

ANALIZA DYNAMICZNA ZNISZCZENIA STRUKTURY SAMOLOTU TU-154M W SMOLEŃSKU 10 KWIEŚNIA 2010 ROKU

Wiesław K. Binienda, Ph.D., F. ASCE

Abstract

Numerical simulations of the Tu-154M aircraft wing impact with the birch tree have been conducted using LS-DYNA. The wing structure was modeled according to the shape and internal structure information available in the literature. A nonlinear material model Mat143 and linear orthotropic elastic material model were used for the tree, while piece-wise elastic plastic and strain rate dependent Johnson Cook plasticity models were applied to the aircraft structure. The wood models were validated through the load deflection comparison of the three point bending simulation and other experimental results available in the literature. The numerical results show that for any airplane configuration the impact should produce damage of the wing leading edge and the tree should always be cut by the front spar. The upper part of the tree has to fall parallel to the airplane flight direction, what was also illustrated by the Constellation airplane experiment conducted by FAA in 1965. Studies of the vertical drop of the fuselage have shown that open fuselage configuration visible on the crash scene can be achieved by explosion in the air as illustrated by the simulations conducted by Sandia National Lab and shown by CNN. Studies of the crash of the airplane into the soft soil have shown that impact of the entire airplane mass have to produce visible craters but the accelerations at the passenger seats would be smaller for the crash in the inverted position than for the crash in the regular position. The most of the passengers should survive the crash, as illustrated by the BOEING 727 crash experiment conducted in 2012 in Mexico and presented by Discovery Channel.

Keywords – crash, crater, explosion, simulation.

Streszczenie

Przedstawiono symulacje komputerowe obliczone za pomocą LsDyna dla samolotu Tu-154M, uderzającego lewym skrzydłem w brzoze. Kształt i struktura wewnętrzna tego samolotu były modelowane na podstawie informacji dostępnych w literaturze. Zachowanie drzewa było modelowane za pomocą opisu matematycznego, nieliniowego Mat143 oraz liniowego, elastycznego, ortotropowego. Aluminium było modelowane za pomocą opisu matematycznego, elasto-plastycznego oraz nieliniowego, zależnego od szybkości obciążenia, typu Johnson-Cook. Wyniki wirtualnych eksperymentów wykazały, że niezależnie od przyjętej konfiguracji samolotu, krawędź przednia skrzydła musi ulec zniszczeniu, zaś drzewo zawsze będzie przecięte przez przedni dźwigar skrzydła. Po przecięciu drzewo zawsze upada wzdłuż toru lotu samolotu, jak to pokazał eksperyment FAA z 1965 roku, z samolotem LOCKHEED Constellation, przecinającym dwa drewniane słupy. Analizy zniszczeń odwróconej części kadłuba przy upadku pionowym ujawniły, że otwartą konfigurację podobną do obserwowanej na wrakowisku, można osiągnąć, jeśli założy się wystąpienie eksplozji

wewnątrz kadłuba, poprzedzającą upadek samolotu na ziemię. Symulacja taka została zrobiona przez Sandia National Lab i pokazana w programie stacji telewizyjnej CNN. Analiza uderzenia całego samolotu w miękką ziemię pokazuje, że uderzenie takie powinno doprowadzić do powstania widocznego krateru w miejscu uderzenia. Przyspieszenia na siedzeniach pasażerów w czasie uderzenia samolotu w pozycji odwróconej byłyby mniejsze od przyspieszeń powstałych przy uderzeniu w pozycji normalnej. Większość pasażerów powinna przeżyć uderzenie samolotu w ziemię, gdyby eksplozja w samolocie nie nastąpiła, podobnie jak w eksperymencie przeprowadzonym na samolocie BOEING 727 w Meksyku, pokazanym przez stację telewizyjną Discovery Channel.

Słowa kluczowe – zderzenie, krater, wybuch, symulacja.

