

Analiza Wytrzymałościowa Struktury Tu-154M

Wacław Berczyński

Abstract

In the catastrophe in Smolensk caused destruction of the aircraft of Special Regiment TU 154M with the President and Polish delegation. Type of destruction validates questions for the path of catastrophe and forces which caused total disintegration of the aircraft structure. The paper presents stress analysis of the structure of TU 154M after catastrophe in Smolensk. The analysis is based on available photographs of the structure after the catastrophe, available material data and standard methods for analysing flight structures. For an analysis a few parts of the structure were chosen, in the author opinion important for illustration of failure mechanics. The elements were : part of the wing, pressure bulkhead and element of the skin.

Keywords – Tu-154M, Smolensk 2010, structural analysis.

Streszczenie

W katastrofie w Smoleńsku zniszczeniu uległ samolot Specjalnego Pułku Tu-154M wiozący Prezydenta i delegację polską. Rodzaj zniszczenia powoduje pytania co do przebiegu katastrofy i sił które spowodowały całkowitą dezintegrację struktury samolotu. Poniższa analiza oparta jest na bardzo niepełnych danych - zdjęciach elementów samolotu, niewielu dostępnych danych o budowie Tu 154M oraz dostępnych danych materiałowych. Do analizy wybrane zostało kilka elementów struktury, w opinii autora istotnych dla wyjaśnienia mechaniki zniszczenia. Te elementy to część ogonowa samolotu 68 od grodzi ciśnieniowej, część struktury lewego skrzydła która uległa całkowitej dezintegracji i część poszycia oderwana od struktury. W analizie zastosowano standardowe metody i dane używane w przemyśle lotniczym.

Słowa kluczowe – Tu-154M, Smoleńsk 2010, analiza strukturalna.

1. TRUDNOŚCI I OGRANICZENIA W PRZEPROWADZENIU ANALIZY

Analiza katastrofy w Smoleńsku natrafia na poważne trudności ze względu na brak podstawowych informacji, jakie zgodnie ze standardowymi procedurami powinny być zebrane przez ekipy śledcze badające miejsce katastrofy i szczątki wraku. W wyniku katastrofy struktura samolotu uległa pełnej dezintegracji, a części tej struktury zostały rozrzucone na dużym obszarze. Nie została jednak sporządzona dokumentacja topologiczna części samolotu. Raporty MAK i komisji Millera podają informacje o kilkudziesięciu częściach samolotu. Jednakże nie podają dokładnych danych topograficznych, rozmiaru i ciężaru poszczególnych części struktury. Ze zdjęć i z relacji świadków wynika, że drobnych części struktury było kilkaset, a elementów mniejszych niż kilogram prawdopodobnie tysiące. Tych elementów nie zlokalizowano i nie opisano. Nie podano również masy

zebranych po katastrofie i złożonych na lotnisku w Smoleńsku i w hangarze elementów struktury. O ile znana jest w przybliżeniu masa samolotu w chwili katastrofy, o tyle nie znana jest masa zebranych części. Zachodzi uzasadnione przypuszczenie, że wśród zgromadzonych szczątków brakuje znacznej części struktury.

Podkreślić trzeba, że nie jest dostępna dokumentacja fotograficzna standardowo wykonywana po katastrofie. Zdjęcia, które są dostępne nie są opisane. Nie są też podane współrzędne nawet dużych części struktury wymienionych w raporcie MAK i w raporcie komisji Millera. Standardowe procedury stosowane przy badaniu katastrof lotniczych wymagają podania punktu odniesienia i układu, w którym dokumentacja fotograficzna została wykonana. W przypadku katastrofy w Smoleńsku informacje takie nie są dostępne dla analizy. Standardowe procedury wymagają również, aby każda część struktury została opisana, tj. aby zostały podane relacje w stosunku do układu współrzędnych samolotu, czy skrzydła. Jest to potrzebne do analizy zniszczenia – sekwencji i przebiegu zniszczenia struktury.

W przypadku katastrofy w Smoleńsku brak jest również jakichkolwiek informacji o zniszczeniu – wyboconych czy rozerwanych częściach poszycia, złamanych czy rozerwanych żebrach, nitach ściętych czy rozerwanych, itd. Opis techniczny elementów zniszczonej struktury umożliwiłby znacznie dokładniejszą analizę.

