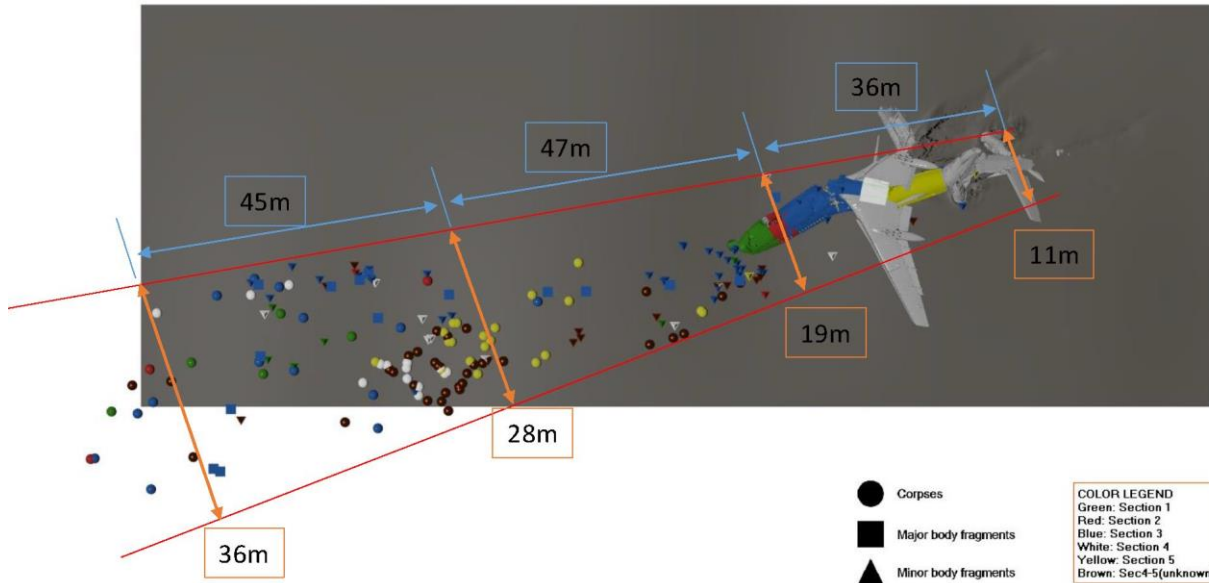
0:d3plot; (fo1 90260350) : Tu 154 : STATE 41 ,TIME 1.99999437E-01	Działka 0:d3; (fo1 90260350) : Tu 154 : STAN 41, CZAS 1.99999437E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozycjonowanie_wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brązowy: Sec4-5(nieznana)



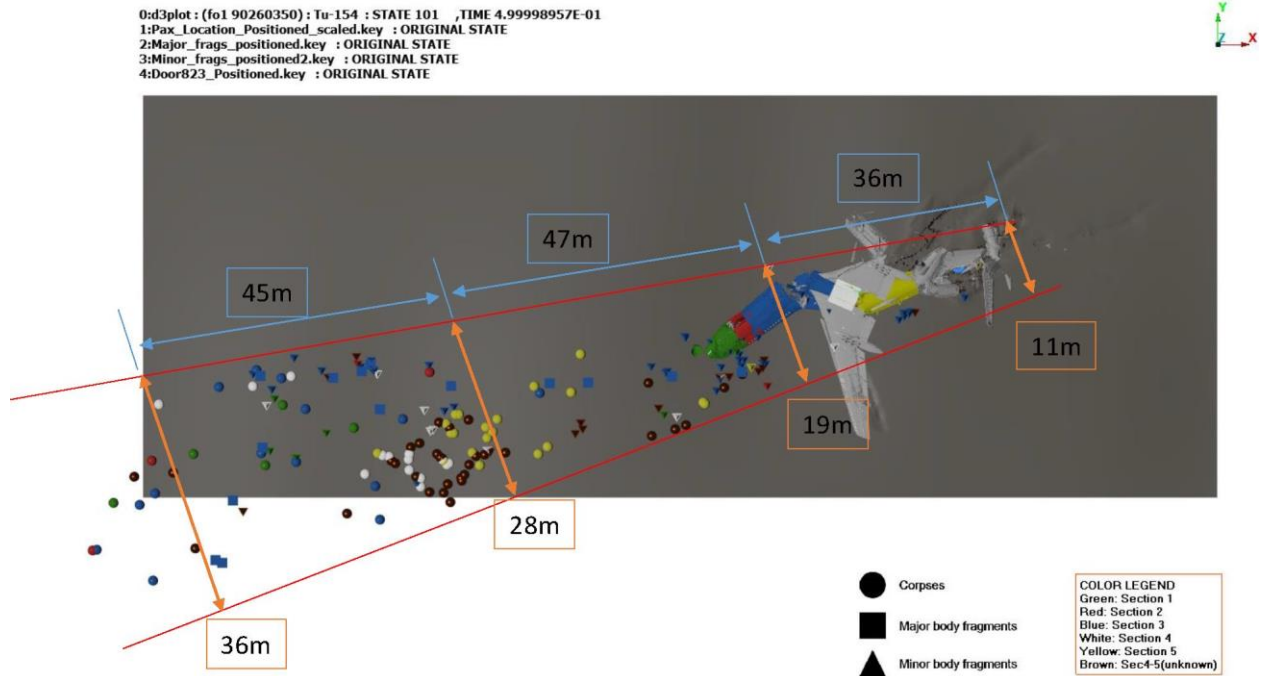
0:d3plot: (fo1 90260350) : Tu 154 : STATE 61 ,TIME 2.99999505E-01	Działka 0:d3; (fo1 90260350) : Tu 154 : STAN 61, CZAS 2.99999505E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozycjonowanie _wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brazowy: Sec4-5 (nieznana)

Rys. 4.42 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciał (czas: 200 ms i 300 ms)

0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 81 ,TIME 3.99999589E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE



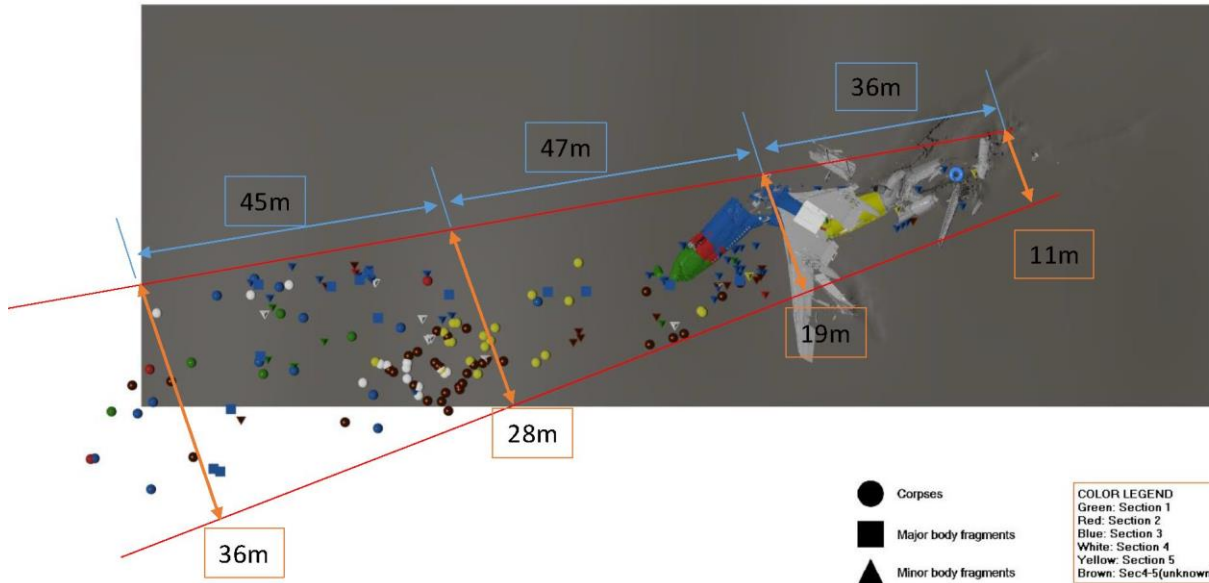
0:d3plot: (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 81 ,TIME 3.99999589E-01	działka 0:d3: (fo1 90260350) : Tu-154 : STAN 81, CZAS 3.99999589E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozycjonowanie _wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brazowy: Sec4-5 (nieznana)



0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 101 ,TIME 4.99998957E-01	działka 0:d3: (fo1 90260350) : Tu-154 : STAN 101, CZAS 4.99998957E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozycjonowanie _wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brazowy: Sec4-5 (nieznana)

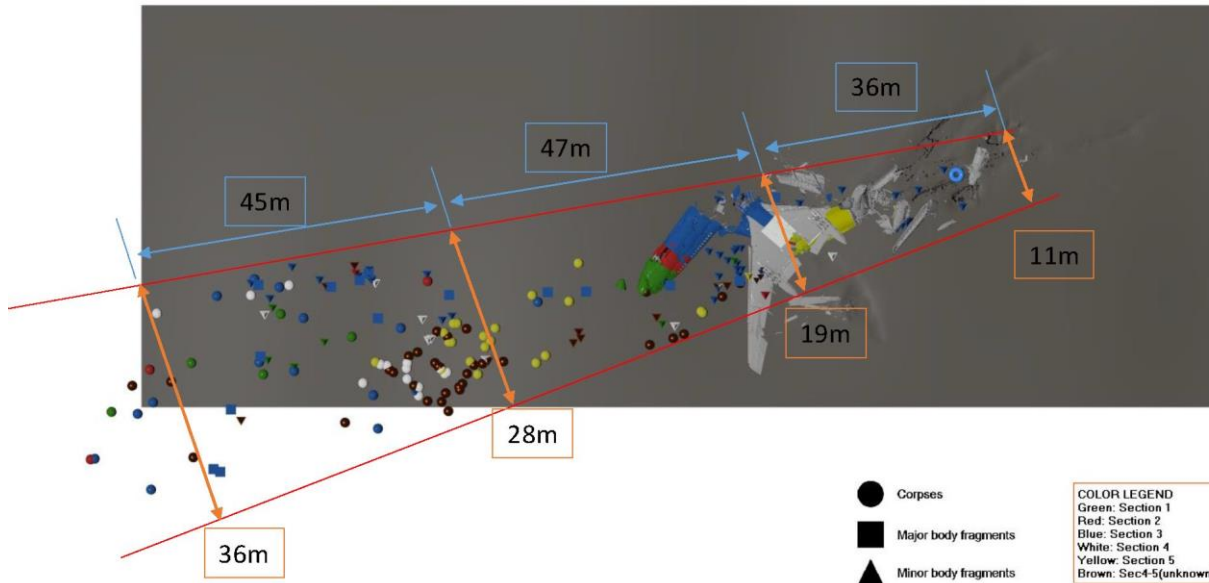
Rys. 4.43 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciał (czas: 400 ms i 500 ms)

0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 121 ,TIME 5.99999011E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE



0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 121 ,TIME 5.99999011E-01	działka 0:d3: (fo1 90260350) : Tu-154 : STAN 121, CZAS 5.99999011E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozycjonowanie _wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brazowy: Sec4-5 (nieznana)

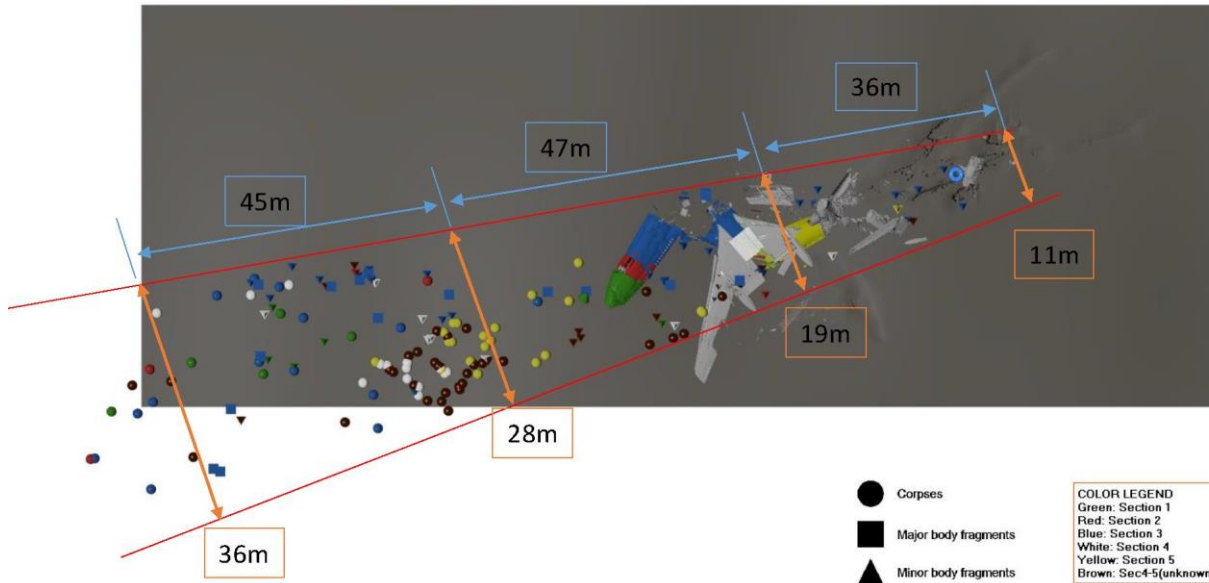
0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 141 ,TIME 6.99999094E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE



0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 141 ,TIME 6.99999094E-01	działka 0:d3: (fo1 90260350) : Tu-154 : STAN 141, CZAS 6.99999094E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozycjonowanie _wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brazowy: Sec4-5 (nieznana)

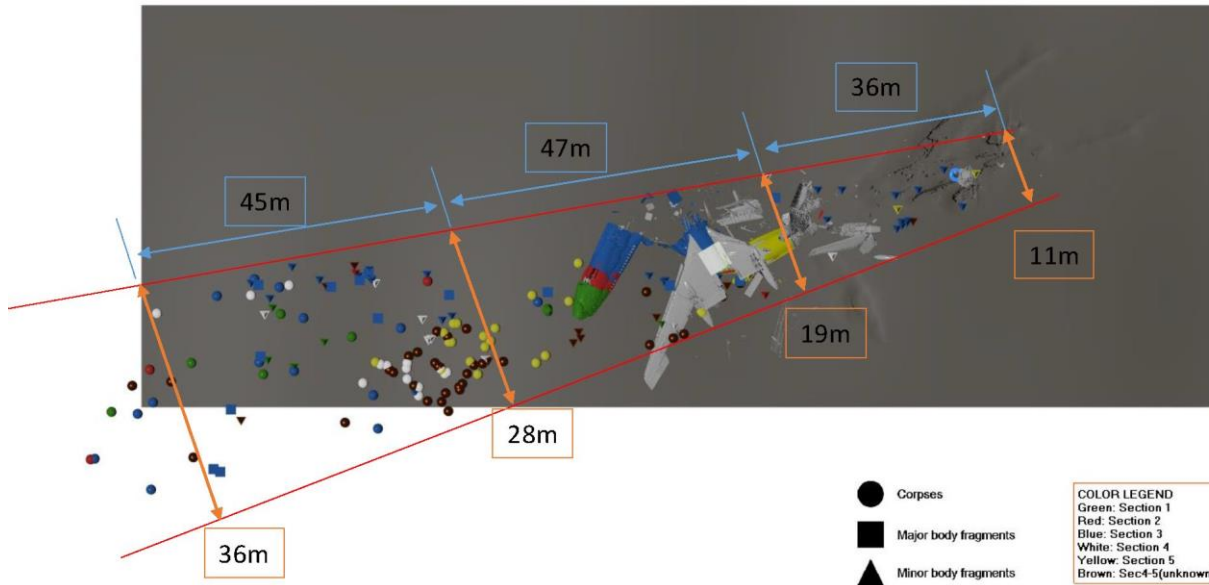
Rys. 4.44 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciał (czas: 600 ms i 700 ms)

0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 161 ,TIME 7.99998760E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE



0:d3plot: (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 161 ,TIME 7.99998760E-01	działka 0:d3: (fo1 90260350) : Tu-154 : STAN 161, CZAS 7.99998760E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozycjonowanie_wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brazowy: Sec4-5 (nieznana)