1. SYMULACJA UDERZENIA SKRZYDŁA W BRZOZĘ

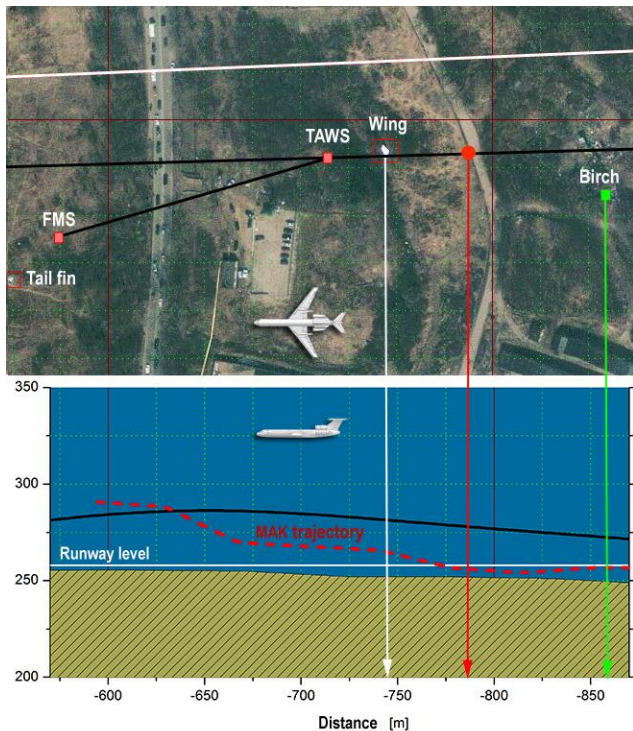
Nowoczesne metody numeryczne coraz częściej stosowane są do analiz i wyjaśniania katastrof lotniczych. Na przykład, włożono wiele pracy w wyjaśnienie mechanizmu przecięcia zewnętrznych kolumn stalowych w budynkach World Trade Center skrzydłami samolotów w zamachu terrorystycznym z 11 września 2001 roku. Wierzbicki [1, 2, 3] rozwinął model analityczny oraz numeryczny do analizy zniszczeń podczas uderzenia o dużej energii w zewnętrzne kolumny, strukturę podłogi i kolumny centralne wieżowca World Trade Center. Dowiódł, że skrzydła mogą przeciąć kolumny zewnętrzne, a podłoga pochłonie około 50% energii samolotu. Reszta energii była pochłonięta przez centralne kolumny wieżowca. Bazant i Zhu [4] ocenił, że w tej katastrofie temperatura w obszarze pożaru osiągnęła nawet 1000°C, co spowodowało osłabienie struktury wieżowca i jego rozpad. Symulacja tego rozpadu została wykonana przez Abboud [5] za pomocą programu SAP2000 i programu nieliniowego FLEX.

Wszystkie incydenty uderzenia samolotu w drzewa są monitorowane przez Federal Aviation Administration (FAA). Symulacja eksperymentu FAA samolotu Lockheed Constellation [6] została ostatnio przeprowadzona przez Bocchieri [7] za pomocą programu LsDyna. Wprawdzie Constellation jest dużo mniejszym i lżejszym samolotem niż Tu-154M, oraz jego maksymalna prędkość jest dużo mniejsza niż Tu-154M, ale eksperyment i jego symulacja mogą posłużyć jako przypadek sprawdzający dla symulacji uderzenia skrzydła samolotu w drzewo.

1.1. Dane wejściowe

W sekcji 3.1.69 Raportu MAK-u czytamy: "Samolot uderzył lewym skrzydłem w pień brzozy o średnicy 30-40

cm, co spowodowało ucięcie zewnętrznej części skrzydła o długości 6.5 m i mocny skręt w lewo". W oryginalnej wersji Raportu MAK długość urwanego skrzydła wymierzono na 4.7 m, a następnie już po opublikowaniu Raportu w wersji internetowej poprawiono długość urwanej końcówki lewego skrzydła na 6.5 m. Należy pamiętać, że im dłuższy odcinek skrzydła, który miały się oderwać, tym grubszy jest przekrój skrzydła w miejscu potencjalnego kontaktu z drzewem. W Sekcji 3.1.70 Raportu MAK jest napisane: "Po 5-6 sekundach, samolot przekoziółkował i uderzył w ziemię całkowicie się rozbijając." Powyższe informacje jak również pomiary trajektorii, dane materiałowe, informacje budowy samolotu, oraz zdjęcia wrakowiska stanowią dane wejściowe dla przeprowadzonych analiz.