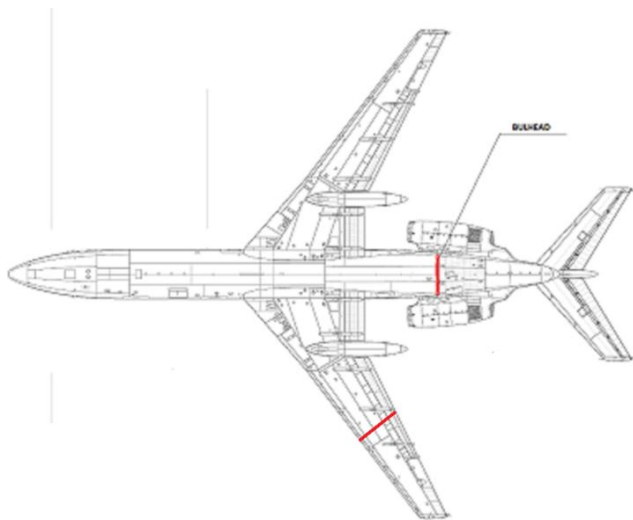
Kolejnym problemem w analizie jest brak rysunków technicznych Tu-154M. Uzyskane rysunki pokazują zasadnicze części struktury, ale nie są to rysunki techniczne z podanymi wymiarami, tolerancjami itd. Bez dokładnych rysunków technicznych nie jest możliwa pełna analiza wytrzymałościowa i analiza zniszczenia. Na podkreślenie zasługuje fakt, że samoloty Tu były sprzedawane do wielu krajów i rysunki techniczne są dostępne dla każdego użytkownika. Jednakże ani komisja MAK ani Millera nie udostępniły, ani nie dyskutowały danych technicznych struktury Tu-154M.

Następnym problemem jest brak właściwości wytrzymałościowych materiałów użytych w budowie Tu-154M. Są to dane ogólnie dostępne, np. w USA dane wytrzymałościowe są podane w Mil-Hdbk 5 dla metali [1]. Rysunki techniczne i dane wytrzymałościowe pozwalają przeprowadzić pełną i dokładną analizę.

Wszystkie wymienione powyżej okoliczności sprawiły, że przeprowadzona poniżej analiza oparta jest więc z konieczności na pewnych założeniach wynikających z ogólnych standardów projektowania struktur lotniczych [2, 3] oraz na osobistym doświadczeniu autora.

2. ANALIZA STRUKTURY CZĘŚCI OGONOWEJ SAMOLOTU

Konstrukcja części ogonowej samolotu zaczynająca się od grodzi ciśnieniowej jest złączona z częścią przednią kadłuba przez poszycie i elementy wzdlużne. Dla celów analizy przeprowadzono estymacje ilości i grubości elementów łączących kadłub i część ogonową samolotu. Analizowane miejsce konstrukcji wskazano na Rys. 1, a strukturę części ogonowej ilustruje Rys. 2.



Rys. 1. Widok samolotu z dołu. Na rysunku zaznaczone analizowane części struktury.

Widok części ogonowej samolotu po katastrofie przedstawiono na Rys. 3. Część ta jest obrócona o 180° w stosunku do kierunku lotu. Zwraca uwagę fakt, że widoczny

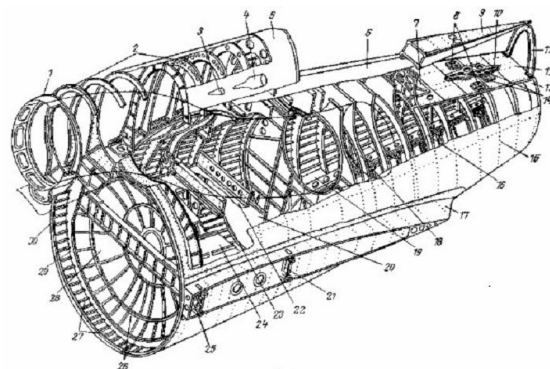


Rys. 3. Część ogonowa Tu-154M po katastrofie.