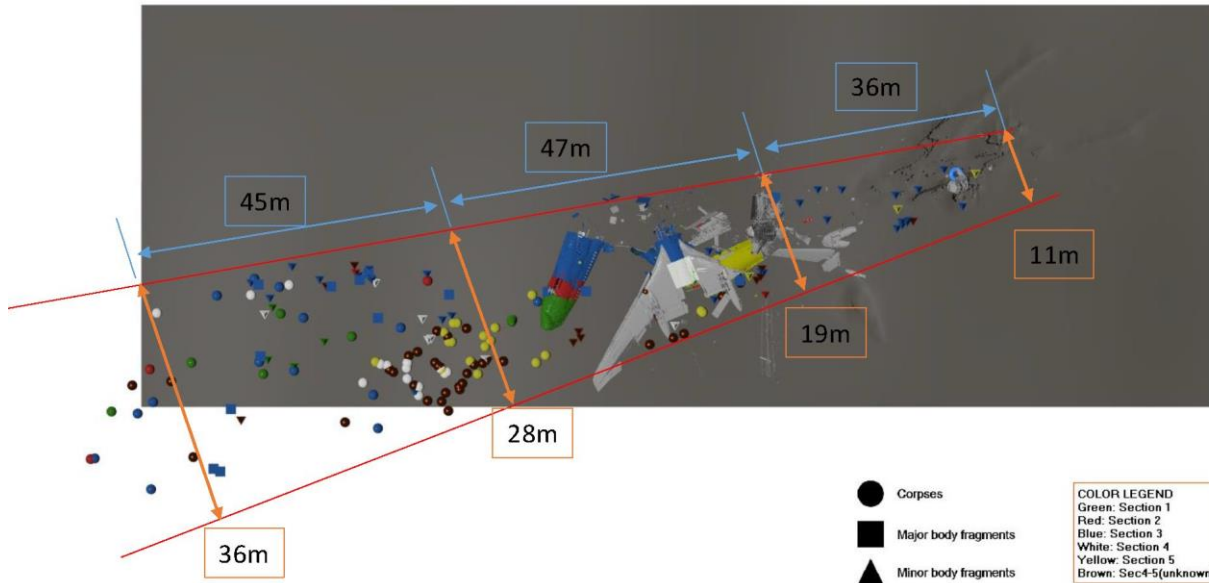
0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 181 ,TIME 8.99999082E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE



0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 181 ,TIME 8.99999082E-01	działka 0:d3: (fo1 90260350) : Tu-154 : STAN 181, CZAS 8.99999082E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozycjonowanie_wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brazowy: Sec4-5 (nieznana)

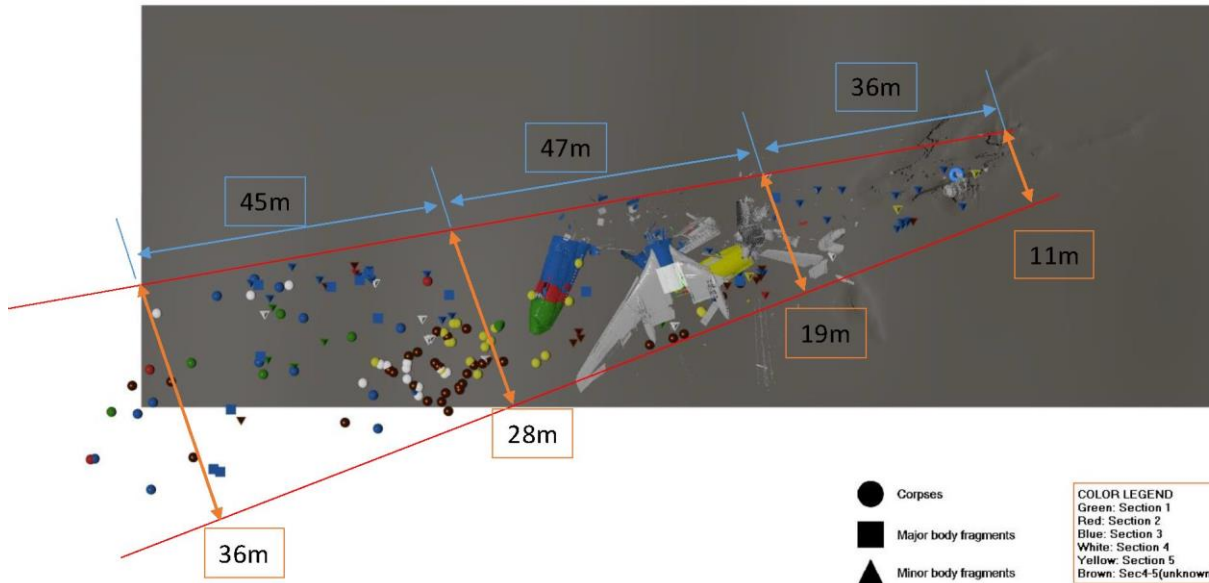
Rys. 4.45 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciał (czas: 800 ms i 900 ms)

0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 201 ,TIME 9.99998748E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE



0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 201 ,TIME 9.99998748E-01	działka 0:d3: (fo1 90260350) : Tu-154 : STAN 201, CZAS 9.99998748E-01
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozycjonowanie _wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brazowy: Sec4-5 (nieznana)

0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 208 ,TIME 1.03499901E+00
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE



0:d3plot : (fo1 90260350) : Tu-154 : STATE 208 ,TIME 1.03499901E+00	działka 0:d3: (fo1 90260350) : Tu-154 : STAN 208, CZAS 1.03499901E+00
1:Pax_Location_Positioned_scaled.key : ORIGINAL STATE	1:Pasaż_Lokalizacja_pozycjonowanie_wyskalowana.klucz: STAN PIERWOTNY
2:Major_frags_positioned.key : ORIGINAL STATE	2:Duże_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
3:Minor_frags_positioned2.key : ORIGINAL STATE	2:Małe_szczałki_pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
4:Door823_Positioned.key : ORIGINAL STATE	4:Drzwi823_Pozycjonowane.klucz: STAN PIERWOTNY
Corpses	Zwłoki
Major body fragments	Duże kawałki ciał
Minor body fragments	Małe kawałki ciał
COLOR LEGEND	LEGENDA KOLORÓW
Green: Section 1	Zielony: Sekcja 1
Red: Section 2	Czerwony: Sekcja 2
Blue: Section 3	Niebieski: Sekcja 3
White: Section 4	Biały: Sekcja 4
Yellow: Section 5	Żółty: Sekcja 5
Brown: Sec4-5(unknown)	Brazowy: Sec4-5 (nieznana)

Rys. 4.46 Kinematyka modelu numerycznego statku powietrznego Tu154 - na widok z góry nałożono zwłoki i kawałki ciał (czas: 1000 ms i 1035 ms)

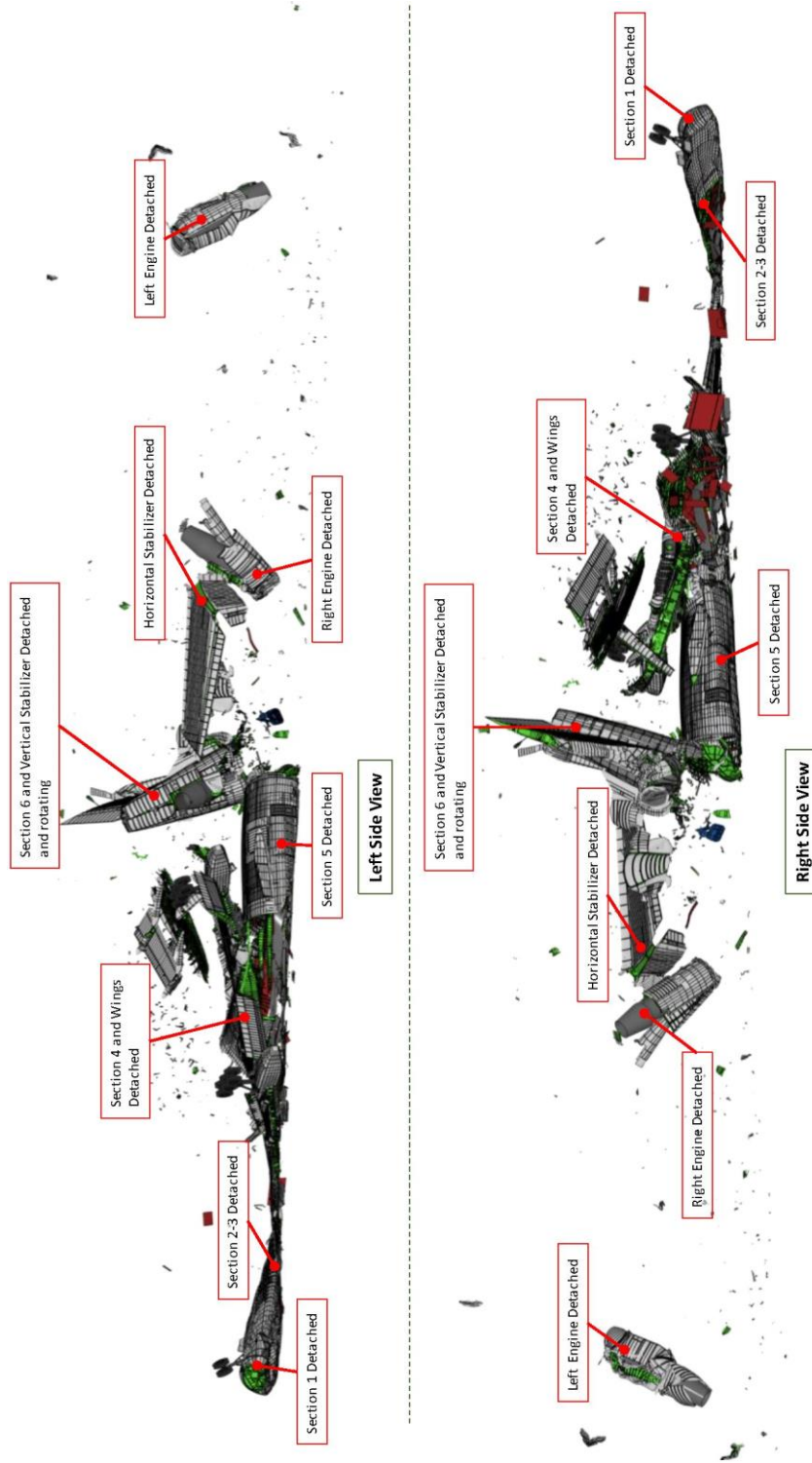


Section 2-3 Detached	Sekcja 2-3 Urwane
Section 1 Detached	Sekcja 1 Urwane



Section 4 and Wings Detached	Sekcja 4 i skrzydła urwane
Section 6 and Vertical Stabilizer Detached	Sekcja 6 i statecznik pionowy urwane
Section 5 Detached	Sekcja 5 urwana
Horizontal Stabilizer Detached	Statecznik poziomy urwany
Right Engine Detached	Prawy silnik urwany
Left Engine Detached	Lewy silnik urwany

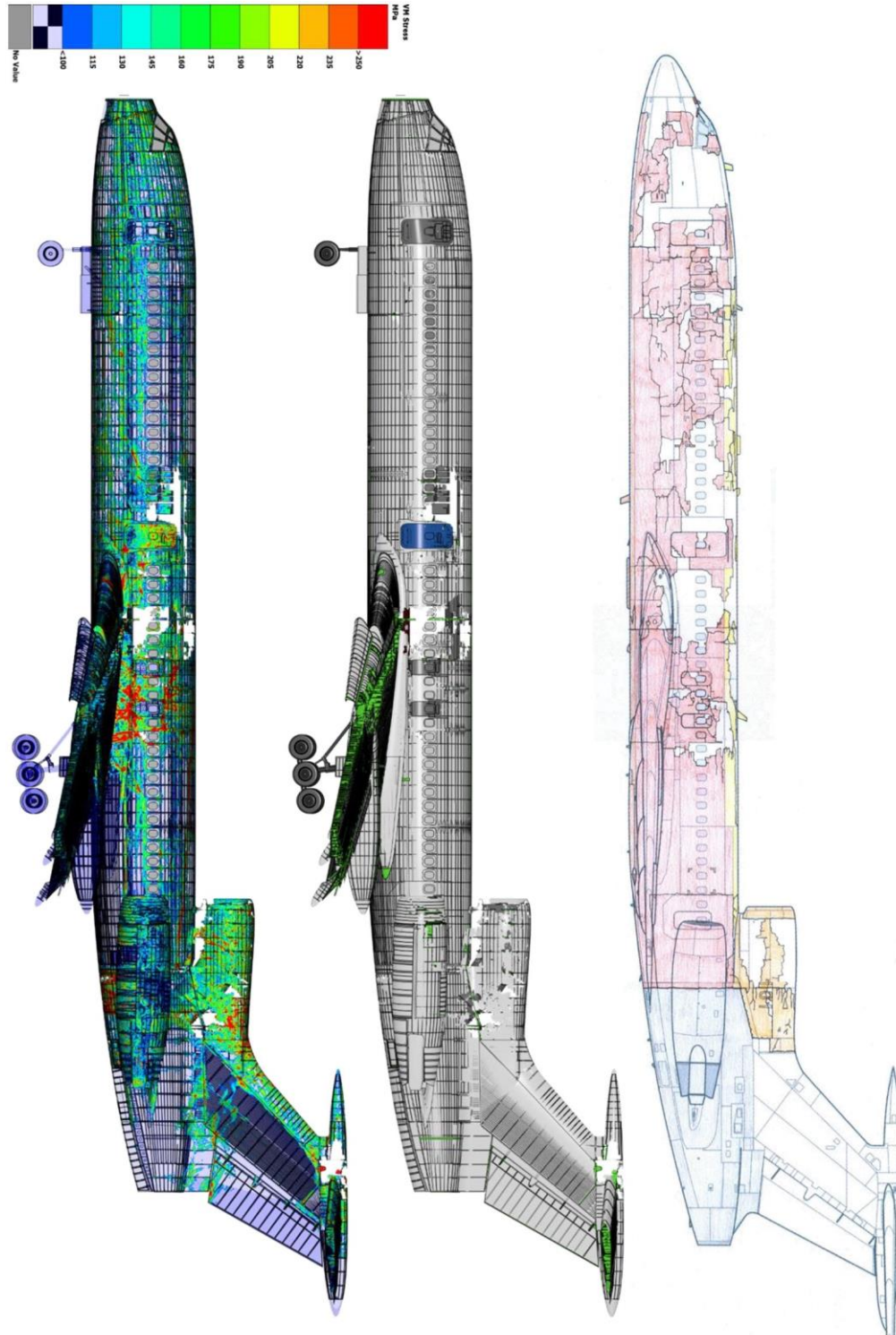
Rys. 4.47 Model numeryczny uszkodzenia prawej strony statku powietrznego Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - Widok z góry (górze) i widok z dołu (dół)



Section 1 Detached	Sekcja 1 Oderwana
Section 2-3 Detached	Sekcja 2-3 Oderwane

Section 4 and Wings Detached	Sekcja 4 i skrzydła oderwane
Section 6 and Vertical Stabilizer Detached and rotating	Sekcja 6 i statecznik pionowy urwane i obracające się
Section 5 Detached	Sekcja 5 oderwana
Left Side View	Widok z lewej strony
Right Engine Detached	Prawy silnik urwany
Horizontal Stabilizer Detached	Statecznik poziomy urwany
Left Engine Detached	Lewy silnik urwany
Section 1 Detached	Sekcja 1 Oderwana
Section 2-3 Detached	Sekcja 2-3 Oderwane
Section 4 and Wings Detached	Sekcja 4 i skrzydła oderwane
Section 5 Detached	Sekcja 5 oderwana
Right Side View	Widok z prawej strony
Horizontal Stabilizer Detached	Statecznik poziomy urwany
Section 6 and Vertical Stabilizer Detached and rotating	Sekcja 6 i statecznik pionowy urwane i obracające się
Left Engine Detached	Lewy silnik urwany
Right Engine Detached	Prawy silnik urwany

**Rys. 4.48 Model numeryczny uszkodzenia statku powietrznego Tu154 w czasie $t = 1035$ ms -
widok z lewej strony (lewa) i widok z prawej strony (prawa)**



VM Stress MPa	Naprężenia Von Mises MPa
------------------	-----------------------------