Rys. 1. Mapa satelitarna obszaru od brzozy do miejsca zaniku zasilania komputera pokładowego FMS i upadku szczątków samolotu pokazująca trajektorie wyznaczone za pomocą TAWS (linie czarne ciągłe) i sugerowane przez MAK (czerwona linia kreskowa).

Na górnym zdjęciu Rys. 1 widzimy trajektorię poziomą - kierunek lotu Tu-154M z prawej strony do lewej. Biała linia ilustruje oś pasa wzdłuż której samolot powinien lecieć aby być 'na kursie'. Tu-154M leciał wzdłuż czarnej linii odchylonej w lewo od osi pasa, czyli po nieprawidłowym kursie. Według dostępnych raportów i zeznań wskazania przyrządów pokładowych na podstawie sygnałów z lotniczych urządzeń naziemnych (*Radiolaternie bezkierunkowe NDB*) naprowadzały samolot na znaczne odchylenie od osi. Nieprawidłowość ta nie była korygowana przez kontrolera lotu, który do końca informował załogę, że leci 'na kursie'. Pozycję brzozy widzimy jako zielony kwadrat. Napisem „Wing” zaznaczono pozycję, w której znaleziono końcówkę skrzydła. Znajduje się ona tuż przed TAWS-em 38, gdzie samolot gwałtownie skręcił w lewo.

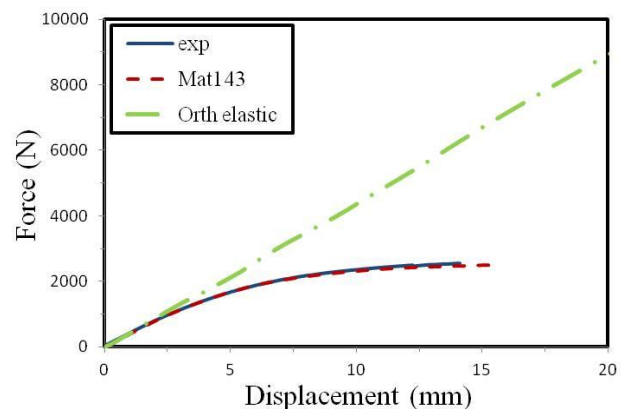
Na dolnym zdjęciu Rys. 1 widzimy kreskową czerwoną trajektorię pionową tak, jak to sobie wyobrazili eksperci MAK-u na podstawie informacji zapisanych przez wysokościomierz radiowy. Dzisiaj wiemy z danych ATM-u, że wysokościomierz radiowy już w tym miejscu nie działał.

Czarna krzywa to trajektoria pionowa, jaka została wyznaczona przez Dr. Nowaczyka z odczytów TAWS-a na podstawie wysokościomierza barycznego.

1.2. Modele materiałów

W tej pracy chciałbym skoncentrować się nad opisami matematycznymi zachowania się materiałów. W moich symulacjach przyjąłem dla brzozy dwa modele matematyczne. Pierwszy to opis liniowy cylindryczny ortotropowy z kryterium pęknięcia maksymalnego odkształcenia („Model Podstawowy”). Jest to opis prosty, ale cztery razy mocniejszy niż testowana brzoza. Demonstruje to Rys. 2 symulacji zginania trzy-punktowego, na którym obserwujemy znacznie większy obszar pod krzywą symulacji Modelu Podstawowego, niż obszar pod krzywą eksperymentu.

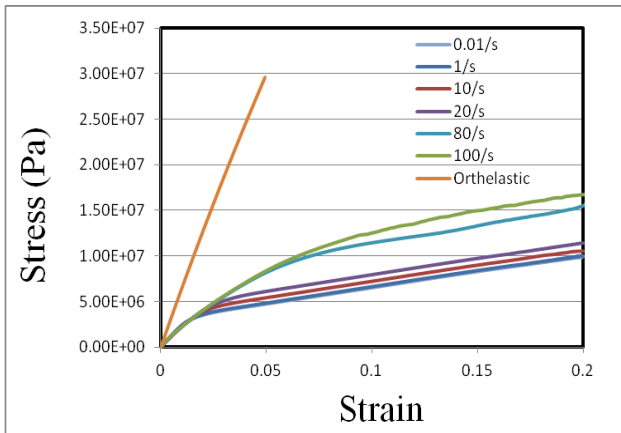
W drugim modelu matematycznym dla brzozy przyjąłem specjalny, zaawansowany, nieliniowy opis zachowania się drzewa, MAT143, opracowany przez Federal Highway Administration („Model MAT 143”). Wg. Rys. 2 wykres Modelu MAT 143 pokrywa się idealnie z eksperymentem. Parametry materiałowe opisów obu modeli drzewa są pokazane w tabelkach w pełnej prezentacji tego referatu (2010 Smolensk Crash of Polish Air Force - Prezentacja No. 15) [8].