Wartości materiałowe wzięto z [5] tabela 3.2.3.0 dla aluminium 2024-T4, wartości B maksymalna wytrzymałość na rozerwanie. Materiał ten jest używany w przemyśle

W obliczeniach przedstawionych w Tab. 1 zarówno dla powierzchni przekroju jak i dla wytrzymałości materiałów

na zdjęciu przekrój tej części jest kołowy. Oznacza to, że sekcja ogonowa nie oddzieliła się od samolotu w wyniku uderzenia o ziemię. Gdyby uderzenie o ziemię nastąpiło przed oddzieleniem się części ogonowej, część kadłuba i część ogonowa byłyby zdeformowane. Widok przedstawiony na Rys. 3 jest więc dowodem na to, że część ogonowa oddzieliła się od kadłuba nad ziemią.



Rys. 2. Struktura części ogonowej Tu-154M [4].

Gródź ciśnieniowa nie została ani zniszczona, ani odkształcona. Widać natomiast, że w gródź ciśnieniową zostały wbite części wyposażenia kabiny. Charakterystyczne jest też, że część ogonowa jest odwrócona w kierunku przeciwnym do kierunku lotu. Wszystko to świadczy o tym, że część ogonowa oddzieliła się od kadłuba w wyniku działania siły o wielkości przekraczającej nośność kadłuba na rozerwanie w kierunku osi podłużnej samolotu. Obliczenie minimalnej siły niezbędnej do takiego rozerwania przedstawiono w Tab. 1.

poszycia oraz elementów wzdlużnych przyjęto wartości minimalne, niższe niż w rzeczywistości. Z obliczeń wynika, że dla oderwanie ogona od kadłuba niezbędna jest siła nie mniejsza niż 862 T. Zniszczenie polegające na oderwaniu się ogona od kadłuba musiało być spowodowane

siłą lub ciśnieniem rozprzestrzeniającym się w kadłubie.. Podobnie dla kokpitu. Na gródź musiała działać siła o wielkości około 1000 T.

Tab. 1. Obliczenie minimalnej siły niezbędnej do oderwania części tylnej od kadłuba

Siła niezbędna do rozerwania poszycia		
Srednica w miejscu rozerwania	120 [in]	
Przyjęta grubość poszycia	0,032 [in]	
Powierzchnia przekroju	3,8 [in ²]	
Wytrzymałość na rozciąganie wg [1]	68000 [psi]	
Siła niszcząca	260435 [lb]	118 [T]
Siła niezbędna do rozerwania elementów wzdluznych		
Liczba elementów	32	
Przekrój jednego elementu	0,342 [in ²]	
Całkowita powierzchnia przekroju	10,9 [in ²]	
Wytrzymałość na rozciąganie wg [1]	68000 [psi]	
Siła niszcząca	744192 [lb]	744 [T]
Razem		862 [T]

1 psi (pound per square inch - funt na cal kwadratowy) = 0,07031 kG/cm²,
1 lb (pound - funt) = 0,453 592 37 kg,
1 in (inch - cal) = 25,4 mm,

I kokpit i kadłub są konstruowane przy założeniu ciśnienia 1 atm zwiększonego o współczynnik bezpieczeństwa. Ciśnienie to jest również zwiększone z uwagi na ekstremalne przypadki w czasie lotu. Obliczone ciśnienie powodujące zniszczenie było jednak o rząd wielkości większe od ciśnienia obliczeniowego założonego przy projektowaniu konstrukcji.

3. ANALIZA ROZERWANIA NITÓW W CZĘŚCI POSZYCIA TU-154M

Na Rys. 4 i Rys. 5 przedstawiono części poszycia samolotu znalezione na miejscu katastrofy ukazujące charakterystyczne cechy zniszczenia. Charakter zniszczenia, a w szczególności wyrwane nitę wskazują, że zniszczenie nastąpiło na skutek działania ciśnienia wewnętrznego. Nity i poszycie zostały zniszczone w wyniku rozrywania, a więc na skutek naprężeń rozciągających.



Rys. 4. Część poszycia samolotu pokazująca nitę zniszczone przez naprężenia rozciągające.