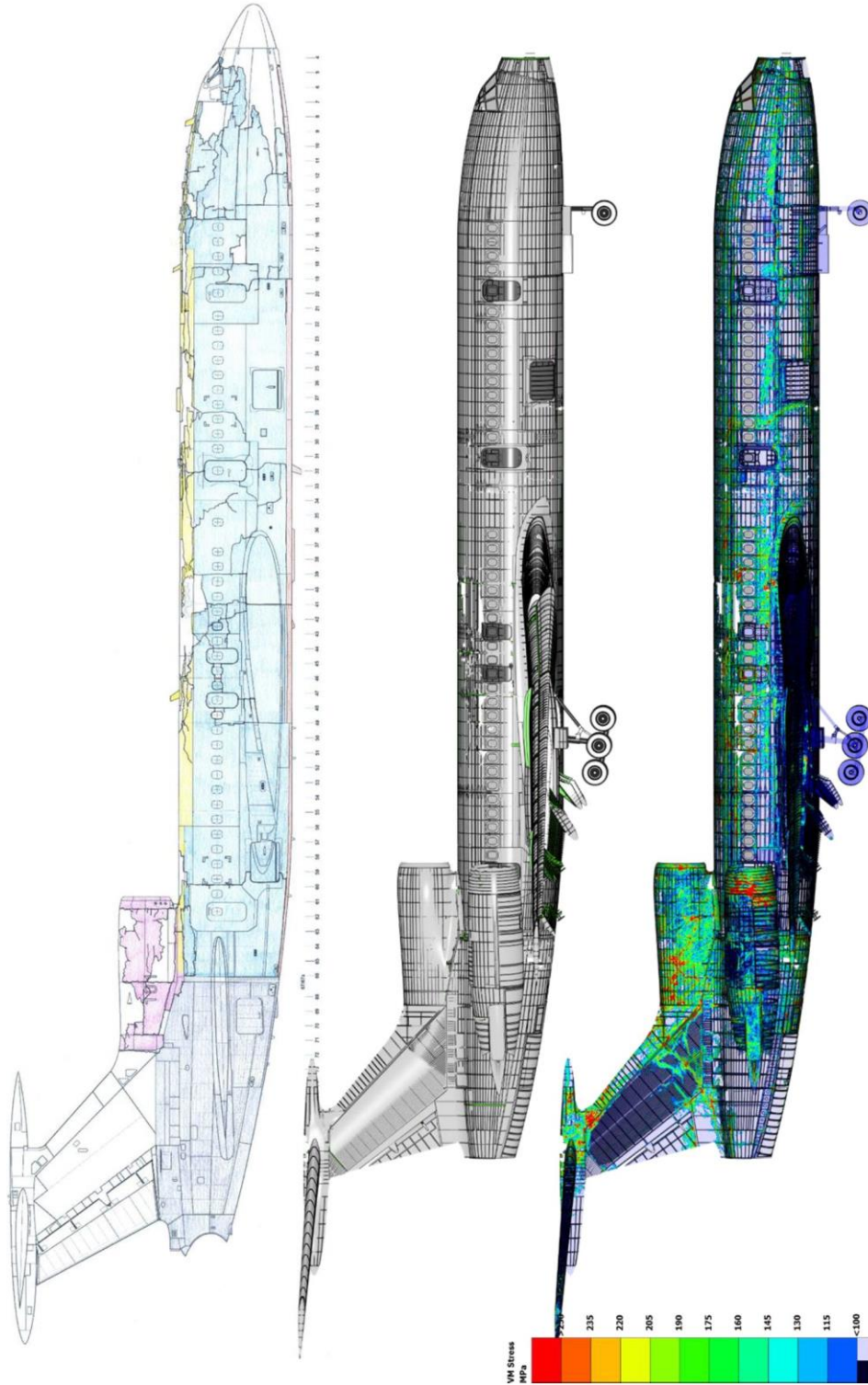
National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)
1845 Fairmount
Wichita, Kansas 67260-0093
800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu POL-005
Wersja IR
Data 18-12-2020
Strona 184 z 223

No Value

Brak wartości

Rys. 4.49 Model numeryczny uszkodzenia lewej strony samolotu Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - porównanie ze szkicem szczątków dostarczonym przez Polską Podkomisję [25]



VM Stress MPa	Naprężenia Von Mises MPa
------------------	-----------------------------



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

186 z 223

No Value

Brak wartości

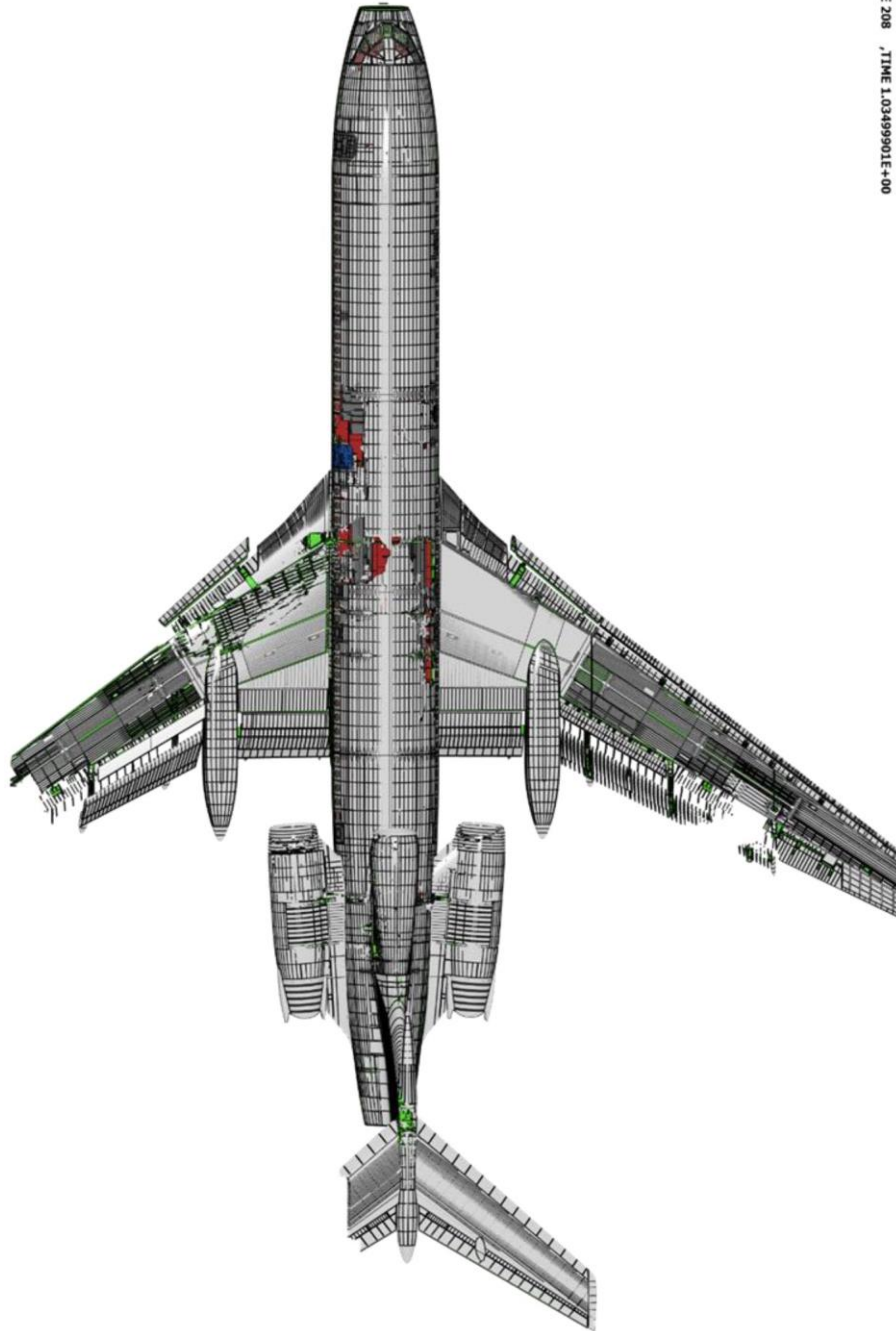
Rys. 4.50 Uszkodzenie modelu numerycznego prawej strony samolotu Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - porównanie ze szkicem szczątków dostarczonym przez Polską Podkomisję [25]



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)
1845 Fairmount
Wichita, Kansas 67260-0093
800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu
Wersja
Data
Strona

POL-005
IR
18-12-2020
187 z 223



0:03pbr : Tu-154 : STATE 208 , TIME 1.03499901E+00

STATE	STAN
-------	------

TŁUMACZENIE POŚWIADCZONE Z JĘZYKA ANGIELSKIEGO



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

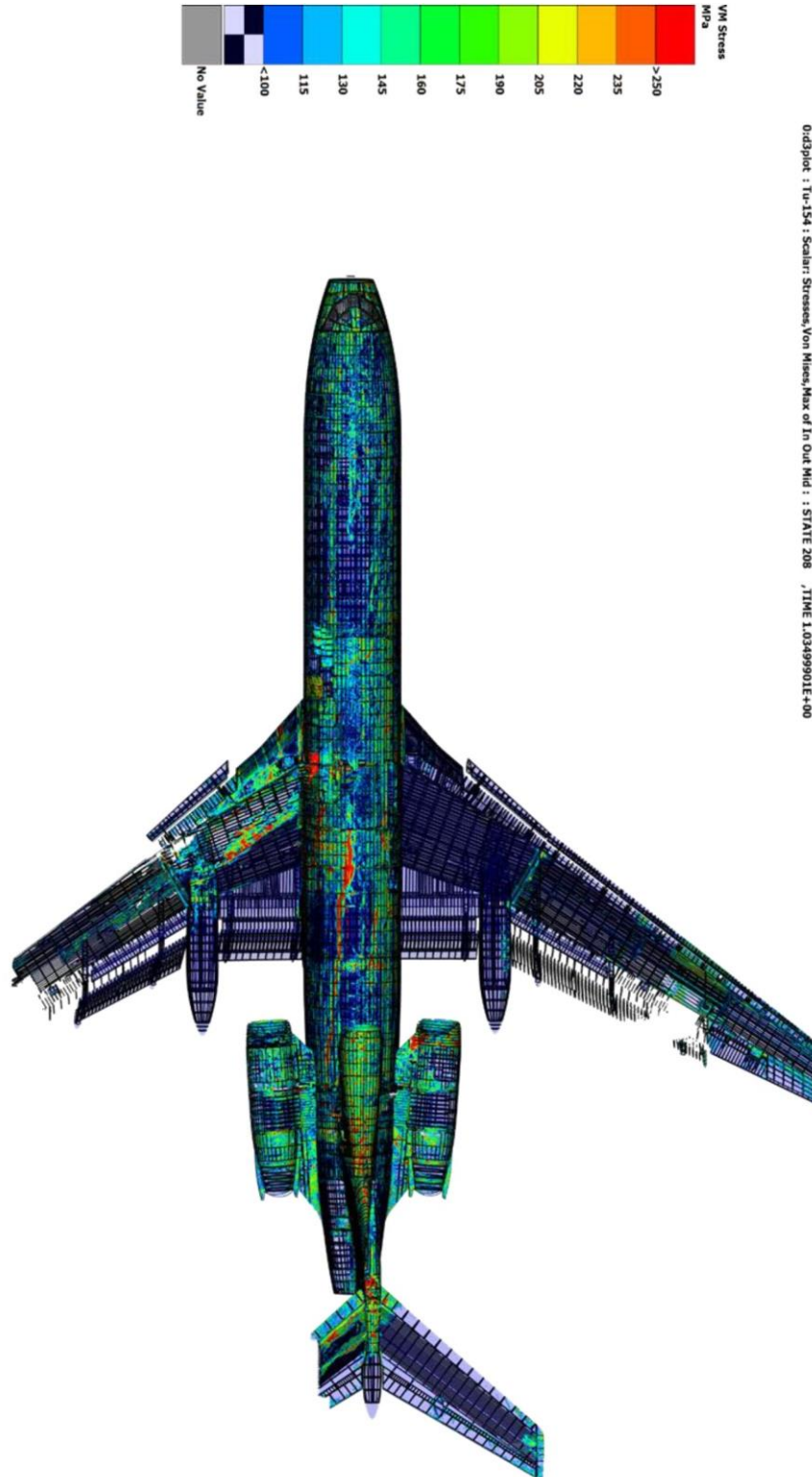
Strona

188 z 223

TIME

CZAS

**Rys. 4.51 Model numeryczny przedstawiający uszkodzenie górnej części statku
powietrznego Tu154 w czasie $t = 1035$ ms**



VM Stress	Napężenia Von Mises
-----------	---------------------



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

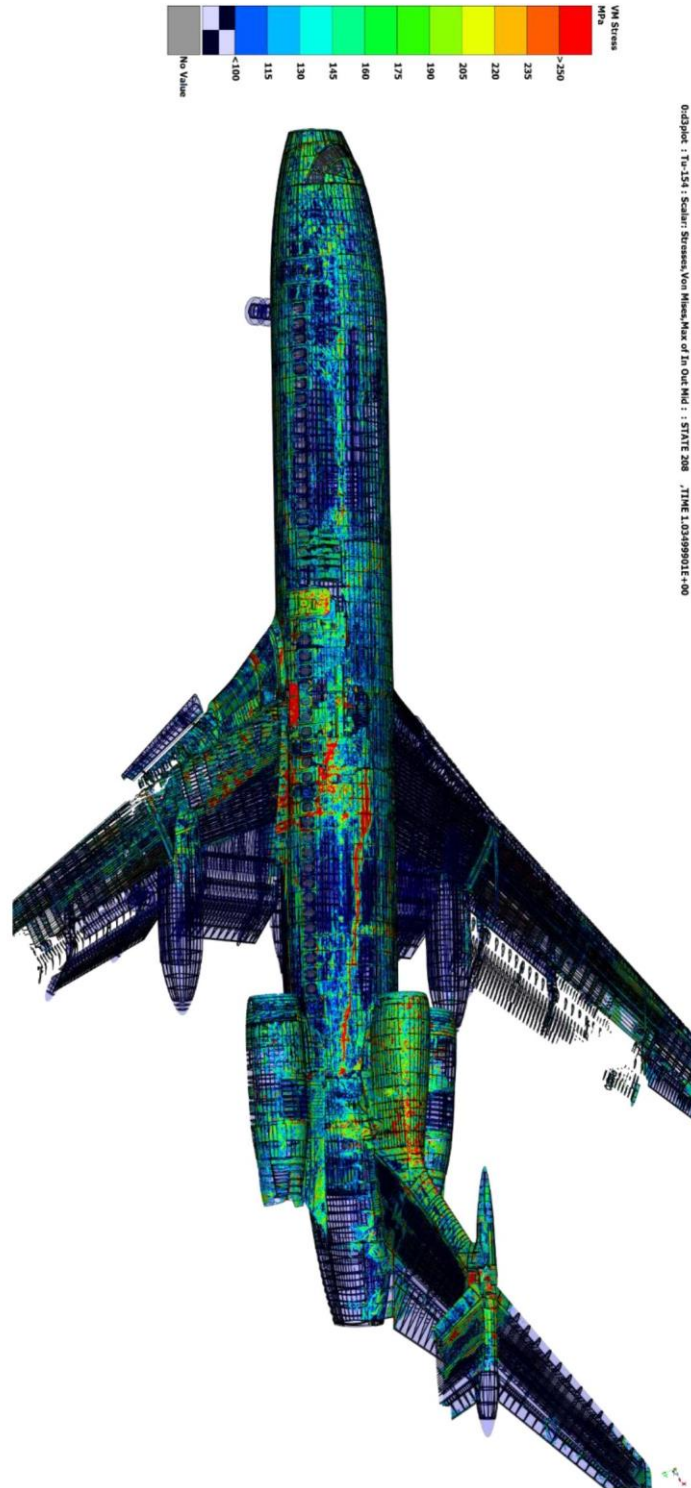
18-12-2020

Strona

190 z 223

MPa	MPa
No Value	Brak wartości
STATE	STAN
TIME	CZAS

Rys. 4.52 Model numeryczny przedstawiający uszkodzenie (Naprężenie Von-Mises) górnej części statku powietrznego Tu154 w czasie $t = 1035$ ms



VM Stress MPa	Napężenia Von Mises MPa
------------------	----------------------------



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

192 z 223

No Value	Brak wartości
STATE	STAN
TIME	CZAS

**Rys. 4.53 Model numeryczny przedstawiający zniszczenie statku powietrznego Tu154
(naprężenie Von-Misesa) przy $t = 1035$ ms**

4.2.2 Analiza śladów na ziemi - porównanie z Raportem MAK

Raport MAK podaje "pierwsze zderzenie z ziemią spowodowało bruzdę wykonaną przez krawędzie natarcia statecznika i statecznika pionowego aż do fragmentów lampy SI-2U zestawu oświetleniowego SMI-2KM o głębokości 0,5 m i długości 22 m oraz bruzdę wykonaną przez lewe skrzydło o głębokości do 0,4 m i długości 22 m z fragmentami płata lewego skrzydła i dźwiga N 154.83.5711-090-009" [1]. Zdjęcie z rowkami w ziemi na miejscu wypadku przedstawia Rys. 4.54.

Analiza numeryczna pozwoliła ustalić, że bruzda powstała na skutek zderzenia z ziemią statecznika o długości około 21,5 m i głębokości 0,46 m, zgodnie z Rys. 4.56. Natomiast bruzda lewego skrzydła w analizie numerycznej ma długość około 23,1 m i głębokość 1,03 m, zgodnie z Rys. 4.57. Pomiar śladów na ziemi są zestawione w Tabeli 4.5. Należy podkreślić, że wartości te są zależne od gęstości siatki elementów gruntu. Ze względu na ograniczenia wydajności obliczeniowej grunt w modelu numerycznym został zdefiniowany przy pomocy elementów bryłowych o wymiarach 0,2 m x 0,2 m x 0,33 m. Dlatego rozdzielczość zmierzonej głębokości bruzdy będzie różna, jeśli w modelu gruntu zastosowana zostanie inna gęstość elementów.