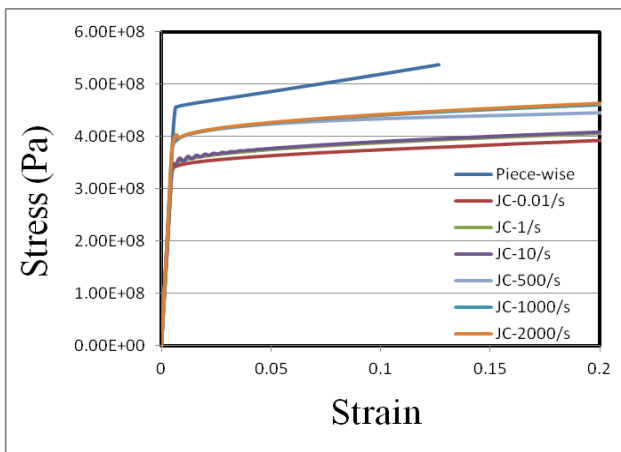
Rys. 2. Efekt zginania belki brzozowej i symulacje za pomocą modelu liniowego i nieliniowego oraz eksperymentalne.

Warto zauważyć, że wytrzymałość drzewa zależy od jego wilgotności. Suche drzewo może być nawet pięciokrotnie bardziej wytrzymałe od wilgotnego. Również sztywność drzewa zależy od jego wilgotności. Drzewo suche jest kruche a wilgotne bardziej elastyczne [9]. Mat143 jest również czuły na szybkość odkształcenia [10]. Porównanie zachowania się materiału brzozy przy użyciu liniowego i nieliniowego modelu jest pokazane na Rys. 3. Model Podstawowy dla brzozy to linia pomarańczowa, a nieliniowy Model Mat143 to grupa krzywych, każda dla innej prędkości obciążenia.

Jeżeli chodzi o stop aluminium, to użyłem tu również dwóch opisów matematycznych. Model izotropowy, elastoplastyczny z maksymalnym odkształceniem, jako kryterium pęknięcia to "Model Podstawowy". Natomiast nieliniowy model typu Johnson-Cook specjalnie opracowany dla samolotów przez FAA to "Johnson Cook Model"[11]. Parametry materiałowe obu opisów podane są w tabelkach pełnej prezentacji [8], a krzywe naprężenia i odkształcenia pokazane są na Rys. 4.



Rys. 3. Naprężenia i odkształcenia drewna brzozy za pomocą modelu liniowego (Podstawowy) i nieliniowego (MAT143).



Rys. 4. Naprężenia i odkształcenia za pomocą modelu elastoplastycznego dla Aluminium (Podstawowy) i nieliniowego (Johnson-Cook).

Model Mat143 został sprawdzony za pomocą symulacji eksperymentu wykonanego na samolocie Constellation. Warto zauważyć, że Constellation w eksperymencie tym ważył 41 ton. Samolot poruszał się z prędkością początkową 207 km/h w momencie, kiedy nastąpiło urwanie kół, a następnie poślizg na brzuchu. Constellation w poślizgu uderzył lewym skrzydłem w barierę ziemną, potem prawym skrzydłem w dwa słupy telefoniczne, oraz kokpitem we wzgórze znajdujące się przed samolotem. Wyniki symulacji Constellation przeprowadzonych przez grupę Bocchieriego były zgodne z wynikami uzyskanymi po przeprowadzeniu badań eksperymentalnych, dzięki czemu Model Mat 143 został zweryfikowany dla większych prędkości zderzeń. Autorzy symulacji doszli do następujących wniosków: prawe skrzydło przecina słup wewnętrzny; wewnętrzny zbiornik paliwa zostaje zniszczony przez uderzenie w ziemię; zewnętrzny słup uszkadza zewnętrzny zbiornik paliwa, słup zostaje przecięty; oba słupy upadają wzdłuż kierunku lotu samolotu tak, jak zaobserwowano w eksperymencie.