Nie mamy informacji z jakiego elementu struktury samolotu pochodzą te części. Mimo to można jednak przeprowadzić analizę zniszczenia. Nity nie są konstruowane na przenoszenie naprężeń rozciągających. Są łącznikami przystosowanymi do przenoszenia naprężeń

tnących. Dopuszczalne naprężenia tnące są znacznie większe niż naprężenia powodujące wyrwanie lub rozerwanie. W szczególności do wyrwania nitę z poszycia wystarczy znacznie mniejsza siła niż do jego ścięcia.



Rys. 5. Poszycie z wyrwanymi nitami. Części struktury samolotu. Nity poszycia pokazujące zniszczenia w wyniku ciśnienia wewnętrznego.

Charakter zniszczenia widoczny na Rys. 4 i Rys. 5 dowodzi, że rozerwanie poszycia nastąpiło po wyrwaniu nitów. Wyrwanie lub rozerwanie nitów nastąpiło w wyniku działania siły, która w dalszej kolejności spowodowała ruch danej części na zewnątrz kadłuba. Siła ta musiała być wynikiem wewnętrznego ciśnienia, które oderwało poszycie od zeber lub podłużnic. Wielkość tego ciśnienia można obliczyć analizując wytrzymałość zniszczonych elementów. Obliczenie takie przedstawiono w Tab. 2.

Tab. 2. Ustalenie hipotetycznego ciśnienia w kadłubie

Nity		
Liczba	20	
Średnica	0,0125 [in]	
Grubość	0,032 [in]	
Powierzchnia przekroju	0,0126 [in ²]	
Wytrzymałość na ścinanie	41000 [psi]	
Pojedyncza siła	515 [lb]	
Całkowita siła	10304 [lb]	
Ciśnienie	48 [psi]	3,1 [atm]
Poszycie		
Szerokość	15 [in]	
Długość	60 [in]	
Grubość	0,032 [in]	
Powierzchnia przekroju	1,92 [in ²]	
Wytrzymałość	41000 [psi]	
Całkowita siła	7820 [lb]	
Ciśnienie	350 [psi]	23,8 [atm]

Obliczone ciśnienie to ilość nitów pomnożona przez wytrzymałość na ścinanie nitę. Ciśnienie wymagane do rozerwanie poszycia policzono jako powierzchnia przekroju poszycia pomnożona przez jego wytrzymałość.

Wszystkie obliczenie przyjęto zakładając minimalne grubości i średnice. Wyniki są oszacowaniami wytrzymałości rozpatrywanych elementów. Dane materiałowe i sposób analizy są oparte na [1], [6]. Brak dokładnych wartości może powodować, że rzeczywiste ciśnienia i siły były 100% wyższe niż obliczone. Oznaczało by to, że ciśnienia i siły powodujące zniszczenie struktury były jeszcze większe niż podane.

Wytrzymałość poszycia przy naprężeniach rozciągających jest znacznie większa niż nitów. Większość nitów została zniszczona przez naprężenia rozciągające, a rozerwanie poszycia było prawdopodobnie wtórne. Charakter zniszczenia wskazuje, że rozerwanie poszycia nastąpiło po wyrwaniu nitów.

Podkreślić trzeba, że ten rodzaj zniszczenia nie może być wynikiem uderzenia o ziemię, gdyż widoczny jest brak wybočenja w wyniku naprężeń ściskających. Gdyby zniszczenie było wynikiem uderzenia o ziemię, musiała by nastąpić propagacja naprężeń ściskających, których rezultatem byłyby charakterystyczne fale wybočenja. Fotografie nie pokazują takich fal na analizowanych elementach struktury.

4. ANALIZA LEWEGO SKRZYDŁA

Według hipotezy przedstawionej w raporcie MAK i w raporcie Komisji Millera część lewego skrzydła samolotu została oderwana w wyniku uderzenia o brzozę. Analizując konstrukcję skrzydła zauważyć trzeba, że poszycie górne i dolne razem z elementami wzdłużnymi są połączone ze sobą żebrami i dźwigarami (Rys. 6). Zniszczenie nastąpiło w wyniku naprężeń rozrywających (rozciągających) żeber i dźwigarów. Z fotografii wynika że zebrą są rozmieszczone co 18 cali oraz, że 10 żeber i dźwigary zostały rozerwane (Rys. 7). Te dane zostały przyjęte w analizie. Końcowa część skrzydła oddzieliła się od reszty skrzydła z powodu zniszczenia łączącego fragmentu skrzydła. Ta część skrzydła miała uderzyć o brzozę i odlecieć w przód.