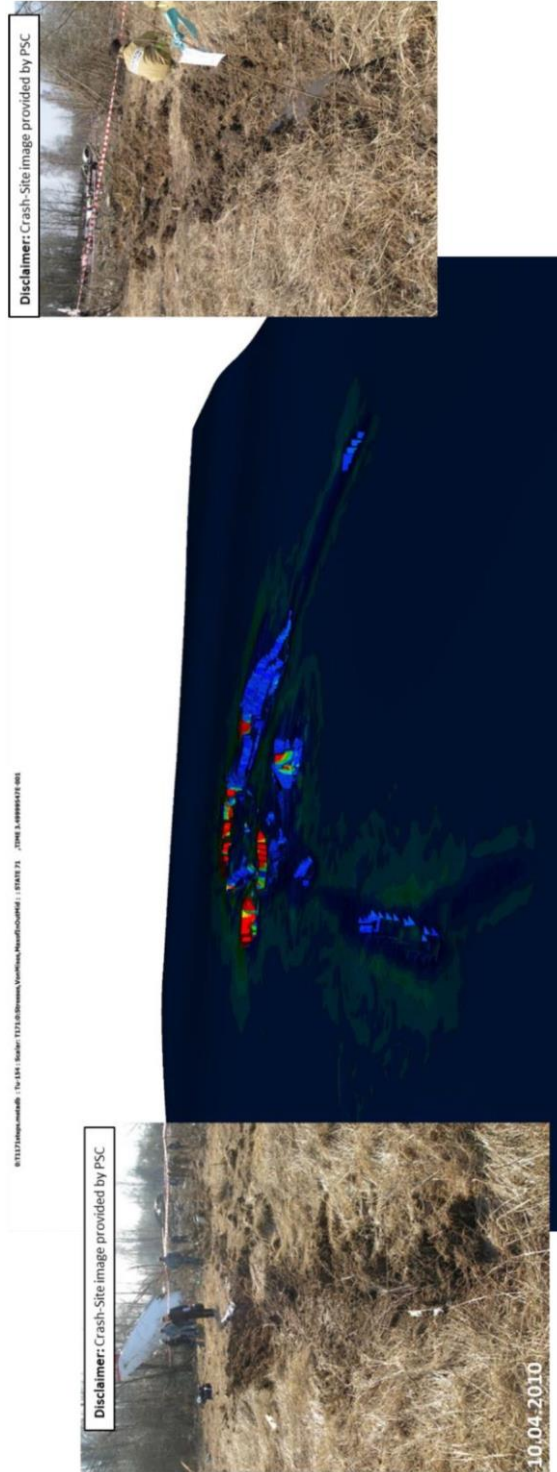
Tabela 4.5 Wyniki analizy śladów na ziemi

	Długość na miejscu wypadku	Długość w analizie numerycznej	Głębokość na miejscu wypadku	Głębokość w analizie numerycznej
Bruzda wykonana przez lewe skrzydło	22 m	23,1 m	0,4 m	1,03 m
Bruzda wykonana przez statecznik	22 m	21,5 m	0,5 m	0,46 m



Disclaimer: Crash-Site image provided by PSC	Zastrzeżenie: zdjęcia miejsca wypadku dostarczyła Polska Podkomisja
Stabilizer furrow	Bruzda wyżłobiona przez statecznik
Left wing furrow	Bruzda wyżłobiona przez lewe skrzydło

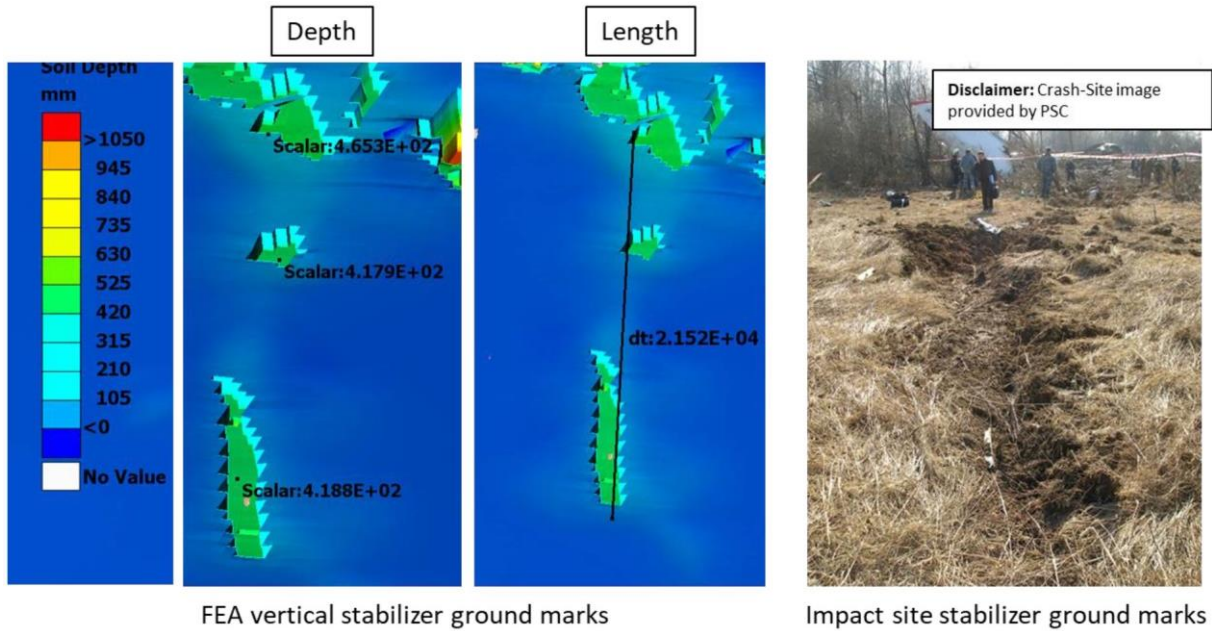
Rys. 4.54 Bruzdy statecznika (po lewej stronie) i lewego skrzydła (po prawej stronie) na miejscu wypadku



Disclaimer: Crash-Site image provided by PSC

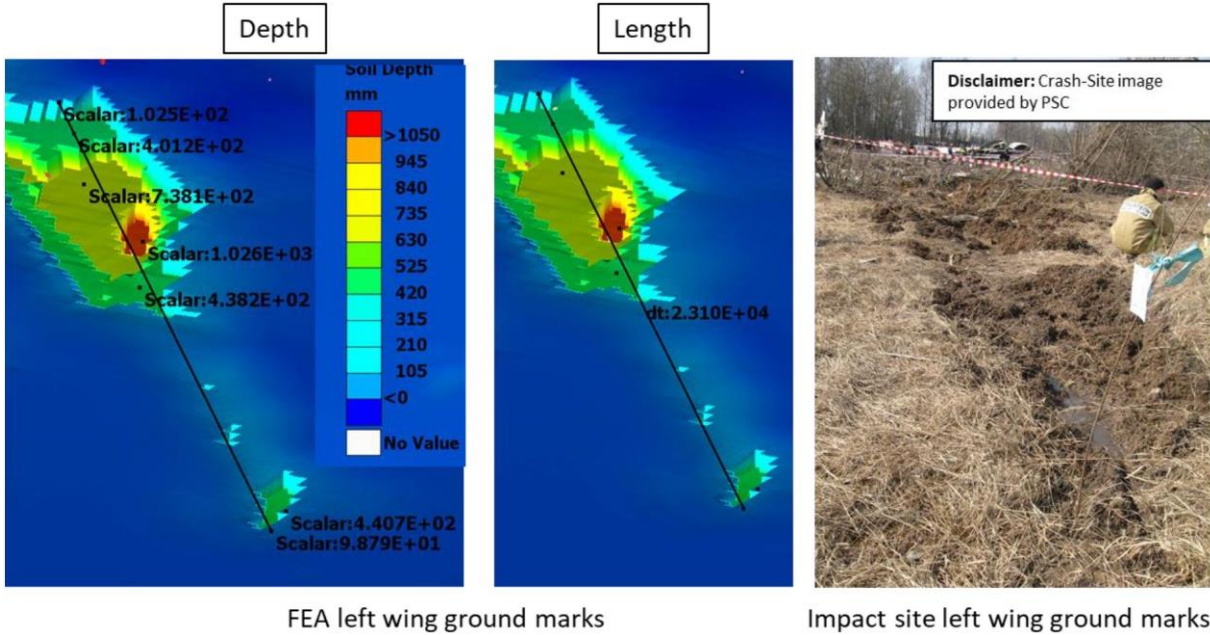
Zastrzeżenie: zdjęcia miejsca wypadku dostarczyła
Polska Podkomisja

Rys. 4.55 Bruzdy statecznika (po lewej stronie) i lewego skrzydła (po prawej stronie) na miejscu wypadku oraz model numeryczny



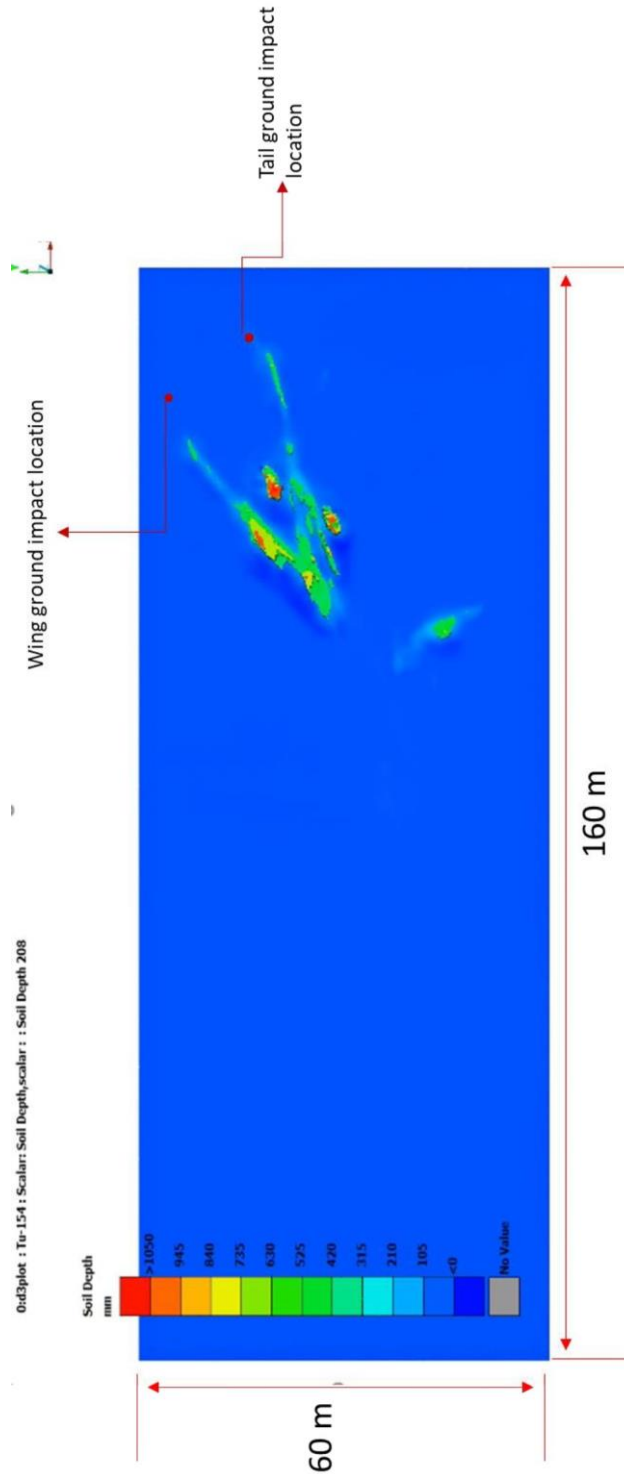
Soil Depth mm	Głębokość w ziemi mm
No Value	Brak wartości
Depth	Głębokość
Length	Długość
Disclaimer: Crash-Site image provided by PSC	Zastrzeżenie: zdjęcia miejsca wypadku dostarczyła Polska Podkomisja
FEA vertical stabilizer ground marks	Ślady na ziemi wykonane przez statecznik pionowy w analizie metodą elementów skończonych (FEA)
Impact site stabilizer ground marks	Ślady na ziemi wykonane przez statecznik w miejscu zderzenia
Scalar:	Skalar:

Rys. 4.55 Bruzdy statecznika na miejscu wypadku i w modelu numerycznym



Soil Depth mm	Głębokość w ziemi mm
No Value	Brak wartości
Depth	Głębokość
Length	Długość
Scalar:	Skalar:
Disclaimer: Crash-Site image provided by PSC	Zastrzeżenie: zdjęcia miejsca wypadku dostarczyła Polska Podkomisja
FEA left wing ground marks	Ślad na ziemi zostawiony przez lewe skrzydło w analizie metodą elementów skończonych (FEA)
Impact site left wing ground marks	Ślady na ziemi lewego skrzydła na miejscu zderzenia z ziemią.

Rys. 4.57 Porównanie bruzdy lewego skrzydła na miejscu wypadku i w modelu numerycznym



0:d3plot : Tu-154 : Scalar: Soil Depth,scalar : : Soil
Depth 208

Działka 0:d3: Tu-154 : Skalar: głębokość w ziemi, skalar
: głębokość w ziemi 208



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

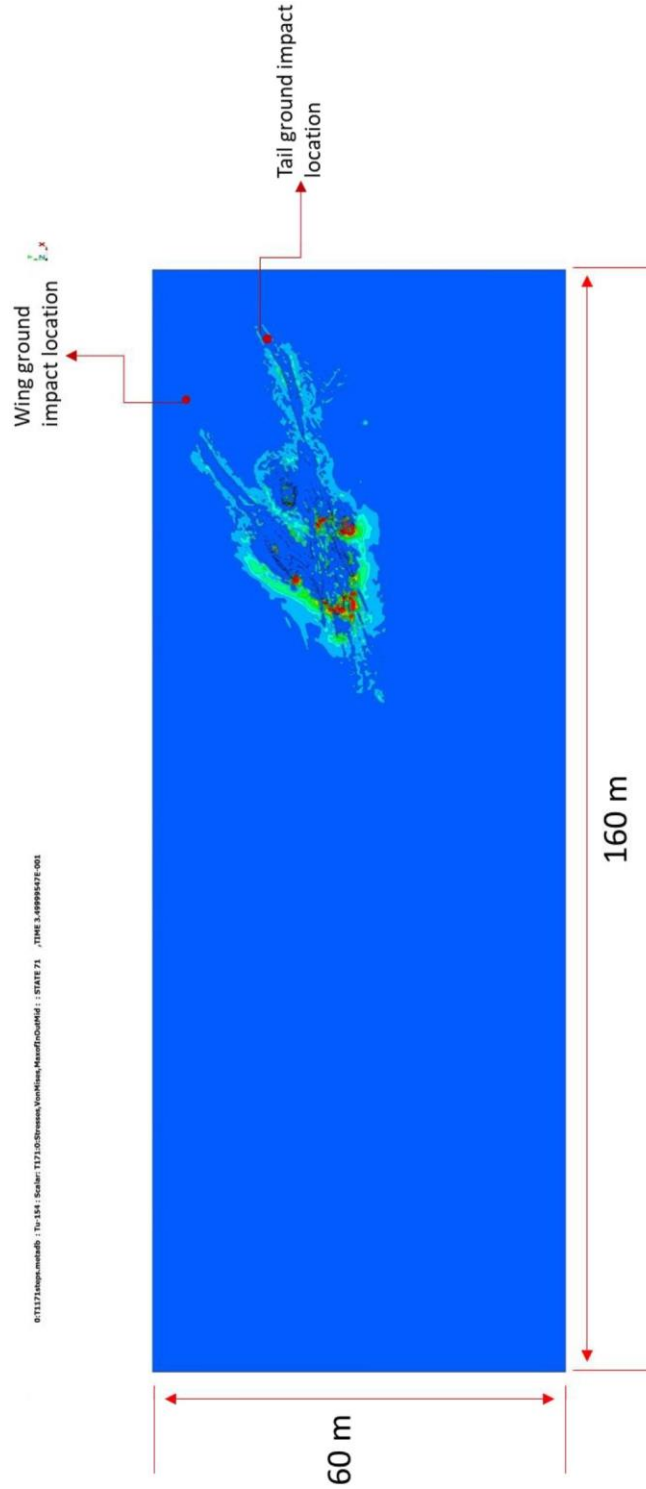
18-12-2020

Strona

199 z 223

Soil Depth mm	Głębokość w ziemi mm
Wing ground impact location	Lokalizacja zderzenia skrzydła z ziemią
Tail ground impact location	Lokalizacja zderzenia ogona statku powietrznego z ziemią

Rys. 4.58 Głębokość śladów na ziemi w modelu numerycznym



0:T1171stops.metadb : Tu-154 : Skalar:
T171 :0 :Stresses,VonMises,MaxofinOutMid : : STATE

0:T1171stops.metadb : Tu-154 : Skalar:
T171 :0 :Napężenia,VonMises, Max. na stateczniku