1.3. Model Samolotu Tu-154M i Model Drzewa

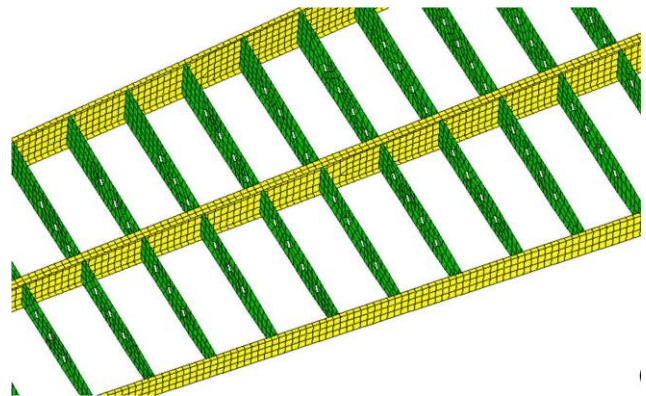
Model samolotu Tu-154M został zbudowany przy użyciu komercyjnego modelu tego samolotu w formacie Solid Works, który następnie został rozbudowany o strukturę wewnętrzną skrzydła. Wszystkie powierzchnie zostały następnie zastąpione siatką elementów powłokowych przy pomocy programu Hypermesh. Skrzydło posiada około 75,000 elementów skończonych potrzebnych

dla dokładnej analizy. Model kadłuba dla tej analizy zderzenia skrzydła z drzewem został wykonany przy użyciu 3,400 elementów, aby zwiększyć prędkość obliczeń na komputerze z ośmioma procesorami równoległymi. Biorąc pod uwagę, że samolot Tu-154M osiąga prędkość 900 km/h oraz ciężar do 104 ton w porównaniu do 600 km/h oraz 55 ton jakie osiąga Constellation, jest oczywiste, że skrzydła Tu-154M są skonstruowane na dużo większą wytrzymałość od skrzydeł samolotu Constellation. Rys. 5 pokazuje strukturę wewnętrzną skrzydła złożoną z trzech dźwigarów i szeregu żeber.

W modelu tym zostały pominięte zbiorniki paliwa, silowniki części ruchomych oraz usztywniacze powłoki skrzydła, przez co model skrzydła samolotu Tu-154M jest słabszy niż w rzeczywistości.

Ponieważ zakładamy zderzenie lewego skrzydła z brzozą, materiał prawego skrzydła i kadłub samolotu zostały przyjęte jako materiał sztywny. Połączenia pomiędzy elementami lewego skrzydła i kadłuba zostały zaprogramowane za pomocą funkcji LsDyna „*Constrained”. Elementy dźwigarów i żeber połączone są z powierzchnią zewnętrzną skrzydła lewego za pomocą funkcji kontaktowej „*Tied Surface to Surface”.

Drzewo zostało modelowane jako pień stożkowy o średnicy 44 cm w miejscu uderzenia, przy użyciu różnych siatek MES. Najgęstsza siatka posiada 228,800 prostopadłościennych elementów. Opcja kontaktowa „*Automatic Surface to Surface” została wykorzystana dla symulacji kontaktu skrzydła z brzozą. Opcja „SOFT=2” została użyta zgodnie z instrukcją dla programu LsDyna dla struktur o kształcie smukłym, takim jaki ma pień drzewa i krawędź przednia skrzydła. Dzięki tej opcji otrzymaliśmy zadowalającą stabilność obliczeń komputerowych.



Rys. 5 Struktura wewnętrzna skrzydła Tu-154M modelowana Metodą Elementów Skończonych.