Rys. 6. Struktura skrzydła.



Rys. 7. Zniszczona struktura skrzydła.

W analizie rozpatrywano tylko rozerwanie żeber. Poszycie było również przynitowane do dźwigarów. Oderwanie poszycia od dźwigarów nie było rozpatrywane w analizie. Przeprowadzona analiza jest więc bardzo konserwatywna, ciśnienie powodujące zniszczenie części skrzydła mogło być znacznie większe. Nawet ciśnienie obliczone powyżej wskazuje na eksplozję.

Widoczny na Rys. 7 rodzaj zniszczenia skrzydła jest inny niż w przypadku uderzenia skrzydła o ziemię. W przypadku uderzenia o ziemię skrzydło byłoby zniszczone

przez naprężenia ściskające. Te zaś powodują wybočenje poszycia płyty. Wybočenja te są bardzo charakterystyczne i nie widać ich na fotografii.

Tab. 3. Obliczenia ciśnienia w zniszczonej części skrzydła

Liczba żeber	10	
Długość	30 [in]	
Wysokość	18 [in]	
Grubość żebrą	0,032 [in]	
Powierzchnia przekroju	0,96 [in ²]	
Wytrzymałość na rozciąganie	68000 [psi]	
Siła niszcząca	65280 [lb]	
Ciśnienie	121 [psi]	8,2 [atm]

5. WNIOSKI

Powyżej przedstawiona analiza została przeprowadzona bez dokładnych danych co do grubości elementów struktury i dokumentacji technicznej. Wszystkie przyjęte w analizie wymiary są założone na podstawie doświadczenia autora. Są to najniższe wielkości używane w przemyśle lotniczym. Co za tym idzie w przypadku uzyskania dokumentacji technicznej większość wymiarów okaże się wyższa od przyjętych do analizy.

W przeprowadzonej analizie użyte zostały wartości wytrzymałościowe dla aluminium 2024 –T4. Jest to podstawowy materiał używany w konstrukcjach lotniczych. Zastosowane zostały wartości wytrzymałości na rozciąganie. Jest to przyjęte w analizie zniszczenia, gdy podczas katastrofy zostaje przekroczona granica proporcjonalności i granica plastyczności.

W obliczeniach przyjęto minimalne grubości i rozmiary stosowane w konstrukcji samolotów. Wyliczone w ten sposób siły są na pewno mniejsze niż te, które wystąpiły w rzeczywistości. Są jednak na tyle duże by spowodować zniszczenie struktury.

Siły i ciśnienia są znacznie większe niż wymagania i założenia konstrukcyjne. Obliczone ciśnienia, które spowodowały zniszczenia są znacznie wyższe niż przyjmowane w projektowaniu w konstrukcji. Wystąpiło bardzo wiele zniszczeń struktury kadłuba i skrzydeł. Powyżej rozpatrzono tylko kilka z nich. Jednakże w każdym z rozpatrywanych przypadków widać, że zniszczenia wystąpiły na skutek ciśnienia wewnętrznego znacznie przekraczającego założenia projektowe nawet w przypadku warunków zderzeniowych (crash).

Rodzi się więc pytanie, co było powodem ciśnienia wewnętrznego przekraczającego znacznie założenia projektowe i wytrzymałość struktur?

Literatura cytowana

- [1] Mil-Hdbk-5J, Department Of Defense Handbook: Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures (31 JAN 2003)
- [2] Analysis and Design of Aircraft Structures by E.F. Bruhn (1973) Jacobs Publishing Inc
- [3] Roark's Formulas for Stress and Strain By: Young, W.C.; Budynas, R.G. © 2002 McGraw-Hill
- [4] Plany i ilustracje Tu-154M
- [5] Fotografie po katastrofie Tu-154M Numer 101
- [6] Boeing Design Manual BDM-6815