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

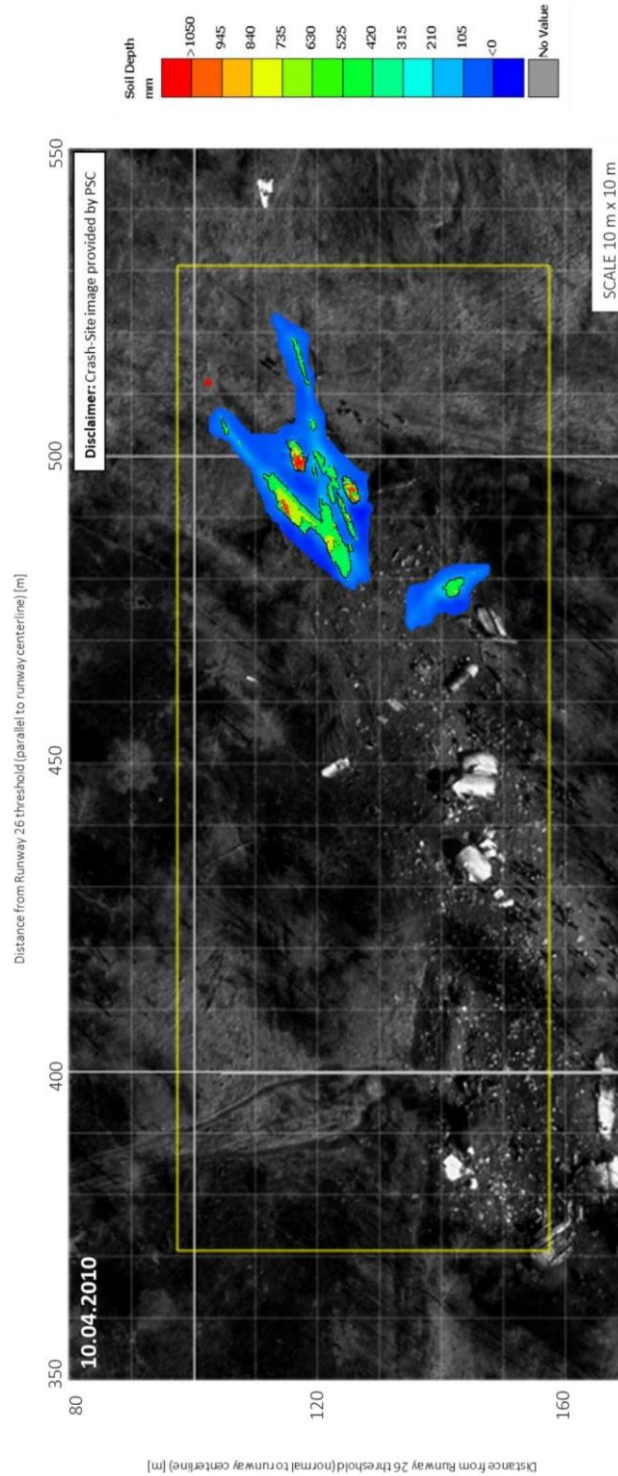
18-12-2020

Strona

201 z 223

71, TIME 3.49999547E-001	pionowym zewn. pośrodku: : STAN 71, CZAS 3.49999547E-001
Wing ground impact location	Lokalizacja zderzenia skrzydła z ziemią
Tail ground impact location	Lokalizacja zderzenia ogona statku powietrznego z ziemią

**Rys. 4.59 Naprężenia Von Mises dla śladów na ziemi w modelu numerycznym – Czas = 350
ms**



Distance from Runway 26 threshold (parallel to runway centerline) [m]	Odległość od progu drogi startowej 26 (równoległe do linii środkowej drogi startowej) [m]
---	---



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

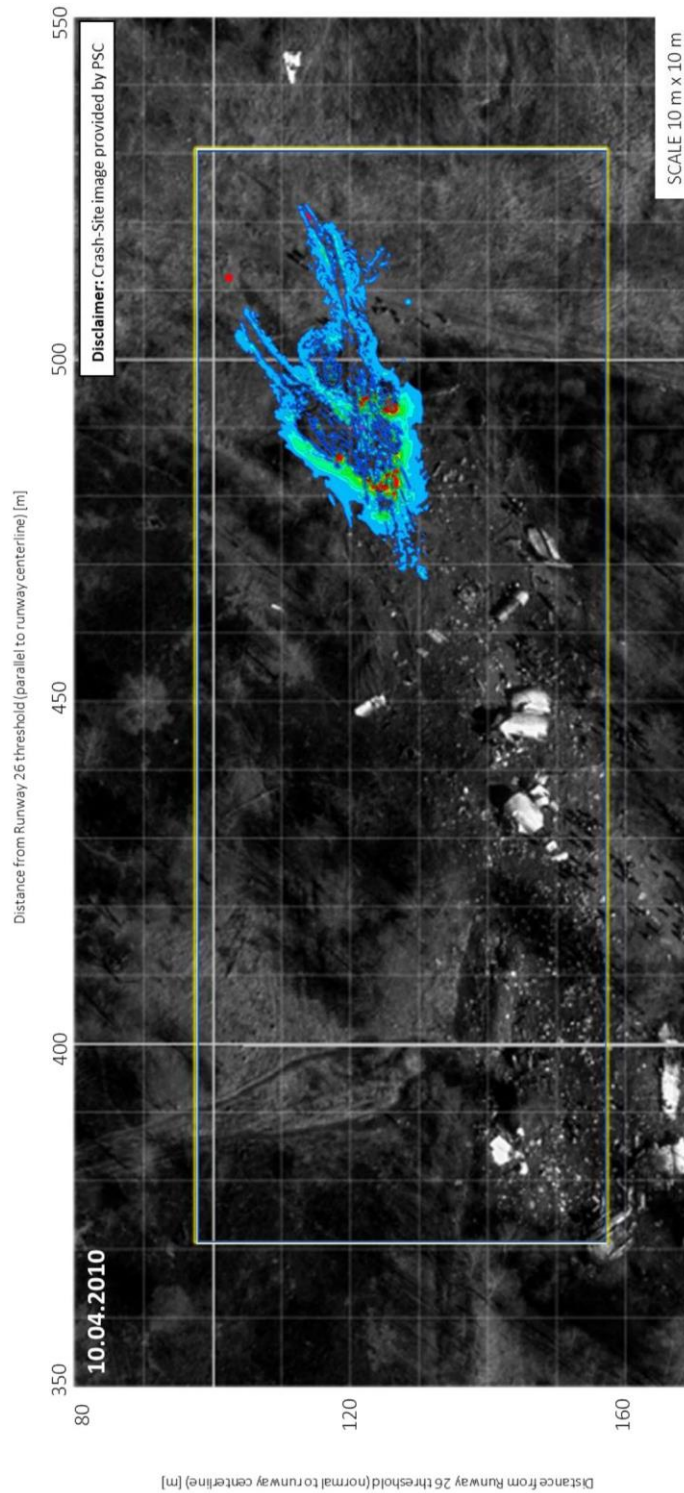
18-12-2020

Strona

203 z 223

SCALE 10 m x 10 m	SKALA 10 m x 10 m
No Value	Brak wartości
Soil Depth mm	Głębokość w ziemi mm
Disclaimer: Crash-Site image provided by PSC	Zastrzeżenie: zdjęcia miejsca wypadku dostarczyła Polska Podkomisja
Distance from Runway 26 threshold (normal to runway centerline) [m]	Odległość od progu drogi startowej 26 (normalna do linii środkowej drogi startowej) [m]

4.59 Naprężenia Von Mises dla śladów na ziemi w modelu numerycznym – Czas = 350 ms



Distance from Runway 26 threshold (parallel to runway centerline) [m]	Odległość od progu drogi startowej 26 (równoległe do linii środkowej drogi startowej) [m]
---	---

SCALE 10 m x 10 m	SKALA 10 m x 10 m
Disclaimer: Crash-Site image provided by PSC	Zastrzeżenie: zdjęcia miejsca wypadku dostarczyła Polska Podkomisja
Distance from Runway 26 threshold (normal to runway centerline) [m]	Odległość od progu drogi startowej 26 (normalna do linii środkowej drogi startowej) [m]

Rys. 4.61 Naprężenia Von Mises dla śladów na ziemi w modelu numerycznym – Czas = 350 ms

4.3 Analiza drzwi 823

Drzwi 823 zostały wyróżnione jako punkt krytyczny analizy katastrofy ze względu na sposób ich osadzenia w ziemi. Kinematyka drzwi w czasie symulacji jest szczegółowo analizowana w celu zrozumienia możliwości wystąpienia tego zjawiska. Należy zwrócić uwagę, że symulacja posiada w tym zakresie ograniczenia, gdyż grunt modelowany był za pomocą elementów gruboziarnistych (o długości elementu do 0,2 m na 0,2 m na 0,33 m).

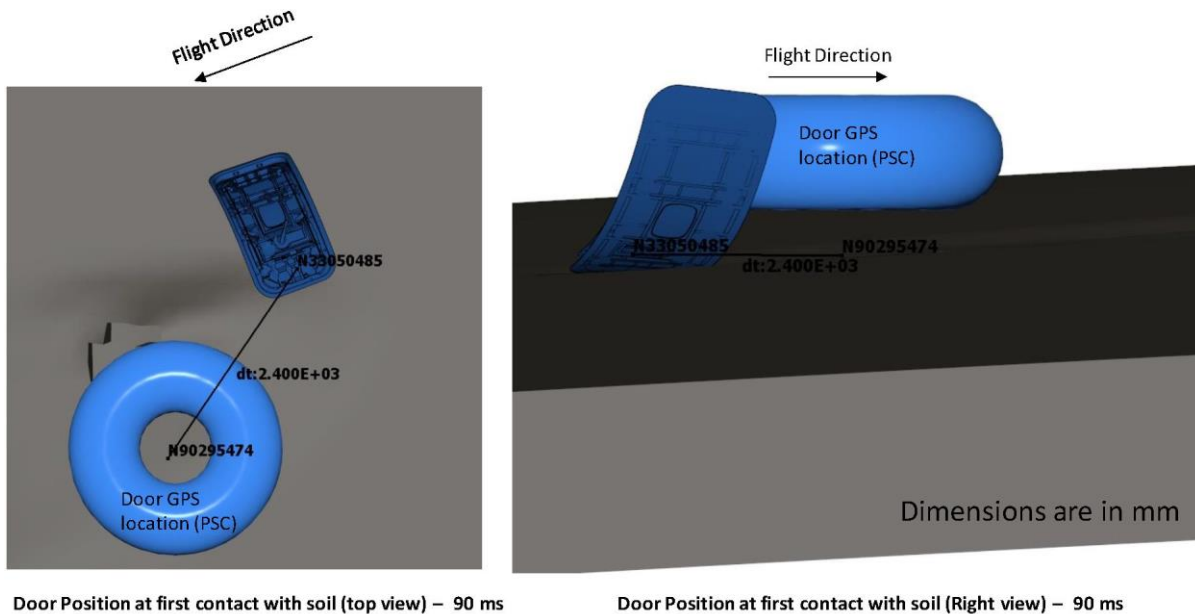
Pierwsze zderzenie drzwi 823 z ziemią oraz odpowiednie położenie drzwi 823 na miejscu wypadku zaznaczono na Rys. 4.62. Drzwi zderzają się z ziemią w odległości około 2,4 m od rzeczywistego miejsca. W symulacji drzwi 823 oddzielają się od kadłuba w ciągu 180 ms w wyniku zderzenia z ziemią i jak pokazano na Rys. 4.63. Położenie drzwi w różnych momentach symulacji obrazuje kinematyka drzwi przedstawiona na Rys. 4.64. Przy 180 ms drzwi są oddalone o 4,3 m od rzeczywistego położenia na miejscu katastrofy. Mimo, że w tym momencie blokada drzwi zostaje zwolniona, drzwi nie są osadzone w gruncie ze względu na duże cząsteczki gruntu (0,2 m na 0,2 m na 0,33 m), jak pokazano na Rys. 4.65. Uszkodzenie drzwi w czasie 180 ms jest porównywane z drzwiami 823 z miejsca wypadku na Rys. 4.65. Model symulacyjny pokazuje podobne uszkodzenia drzwi w okolicy okna drzwiowego.

Dalsza analiza dotycząca drzwi 823 została przedstawiona na Rys. 4.66. Wykres kinematyki i prędkości całkowitej na Rys. 4.66 wskazuje, że gdy drzwi uderzą w ziemię, ich prędkość całkowita spadnie z 70 m/s do 31 m/s (w przedziale czasowym od 160ms do 180ms). W tym samym przedziale czasu prędkość kadłuba spada z 75 m/s do 66 m/s. W rezultacie kadłub przelatująby nad drzwiami, wywierając na nie obciążenia bezwładnościowe. W celu oszacowania obciążenia wywieranego na drzwi bierze się pod uwagę następujące czynniki:

- Masa pozostałych części statku powietrznego (bez Sekcji 1,2 i 3) - 61 574 kg
- Zmiana prędkości Z statku powietrznego (w przedziale czasowym od 180 ms do 200 ms na podstawie Rys. 4.66) – 1 m/s
- Szacunkowa zmiana energii kinetycznej ($1/2 * m * v^2$) – 30,787 J
- Odległość przebyta przez kadłub (w przedziale czasowym od 180 ms do 200 ms na podstawie Rys. 4.66) – 0,1 m

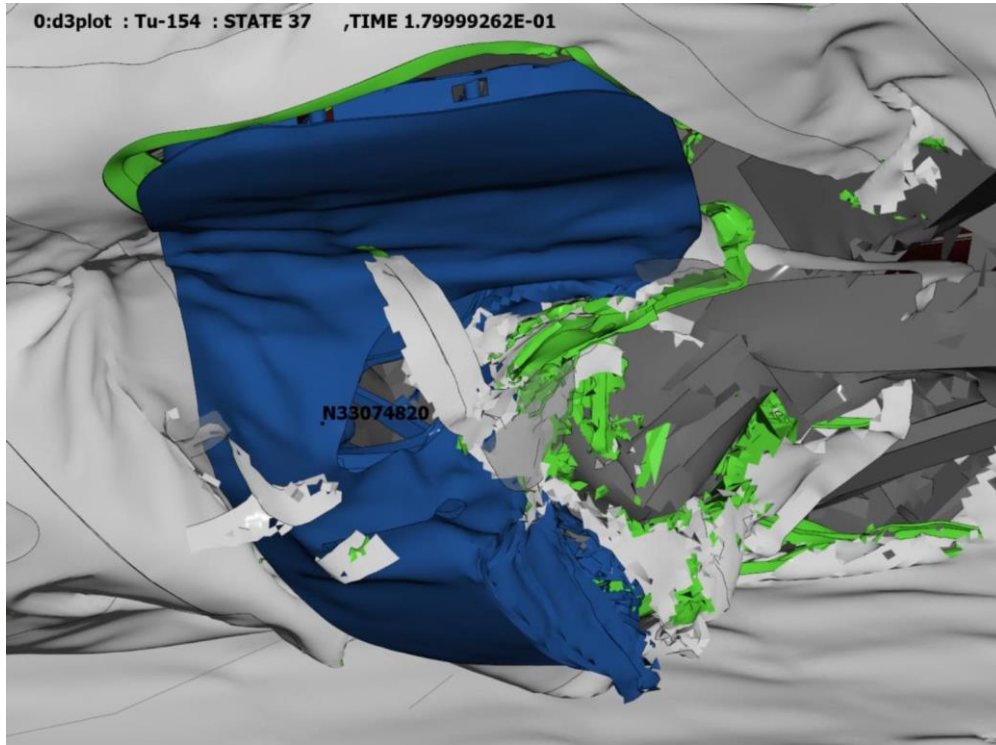
- Szacunkowa siła ($F = E/d$) - 307,870 N - 69,209 lbs

W oparciu o analizę przeprowadzoną w ramach badania drzwi [30] i pokazaną na Rys. 4.67, [30], do wciśnięcia drzwi w grunt po przeniknięciu jej warstwy wierzchniej potrzeba było średnio siły 25 000 funtów. Z przeprowadzonej analizy wynika, że szacowana siła wywierana przez samolot wynosi 69 209 lbs, co przekracza wymagane 25 000 lbs. Wskazuje to na możliwość wbicia drzwi w podłoże ze względu na obciążenia bezwładnościowe i elementy wewnętrzne konstrukcji przekazujące duże siły. Do bardziej szczegółowej analizy potrzebny byłby bardzo szczegółowy model gruntu; symulacja pokazuje jednak, że osadzenie drzwi Nr 823 w gruncie jest wykonalne.