1.4. Symulacje komputerowe za pomocą LsDyna

Parametry wejściowe symulacji były dobrane zgodnie z informacjami z oficjalnych raportów i rozszerzone dla celów obliczeń parametrycznych. Prędkość samolotu była przyjęta w granicach 77-80 m/s dla wektora poziomego oraz 0-19.2 m/s dla wektora pionowego. Masa samolotu to 78600 kg razem z paliwem. Odległość od gruntu do miejsca uderzenia w brzozę była przyjęta na 6 m. Obliczenia zostały przeprowadzone dla gęstości brzozy w granicach 700 - 1000 kg/m³. Długość odcinka skrzydła od końca do miejsca uderzenia w brzozę została przyjęta na 6.5 m. Obliczenia zostały dokonane dla różnych konfiguracji samolotu, czyli kątów przechylenia, pochylenia i natarcia.

1.4.1. Ciśnienia Aerodynamiczne

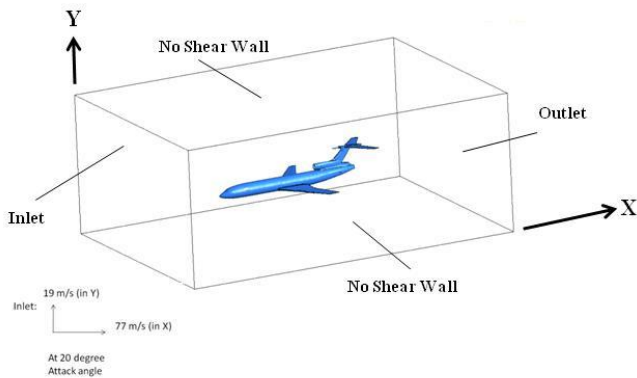
Obliczenia ciśnień aerodynamicznych zostały otrzymane za pomocą programu ANSYS-CFX dla przepływu turbulenta. Zastosowanie tego modelu pozwala otrzymać kontury prędkości powietrza dla nieznanych naprężeń Raynolda przy użyciu „Raynolds Averaged Navier-Stokes Equations” (RANS). Naprężenia Raynolda wyrażane są w funkcji energii kinetycznej przepływu turbulenta (k) i lepkości zawirowań powietrza (μ_t). Wprowadzając naprężenia Raynolda do RANS, oblicza się ciśnienia aerodynamiczne i lepkość efektywną (μ_{eff}) używając równania (1) i (2):

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (1)$$

$$p' = p + \frac{2}{3} \rho k + \frac{2}{3} \mu_{eff} \nabla \cdot U \quad (2)$$

gdzie U jest wektorem prędkości, p ciśnieniem nominalnym, a ρ gęstością powietrza w obliczeniach przyjętych, jako gaz idealny. Wszystkie założenia teoretyczne i metoda obliczeń jest dostępna w instrukcji obsługi i teorii do programu ANSYS-CFX [12].

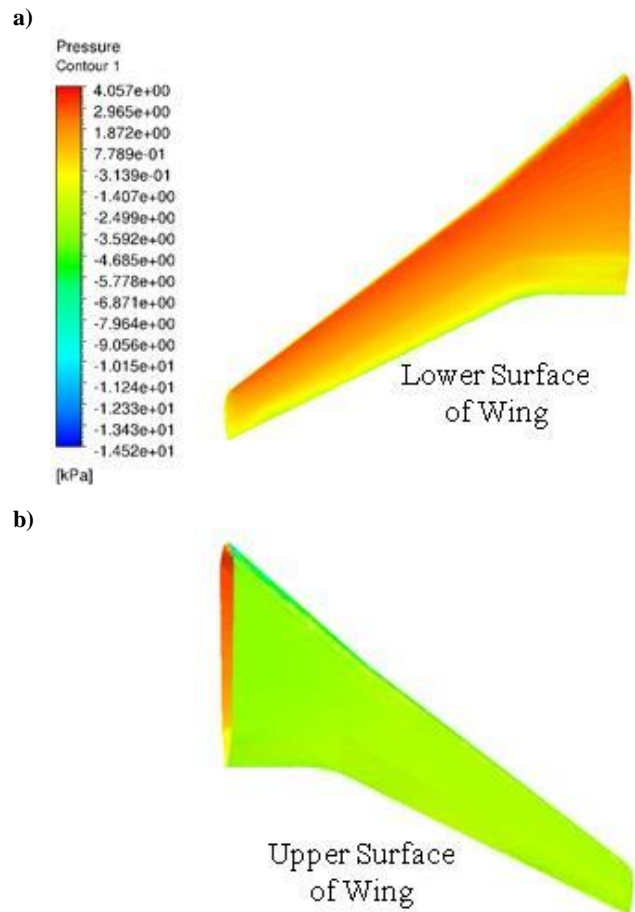
Kształt samolotu jest umieszczony w przestrzeni, przez którą przepływa powietrze z zadaną prędkością i kątem ataku względem samolotu, jak pokazane na Rys. 6. Cała przestrzeń jest podzielona na 200000 - 400000 automatycznie generowanych objętości skończonych, których wielkość zmniejsza się w pobliżu powierzchni samolotu tak, aby dokładnie uchwycić oderwanie się strugi powietrza od powierzchni skrzydeł dla każdego kąta ataku. Trzeba tutaj podkreślić, że kształt zewnętrzny samolotu powinien być dokładny, gdyż brak gładkości powierzchni powoduje dodatkowe zawirowania (turbulencje).