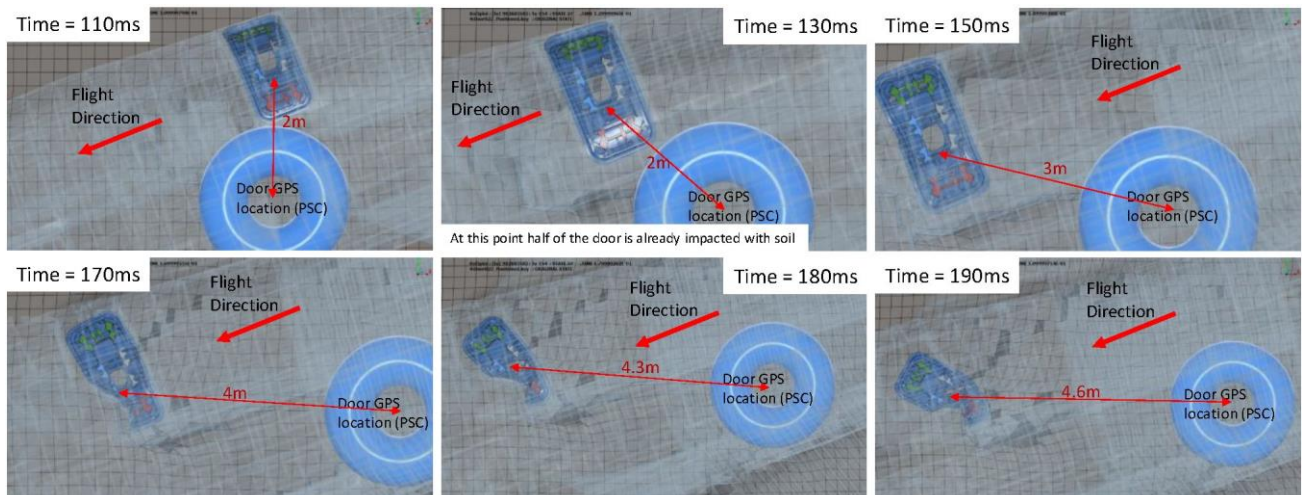
Flight Direction	Kierunek lotu
Door GPS location (PSC)	Lokalizacja drzwi GPS (Polska Podkomisja)
Door Position at first contact with soil (top view) - 90 ms	Położenie drzwi przy pierwszym kontakcie z podłożem (widok z góry) - 90 ms
Door Position at first contact with soil (Right view) - 90 ms	Położenie drzwi przy pierwszym kontakcie z podłożem (widok z prawej strony) - 90 ms
Dimensions are in mm	Wymiary podano w mm

Rys. 4.62 Sekcja 3 (czas symulacji: 90 ms) - Pierwsze uderzenie drzwi 823 a położenie GPS szczątków drzwi



0:d3plot : Tu-154 : STATE 37 ,TIME 1.79999262E-01	Działka 0:d3 : Tu-154 : STAN 37 ,CZAS 1.79999262E-01
---	--

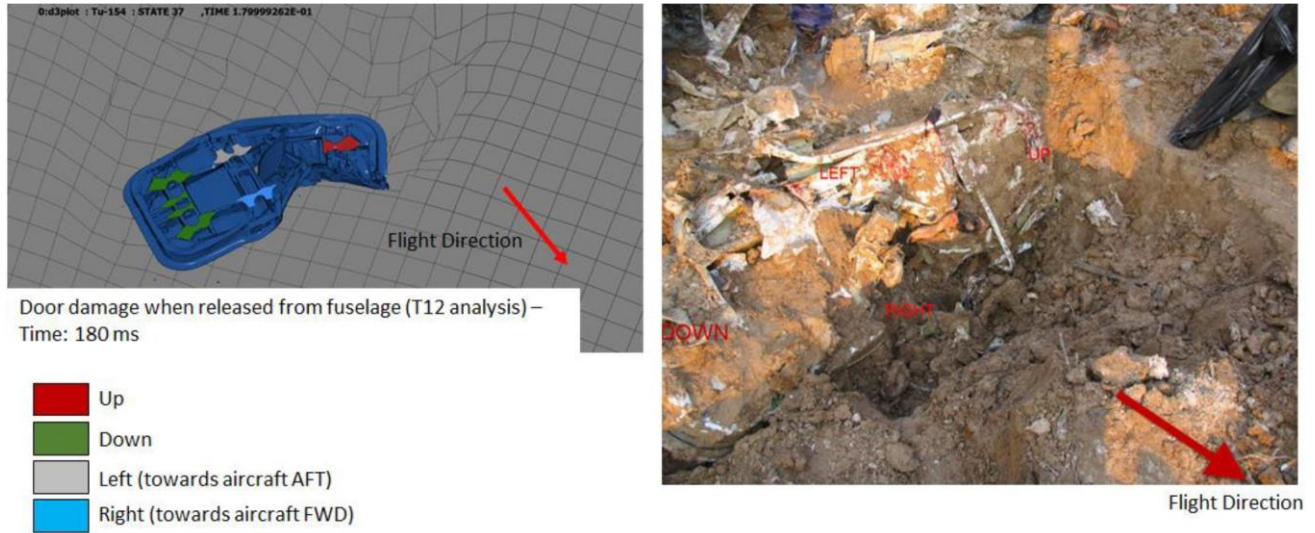
Rys. 4.63 Sekcja 3 (czas symulacji: 180 ms) - Oderwanie się drzwi 823 od kadłuba



Time	Czas
Flight	Lot
Direction	Kierunek
At this point half of the door is already impacted with	W tym momencie połowa drzwi już zderzyła się z

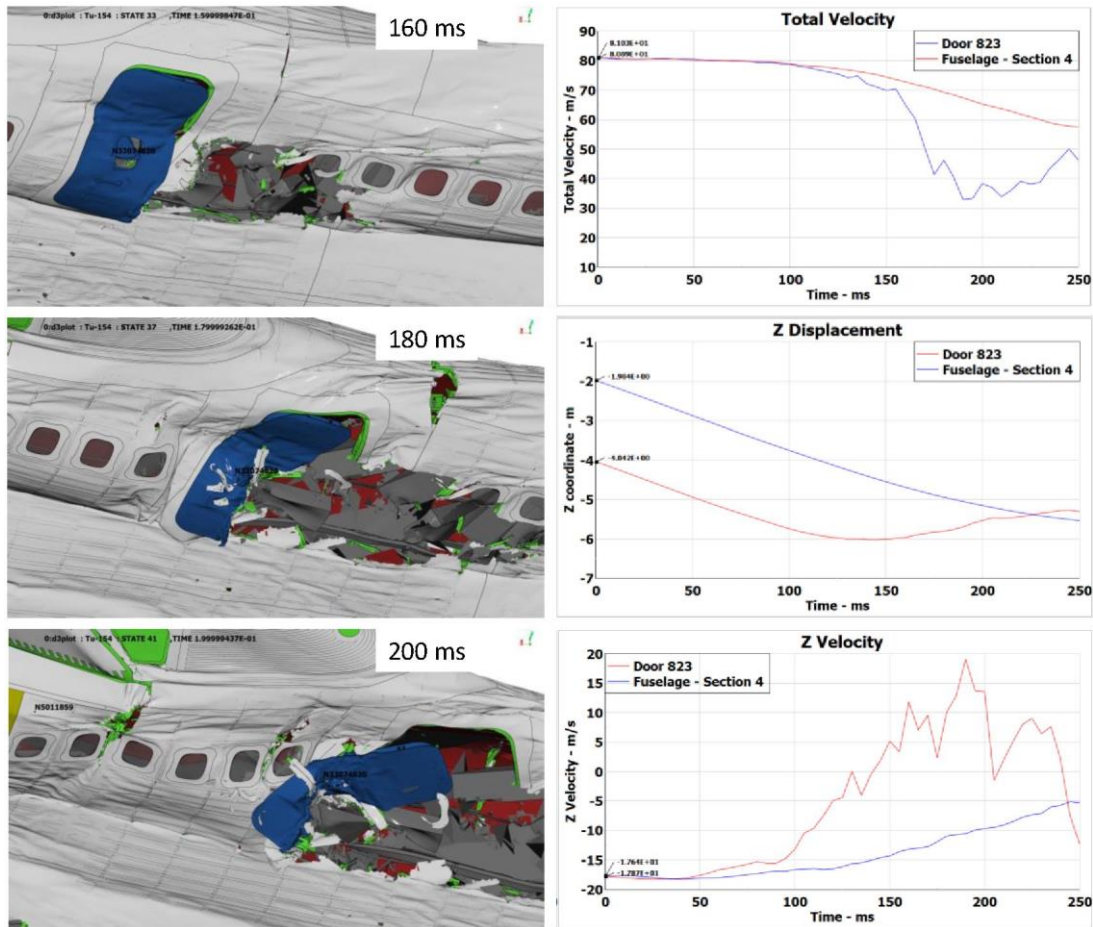
soil	ziemią.
Door GPS location (PSC)	Lokalizacja drzwi GPS (Polska Podkomisja)

Rys. 4.64 Rys. 4.64 Sekcja 3 (czas symulacji: 90 ms) - kinematyka (widok z góry) nałożona na lokalizację GPS szczątków drzwi



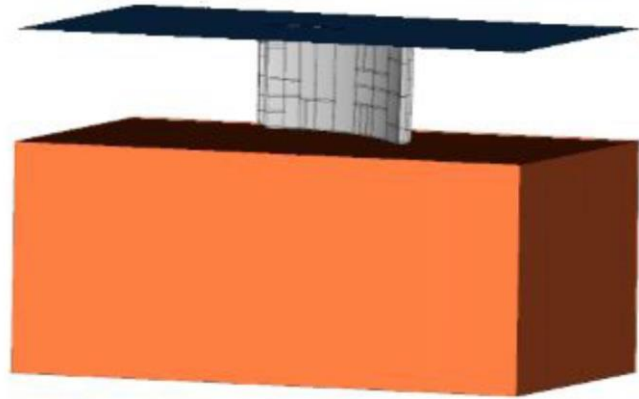
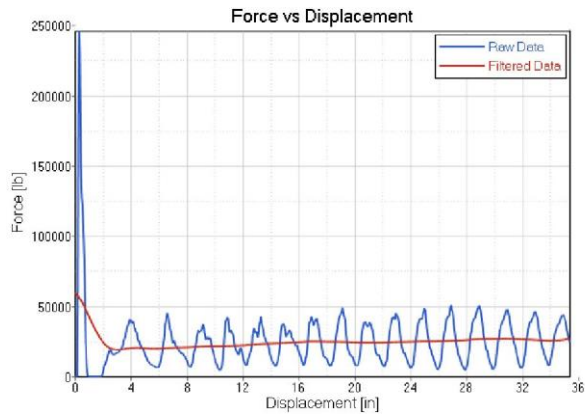
0:d3ptot : Tu-154 : STATE 37 .TIME 1.79999262E-01	Działka 0:d3 : Tu-154 : STAN 37 .CZAS 1.79999262E-01
Flight Direction	Kierunek lotu
Door damage when released from fuselage (T12 analysis) -	Uszkodzenie drzwi po oderwaniu się od kadłuba (analiza T12)
Time: 180 ms	Czas: 180 ms
Up	Góra
Down	Dół
Left (towards aircraft AFT)	W lewo (w kierunku samolotu AFT)
Right (towards aircraft FWD)	W prawo (w kierunku samolotu FWD)
Flight Direction	Kierunek lotu
Left	Lewa strona
Down	Dół

Rys. 4.65 Sekcja 3 drzwi 823 (czas symulacji: 180ms) porównane ze zdjęciem szczątków drzwi dostarczonym przez Polską Podkomisję [6]



Total Velocity	Prędkość ogółem
Door 823	Drzwi Nr 823
Fuselage - Section 4	Kadłub - Sekcja 4
Z Displacement	Przemieszczenie Z
Z Velocity	Prędkość Z
Time - ms	Czas - ms
Total Velocity - m/s	Prędkość ogółem - m/s
Z coordinate - m	Współrzędna Z - m
Z Velocity - m/s	Prędkość Z - m/s

Rys. 4.66 Kinematyka sekcji 3 drzwi 823 (czas: 160 - 200 ms) oraz prędkość całkowita i przemieszczenie Z oraz prędkość drzwi 823 i sekcji 4 kadłuba

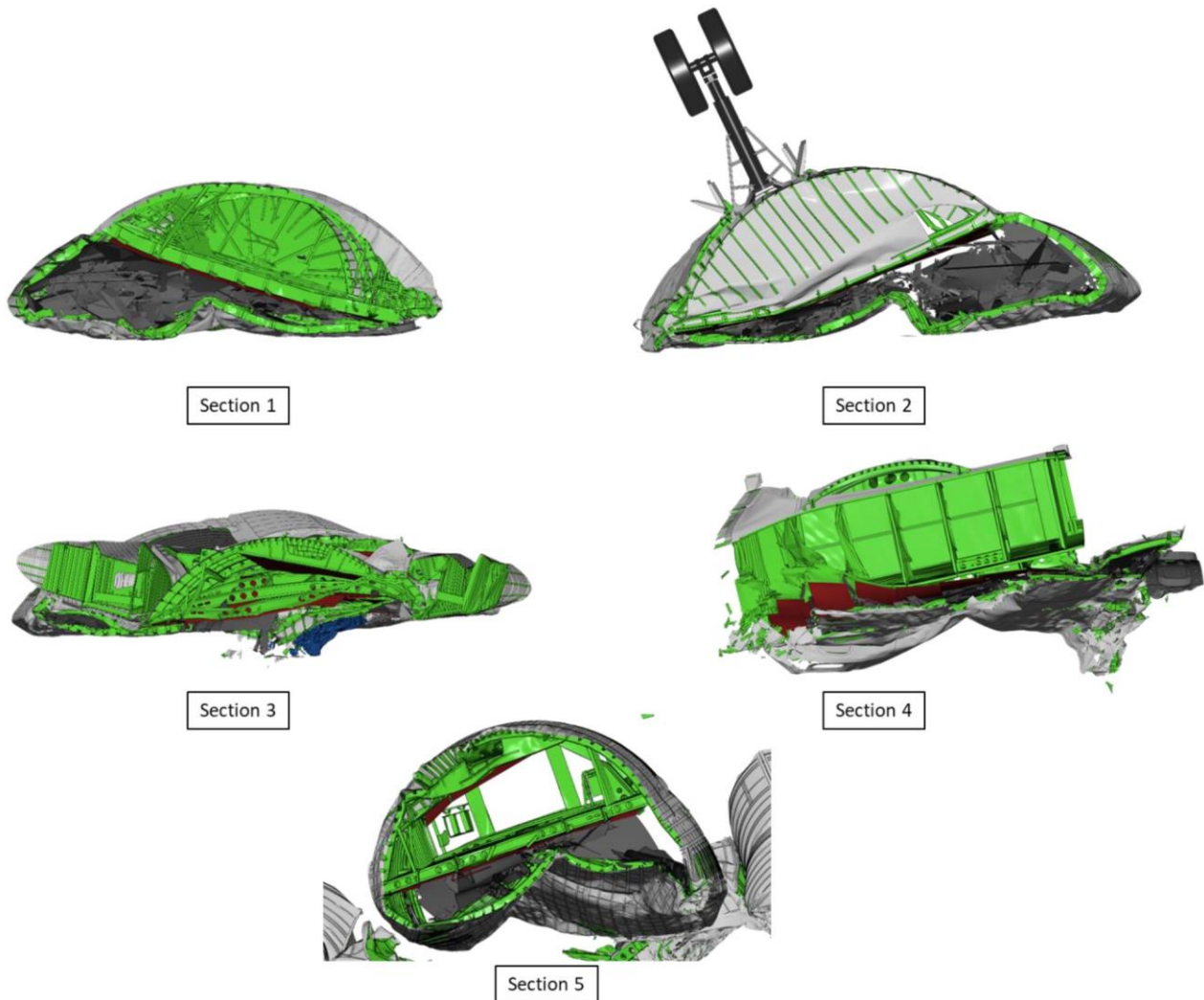


Force [lb]	Siła [lb]
Raw Data	Dane nieprzetworzone
Filtered Data	Dane przefiltrowane
Force vs Displacement	Siła a przemieszczenie
Displacement [in]	Przemieszczenie [in]

Rys. 4.67 Wariant C1 – wciśnięcie drzwi w ziemię [30]

4.4 Podsumowanie oceny przeżywalności

W punktach od 4.4.3 do 4.4.10 Raportu zawartego w Załączniku IV każdy segment statku powietrznego został przeanalizowany i oceniony pod kątem kryteriów przeżywalności i oceny miejsca wypadku, która została wyjaśniona odpowiednio w punktach 4.1.1 i 4.1.2 . Podsumowanie ustaleń dla każdej sekcji przedstawiono w tabelach od 4.6 do 4.10. Przestrzeń pozwalająca przeżyć dla każdej sekcji statku powietrznego przy 300 ms jest pokazana na Rys. 4.68



Section 1	Sekcja 1
Section 2	Sekcja 2
Section 3	Sekcja 3
Section 4	Sekcja 4
Section 5	Sekcja 5

Rys. 4.68 Przekroje przez przestrzeń dającą przeżyć dla poszczególnych sekcji statków powietrznych przy 300 ms

Tabela 4.6 Podsumowanie analizy przeżywalności

Kryteria	Wynik analizy
Utrzymanie przestrzeni pozwalającej przeżyć	Przestrzeń pozwalająca przeżyć została naruszona w ciągu 95 ms od momentu pierwszego uderzenia w ziemię
Utrzymanie trwałego obciążenia spowodowanego dla pasażerów	Szczytowe wypadkowe przyspieszenie podłogi w Sekcji 1 wynoszą od 150 g do 230 g.
Pozycje dotyczące retencji masy	Ze względu na kombinację wysokich wartości przyspieszenia i naruszenia przestrzeni pozwalającej przeżyć nie ma możliwości retencji pozycji o określonej masie. Te obciążenia związane z przyspieszeniami spowodują uszkodzenia konstrukcyjne foteli.
Utrzymanie dróg ewakuacyjnych	Brak dróg ewakuacyjnych po zderzeniu, przestrzeń pozwalająca przeżyć została naruszona w ciągu 95 ms od pierwszego zderzenia z ziemią
Szczątki pasażerów	Zgodność do momentu 1035 ms z wyjątkiem drobnego fragmentu. Droga i orientacja Sekcji 1 w modelu analitycznym wskazuje, że rozrzut szczątków ciał pasażerów w katastrofie, dla Sekcji 1, jest wiarygodny. Należy zaznaczyć, że dodatkowe wtórne zderzenia z drzewami mogą wpłynąć na ostateczne położenie szczątków ciał i zwłok na miejscu wypadku.

Tabela 4.7 Sekcja 2: Podsumowanie analizy przeżywalności

Kryteria	Wynik analizy
Utrzymanie przestrzeni pozwalającej przeżyć	Przestrzeń pozwalająca przeżyć została naruszona w ciągu 115 ms od momentu pierwszego uderzenia w ziemię
Utrzymanie trwałego obciążenia spowodowanego wytracaniem prędkości dla pasażerów	Szczytowe wynikowe przyspieszenia podłogi w Sekcji 2 wynoszą od 63 do 168 g.
Pozycje dotyczące retencji masy	Ze względu na kombinację wysokich wartości przyspieszenia i naruszenia przestrzeni pozwalającej przeżyć nie ma możliwości retencji pozycji o określonej masie. Te obciążenia związane z przyspieszeniami spowodują uszkodzenia konstrukcyjne foteli.

Utrzymanie dróg ewakuacyjnych	Brak dróg ewakuacyjnych po zderzeniu, przestrzeń pozwalająca przeżyć została naruszona w ciągu 115 ms od pierwszego zderzenia z ziemią
Szczątki pasażerów	Zgodność do momentu 1035 ms z wyjątkiem drobnego fragmentu. Droga i orientacja Sekcji 2 w modelu analitycznym wskazuje, że rozrzut szczątków ciał pasażerów w katastrofie, dla Sekcji 2, jest możliwy. Należy zaznaczyć, że dodatkowe wtórne zderzenia z drzewami mogą wpłynąć na ostateczne położenie szczątków ciał i zwłok na miejscu wypadku.

Tabela 4.8 Sekcja 3: Podsumowanie analizy przeżywalności

Kryteria	Wynik analizy
Utrzymanie przestrzeni pozwalającej przeżyć	Przestrzeń pozwalająca przeżyć została naruszona w ciągu 190 ms od momentu pierwszego uderzenia w ziemię
Utrzymanie trwałego obciążenia spowodowanego wytracaniem prędkości dla pasażerów	Szczytowe wynikowe przyspieszenia podłogi w Sekcji 3 wynoszą od 54 do 386 g.
Pozycje dotyczące retencji masy	Ze względu na kombinację wysokich wartości przyspieszenia i naruszenia przestrzeni pozwalającej przeżyć nie ma możliwości retencji pozycji o określonej masie. Te obciążenia związane z przyspieszeniami spowodują uszkodzenia konstrukcyjne foteli.
Utrzymanie dróg ewakuacyjnych	Brak dróg ewakuacyjnych po zderzeniu, przestrzeń pozwalająca przeżyć została naruszona w ciągu 190 ms od pierwszego zderzenia z ziemią
Szczątki pasażerów	Droga i orientacja Sekcji 3 w modelu analitycznym wskazuje, że rozrzut szczątków ciał pasażerów w katastrofie, dla Sekcji 3, jest możliwy.

Tabela 4.9 Sekcja 4: Podsumowanie analizy przeżywalności

Kryteria	Wynik analizy
Utrzymanie przestrzeni pozwalającej przeżyć	Przestrzeń pozwalająca przeżyć została naruszona w ciągu 275 ms od momentu pierwszego uderzenia w ziemię
Utrzymanie trwałego obciążenia spowodowanego wytracaniem prędkości dla pasażerów	Szczytowe wynikowe przyspieszenia podłogi w Sekcji 4 wynoszą od 33 do 240 g.
Pozycje dotyczące	Ze względu na kombinację wysokich wartości przyspieszenia i

retencji masy	naruszenia przestrzeni pozwalającej przeżyć nie ma możliwości retencji pozycji o określonej masie. Te obciążenia związane z przyspieszeniami spowodują uszkodzenia konstrukcyjne foteli.
Utrzymanie dróg ewakuacyjnych	Brak dróg ewakuacyjnych po zderzeniu, przestrzeń pozwalająca przeżyć została naruszona w ciągu 275 ms od pierwszego zderzenia z ziemią
Szczątki pasażerów	Droga i orientacja Sekcji 4 w modelu analitycznym wskazuje, że rozrzut szczątków ciał pasażerów w katastrofie, dla Sekcji 4, jest możliwy.

Tabela 4.10 Sekcja 5: Podsumowanie analizy przeżywalności

Kryteria	Wynik analizy
Utrzymanie przestrzeni pozwalającej przeżyć	Przestrzeń pozwalająca przeżyć została naruszona w ciągu 360 ms od momentu pierwszego uderzenia w ziemię
Utrzymanie trwałego obciążenia spowodowanego wytracaniem prędkości dla pasażerów	Szczytowe wynikowe przyspieszenia podłogi w Sekcji 5 wynoszą od 43 do 219 g.
Pozycje dotyczące retencji masy	Ze względu na kombinację wysokich wartości przyspieszenia i naruszenia przestrzeni pozwalającej przeżyć nie ma możliwości retencji pozycji o określonej masie. Te obciążenia związane z przyspieszeniami spowodują uszkodzenia konstrukcyjne foteli.
Utrzymanie dróg ewakuacyjnych	Brak dróg ewakuacyjnych po zderzeniu, przestrzeń pozwalająca przeżyć została naruszona w ciągu 360 ms od pierwszego zderzenia z ziemią
Szczątki pasażerów	Droga i orientacja Sekcji 5 w modelu analitycznym wskazuje, że rozrzut szczątków ciał pasażerów w katastrofie, dla Sekcji 5, jest możliwy.

4.5 Wnioski z rekonstrukcji zderzenia z ziemią

Cele rekonstrukcji wypadku statku powietrznego Tu154M pod Smoleńskiem w Rosji, w dniu 10 kwietnia 2010 roku zostały wymienione poniżej:

- 1) Ocena całkowitego uszkodzenia statku powietrznego Tu154 przy pomocy modelu numerycznego i porównanie wyników oceny z uszkodzeniami zaobserwowanymi w rzeczywistym wypadku, podanymi w Raporcie MAK [1].
- 2) Ustalenie kryteriów przeżywalności w wypadku statku powietrznego Tu154M przy pomocy analizy numerycznej i porównanie wyników ze znanymi obrażeniami każdego pasażera.

Przeprowadzona rekonstrukcja wypadku przy pomocy symulacji pozwoliła ustalić następujące uszkodzenia:

- Przez pierwsze 400 ms sekwencji zderzenia z ziemią, uszkodzenia obserwowane w modelu numerycznym kadłuba Tu154M 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.
- Symulacja przeprowadzona przy pomocy modelu pozwoliła ustalić długość i głębokość śladów na ziemi, które powstały w wyniku kontaktu z lewym skrzydłem i statecznikiem.
- Model numeryczny wskazuje mniejszą fragmentację w przedniej części kadłuba (Sekcje 1 i 2), natomiast w rzeczywistości doszło do jej dużo poważniejszej fragmentacji na skutek wypadku. Jak już wcześniej wspomniano, drzewa, krzewy i inne przeszkody terenowe nie zostały uwzględnione w modelu ze względu na brak informacji i mogą wprowadzać większą fragmentację w modelu numerycznym (patrz Rys. 4.70 i Rys. 4.71).
- Drzwi 823 nie zostają 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 (patrz Punkt 4.3).
- 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 zgodnie z Rys. 4.70 (kadłub statku powietrznego Tu-154M, Sekcje 3 i 4). Otwory te wystąpiły również w rzeczywistym wypadku, aczkolwiek ich rozmiary były większe (patrz Rys. 4.70 i Rys. 4.71).

- 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.

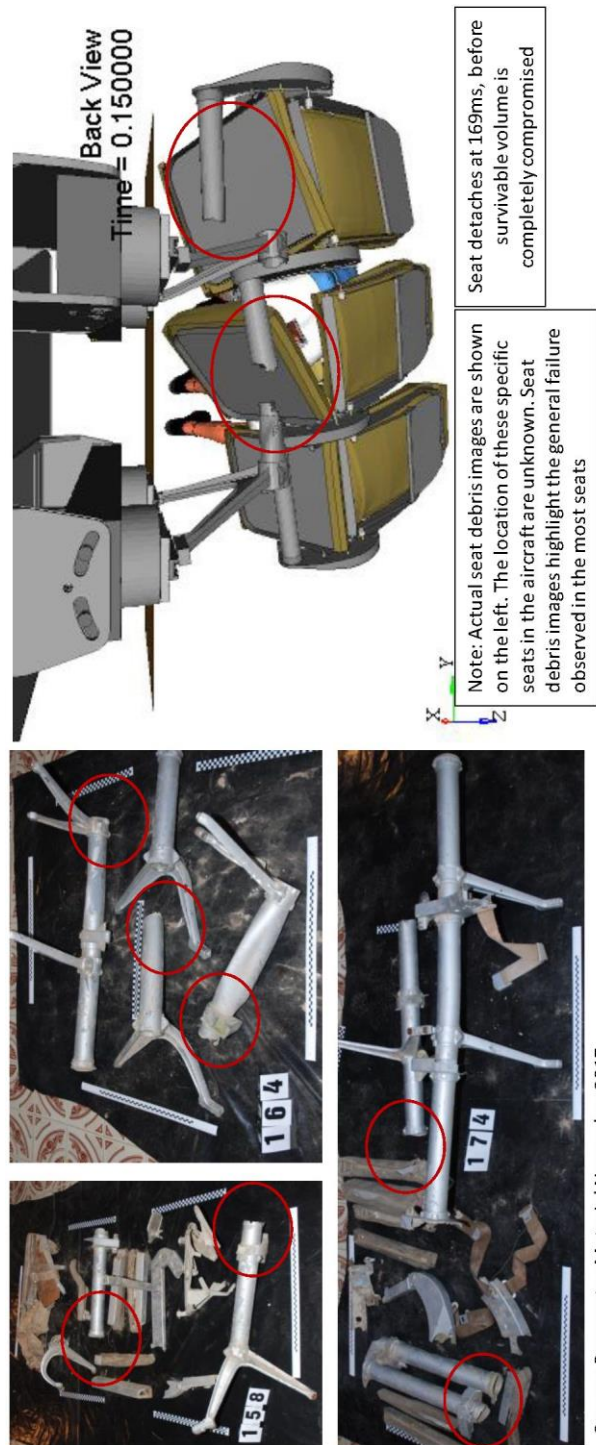
Rys. 4.72 przedstawia porównanie ogólnych ocen obrażeń pasażerów w rzeczywistym wypadku[7] oraz szczytowe wartości obciążenia podłogi kabiny związane z wytracaniem prędkości zaobserwowane w analizie numerycznej. Przednia część kadłuba (Sekcje 1, 2 i 3) wykazywała większe szczytowe wartości obciążenia związane z wytracaniem prędkości ponieważ na początku przyjmuje na siebie główny ciężar uderzenia w ziemię. Tylna część kadłuba (Sekcje 4 i 5) wykazywała mniejsze szczytowe obciążenia związane z wytracaniem prędkości. Niemniej jednak szczytowe wartości wytracania prędkości (od 33 do 300 g) znacznie przekraczają graniczne wartości, które człowiek może przeżyć. Podobna reguła ma zastosowanie do ocen wielkości obrażeń. Pasażerowie siedzący w przedniej części kadłuba (Sekcje 1, 2 i 3) doznali większej liczby poważnych obrażeń niż pasażerowie siedzący w tylnej części kadłuba (Sekcje 4 i 5).

Szczytowe wartości obciążenia podłogi kabiny związane z wytracaniem prędkości zaobserwowane w modelu numerycznym spowodowałyby awarie siedzeń i/lub torów siedzeń zanim objętość możliwa do przeżycia w każdej sekcji została naruszona, zgodnie z Rys. 4.69. Stwarza to sytuację, w której pasażerowie mogliby mdleć we wnętrzu kabiny (w sposób niekontrolowany), co spowodowałoby dodatkowe obrażenia, ponieważ zderzaliby się z konstrukcją kadłuba, z dużymi przedmiotami o dużej masie, z innymi pasażerami i terenem (w tym z drzewami).

Gdy samolot rozbija się na równym terenie, gdzie nie występują większe przeszkody terenowe (takie jak drzewa, budynki, nagłe zmiany powierzchni terenu itp.), większość obrażeń śmiertelnych występuje w czasie potrzebnym do zredukowania początkowej prędkości pionowej uderzenia do zera (w tym przypadku w ciągu pierwszych 300 ms prędkość pionowa zostaje zredukowana z 17 m/s do 0 m/s). Wyżej wymieniona gwałtowna zmiana prędkości pionowej w połączeniu z ograniczeniem objętości umożliwiającą przeżycie w ciągu pierwszych 300 ms są główną przyczyną śmiertelnych obrażeń odniesionych przez pasażerów samolotu.

Trzysta milisekund po pierwszym uderzeniu Sekcja 1 przemieszcza się w miejscu katastrofy, w którym zidentyfikowano istnienie drzew. Na potrzeby niniejszej analizy rekonstrukcji wypadków w modelu nie uwzględniono drzew w miejscu zderzenia, ponieważ nie były dostępne dane dotyczące ich lokalizacji, wielkości i rodzaju itp. Wejście w kontakt z tymi drzewami i krzewami może spowodować zmianę toru kinematycznego i uszkodzenie konstrukcji samolotu po upływie 300 ms. Jednakże granice przeżywalności w wypadku, omówione w rozdziale niniejszego raportu poświęconemu wynikom, zostały przekroczone przed upływem 300 ms od momentu pierwszego

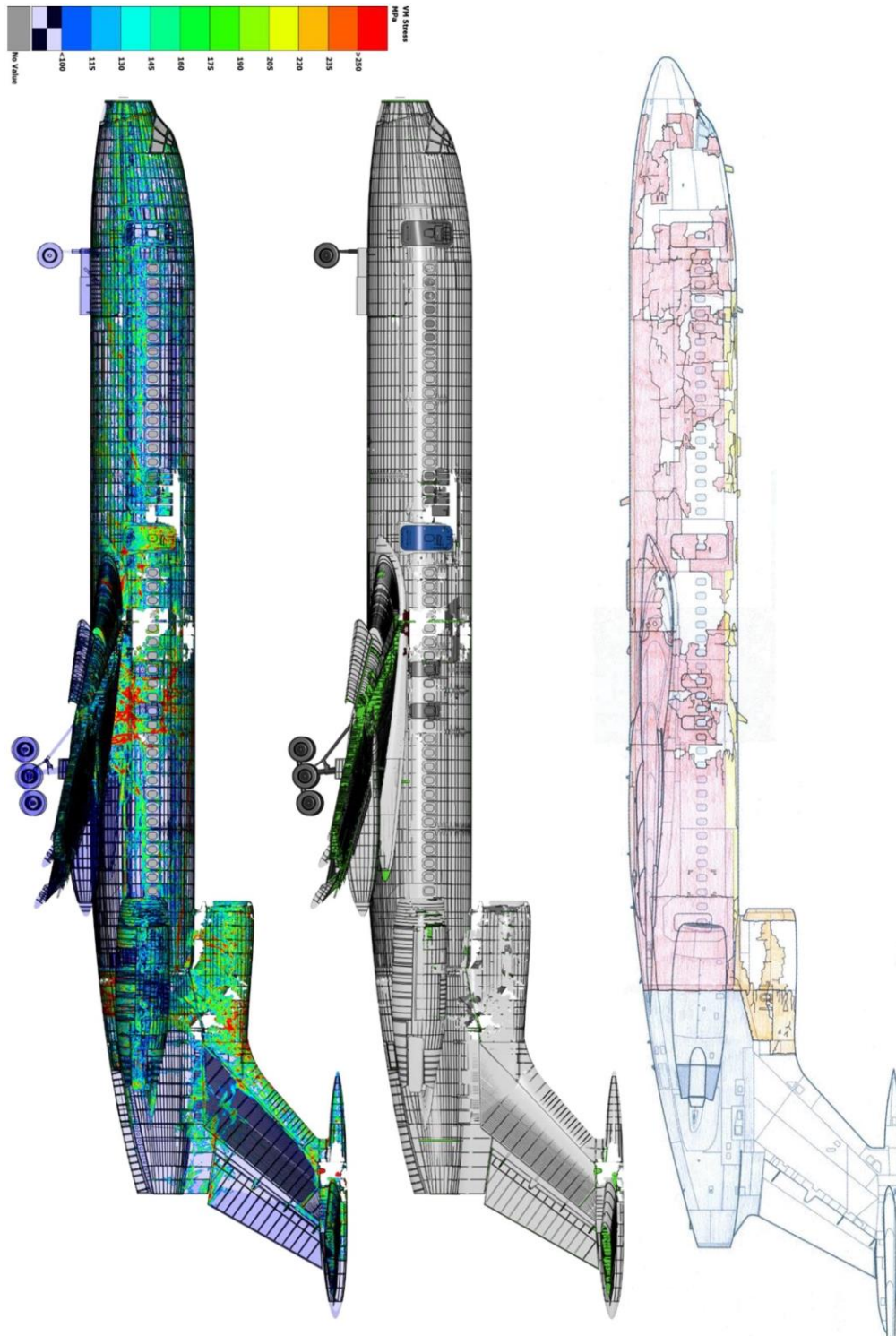
uderzenia w ziemię. Dlatego każde zderzenie z drzewami zwiększy jedynie fragmentację konstrukcji kabiny w przedniej części kadłuba i, odpowiednio, spowoduje większe rozczłonkowanie ciał pasażerów.





Source: Prosecutor Material November 2017	Źródło: Materiały prokuratury, listopad 2017 r.
Note: Actual seat debris images are shown on the left. The location of these specific seats in the aircraft are unknown. Seat debris images highlight the general failure observed in the most seats	Uwaga: Autentyczne zdjęcia szczątków siedzeń są pokazane po lewej stronie. Lokalizacja tych konkretnych siedzeń w samolocie nie jest znana. Zdjęcia szczątków siedzeń wyraźnie pokazują ogólne zniszczenie zaobserwowane w większości siedzeń.
Seat detaches at 169ms, before survivable volume is completely compromised	Siedzenie odrywa się od podłoża po upływie 169 ms, zanim przestrzeń pozwalająca przeżyć zostanie całkowicie zniszczona.
Back View Time = 0.150000	Czas podglądu wstecznego = 0.150000

Rys. 4.69 Wyniki analizy dotyczącej foteli samolotowych z przyspieszeniami prawego zewnętrznego rzędu numer 10, porównane z różnymi zdjęciami szczątków siedzeń dostarczonymi przez Polską Podkomisję [6].



VM Stress
MPa

Napężenia Von Mises
MPa



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

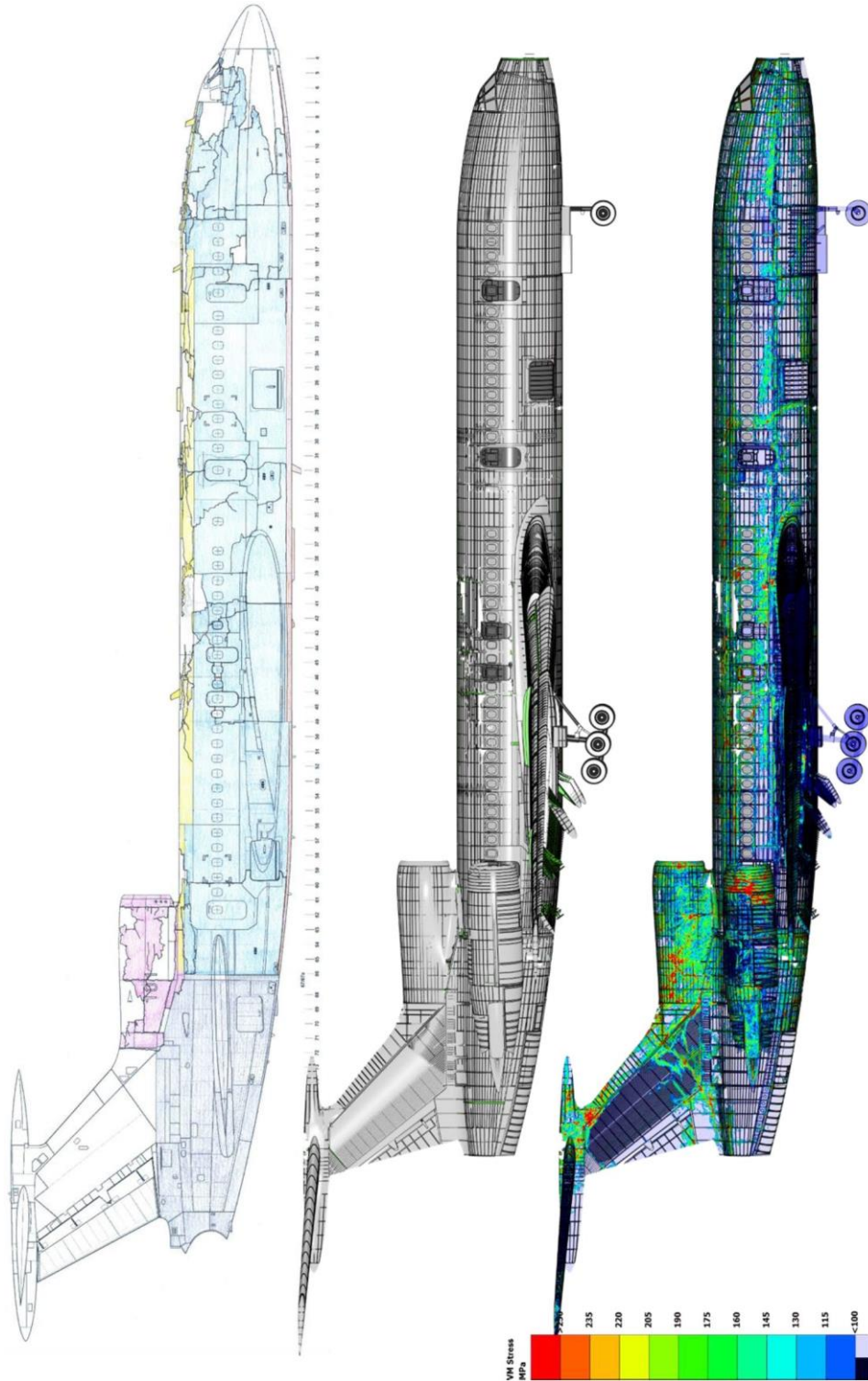
Strona

220 z 223

No Value

Brak wartości

Rys. 4.70 Model numeryczny uszkodzenia lewej strony samolotu Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - porównanie ze szkicem szczątków dostarczonym przez Polską Podkomisję [25]



VM Stress MPa	Napężenia Von Mises MPa
------------------	----------------------------



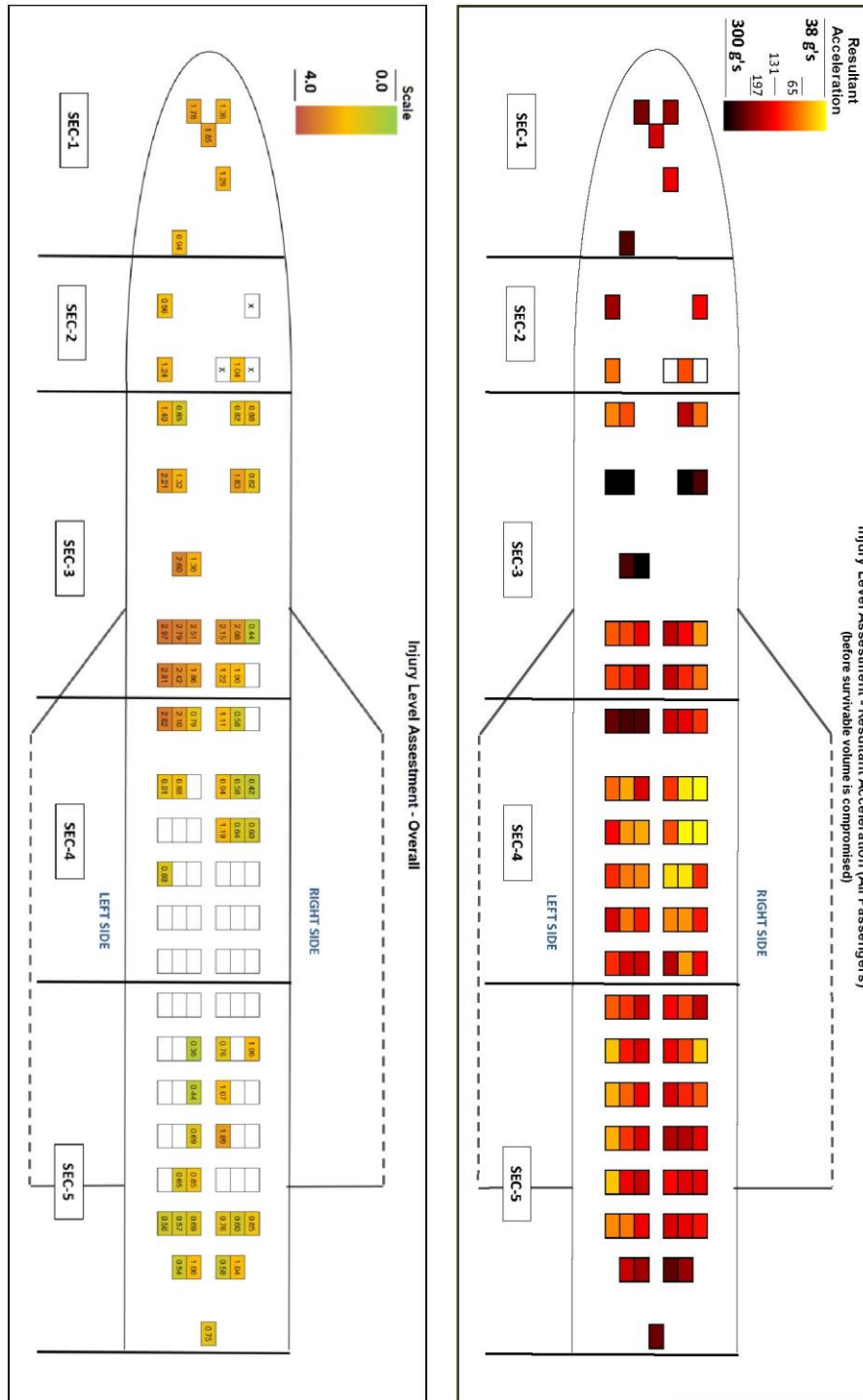
National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)
1845 Fairmount
Wichita, Kansas 67260-0093
800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu POL-005
Wersja IR
Data 18-12-2020
Strona 222 z 223

No Value

Brak wartości

Rys. 4.71 Uszkodzenie modelu numerycznego prawej strony samolotu Tu154 w czasie $t = 1035$ ms - porównanie ze szkicem szczątków dostarczonym przez Polską Podkomisję [25]



Resultant Acceleration	Przyspieszenie wynikowe
Injury Level Assessment - Resultant Acceleration (All Passengers) (before survivable volume is compromised)	Ocena wielkości obrażeń - przyspieszenie wynikowe (wszyscy pasażerowie) (przed naruszeniem przestrzeni umożliwiającej przeżycie)



National Institute for Aviation Research (*Krajowy Instytut
Badań Lotniczych*)

1845 Fairmount

Wichita, Kansas 67260-0093

800.642.7078 • <http://www.niar.wichita.edu/>

Nr dokumentu

POL-005

Wersja

IR

Data

18-12-2020

Strona

224 z 223

RIGHTSIDE	PRAWA STRONA
LEFTSIDE	LEWA STRONA
Scale	Skala
Injury Level Assessment - Overall	Ogólna ocena wielkości obrażeń

**Rys. 4.72 Ogólna ocena obrażeń pasażerów [7] (po lewej stronie) i szczytowe przyspieszenia
wynikowe podłogi (po prawej stronie)**

5 Dokumenty źródłowe

- [1] Raport MAK, Morozow A.N. (Prowadzący badanie), Międzypaństwowy Komitet Lotniczy, Raport końcowy z badania wypadku lotniczego Tu154M, nr boczny 101, Rzeczypospolitej Polskiej", Moskwa, czerwiec 2011, s. 1-184.
- [2] Badanie wypadków i incydentów lotniczych, Załącznik 13, Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego, wydanie 9, listopad 2001 r.
- [3] Definicje, 49 CFR § 830.2, wejście na stronę 15 grudnia 2020 r.
- [4] Dane od Polskiej Podkomisji, dokumentacja prokuratury, Data otrzymania: luty 2018 r.
- [5] Raport KBWLLP, Miller J. (Przewodniczący), Komisja Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego, "Raport końcowy z badania incydentu lotniczego nr 192/2010/11 statku powietrznego Tu-154M, o numerze bocznym 101, który miał miejsce 10 kwietnia 2010 r. w pobliżu lotniska Smoleńsk Północny", Warszawa, czerwiec 2011, s. 1-328
- [6] Dane od Polskiej Podkomisji, dokumentacja prokuratury, Zdjęcia szczątków. Data otrzymania: luty 2018 r.
- [7] Polska Podkomisja zaktualizowała dokumenty przesyłając dane uzupełniające dotyczące obrażeń pasażerów, Załącznik do e-maila: "PASSENGERS wer. na4.0_12_03_2020.xlsm" i "Comment for PASSENGERSfile.docx", 13 marca 2020 r.
- [8] Tupolew TU-154M Statystyki wypadków, baza danych sieci bezpieczeństwa lotniczego. Strona pod adresem: <http://aviation-safety.net/database/types/Tupolev-154/database>
- [9] Biechtir, W.P., Rzhevsky, W.M. i Tsipenko, W.G., "Praktyczna aerodynamika samolotu Tu-154M (w języku rosyjskim)", Air Transport, 1997, Moskwa
- [10] Załącznik II do Raportu dotyczący statku powietrznego TU-154M, o numerze bocznym 101, Rekonstrukcja wypadków - analiza trajektorii, Raport NIAR POL-002.
- [11] "Materiały nadesłane w odpowiedzi na wnioski o pomoc prawną Wojskowego Prokuratora Okręgowego w Warszawie", Komitet Śledczy Federacji Rosyjskiej. Tom 9 1. 04/10/2010, 08/05/2010, 11/18/2011.
- [12] "Pozyskiwanie danych z systemu TAWS na potrzeby identyfikacji NTSB: ENG10SA025, oryginał". Universal Avionics Systems Corporation, 28 czerwca 2010 r.
- [13] "Pozyskiwanie danych z systemu FMS na potrzeby identyfikacji NTSB: ENG10SA025, oryginał". Universal Avionics Systems Corporation, 25 czerwca 2010 r.

-
- [14] Raport KBWLLP, "Załącznik nr 4 (2011) do raportu końcowego z badania incydentu lotniczego nr 192/2010/11 statku powietrznego Tu-154M, o numerze bocznym 101, który miał miejsce 10 kwietnia 2010 r. w pobliżu lotniska Smoleńsk Północny", Warszawa, czerwiec 2011 r.
- [15] Dane z Polskiej Podkomisji, Punkty orientacyjne miejsca wypadku - wysokości, pozycje i obrazy. Data otrzymania: styczeń 2020 r.
- [16] Dane lotnicze z Polskiej Podkomisji, Dokument przesłany na serwer FTP NIAR: "MLP-corrected-MSRP-UTC-Relative Time-pure.xlsx", 30 listopada 2019 r.
- [17] Dokument odpowiedzi Polskiej Podkomisji z informacją o geometrii drzewa, załącznik do e-maila: 2019_11_01_Wing_Tree_Impact_Information_Request.docx i wing_tree.docx, 7 listopada 2019 r.
- [18] Biechtir, W.P., Rzhovsky, W.M. i Tsipenko, W.G., "Praktyczna aerodynamika samolotu Tu-154M (w języku rosyjskim)", Air Transport, 1997, Moskwa
- [19] Dane od Polskiej Podkomisji, materiały prokuratury z listopada 2017 roku, Data otrzymania: luty 2018 r.
- [20] Wizyta prokuratury w Smoleńsku, Zdjęcia z miejsca wypadku, lewe skrzydło, Dane otrzymano: luty 2018 r.
- [21] Dane z Polskiej Komisji, Odłamki wbite w pień brzozy 6.11 2019, Dane otrzymano: 6 listopada 2019 r.
- [22] "Materiały nadesłane w odpowiedzi na wnioski o pomoc prawną Wojskowego Prokuratora Okręgowego w Warszawie", Komitet Śledczy Federacji Rosyjskiej. Tom 9 1. 04/10/2010, 08/05/2010, 11/18/2011.
- [23] Ding, M. i Binienda, W., „Symulacje trajektorii rozdzielonych obiektów po zderzeniu”, ASCE Earth and Space Conference 2018, 9-12 kwietnia 2018 r.
- [24] LS-DYNA Podręcznik użytkownika - kluczowe słowa – adres: <http://lstc.com/pdf/ls-dyna 971 manual k.pdf>, Data wejścia na stronę czerwiec 2019 r.
- [25] Dane z Polskiej Podkomisji, Dokumentacja fragmentacji samolotu, Załącznik do e-maila od Dr Biniendy, piątek, 3 kwietnia 2020 r., 8:48
- [26] Shanahan, D. F. "Podstawowe zasady wytrzymałości zderzeniowej". Aspekty patologiczne i powiązana biodynamika w badaniu wypadków lotniczych. Październik 2004 r.

-
- [27] Hyde, A. S., *Obrażenia powstałe w wyniku zderzenia: jak i dlaczego do nich dochodzi. Elementarz dla każdego, komu zależy na ludziach podróżujących samochodami.* 1992
- [28] Hurley, Todd R., and Jill M. Vandenburg. *Przewodnik projektowania wytrzymałości zderzeniowej w małych samolotach. Raport AGATE Nr referencyjny AGATE-WP3: 4-034043,* 2002.
- [29] „Warunki dynamiczne lądowania awaryjnego”. *Kodeks przepisów federalnych, tytuł 14: 25.562* .https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?node=pt14.1.25&rgn=div5#se14.1.25_1562
- [30] Olivares, G., *Polski rządowy samolot Tupolew TU-154M, nr lotu PLF101 - analiza zderzeniowa drzwi*", NIAR, 25 sierpnia 2017 r.
- [31] *Załącznik I do Raportu z rekonstrukcji wypadku statku powietrznego TU154M 101 - proces inżynierii wstecznej, modele CAD, FEA i CFD, Raport NIAR POL-001.*
- [32] *Załącznik III do Raportu: Rekonstrukcja wypadku samolotu TU-154M 101 - Rekonstrukcja zderzenia z brzozą Bodina. Raport NIAR POL-003.*
- [33] *Załącznik IV do Raportu: Rekonstrukcja wypadku TU-154M, o numerze bocznym 101- zderzenie z ziemią. Raport NIAR POL-004.*

Ja, Paweł Kozłowski, tłumacz przysięgły języka angielskiego wpisany na listę prowadzoną przez Ministra Sprawiedliwości pod numerem TP/75/15, niniejszym poświadczam zgodność tłumaczenia z okazanym mi oryginalnym dokumentem.

Repertorium nr 126//2023. Warszawa, 18 stycznia 2023 r.