Rys. 6. Przestrzeń powietrzna dla obliczeń ciśnień aerodynamicznych w ANSYS-CFX.

Dla obranych warunków brzegowych, czyli wektorów prędkości przy wejściu do przestrzeni obliczeniowej (Inlet), kontury prędkości i ciśnienia aerodynamiczne są wyznaczone przez ANSYS-CFX tak jak jest to pokazane na Rys. 7.

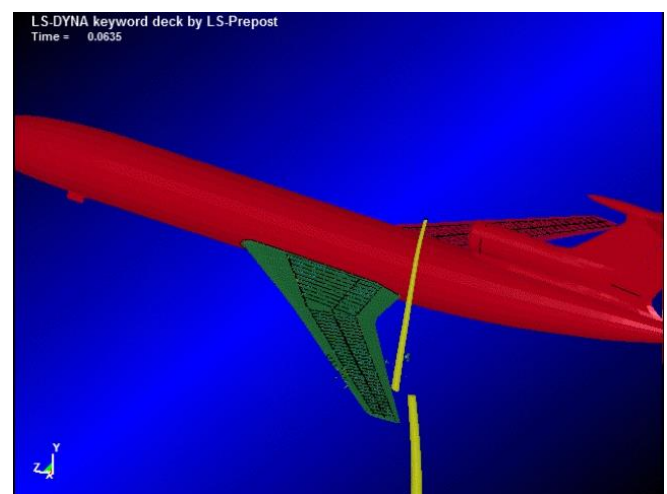
Obliczone ciśnienia na spodzie i części górnej skrzydła zostały przeniesione do symulacji dynamicznych w LsDyna.



Rys. 7. Przykład ciśnień aerodynamicznych obliczonych programem ANSYS-CFX; a) ciśnienia na dolnej powierzchni skrzydła, b) ciśnienia na górnej powierzchni skrzydła.

1.4.2. Rezultaty symulacji

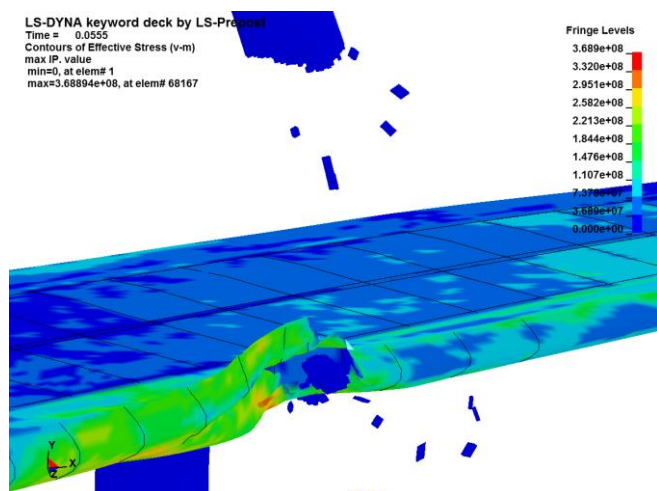
W przeprowadzonych symulacjach skrzydło samolotu Tu-154M zawsze przecina brzozę pierwszym dźwigarem w czasie 0,02 s dla wszystkich możliwych konfiguracji lotu samolotu, niezależnie od tego czy użyte są modele podstawowe czy też nieliniowe modele materiałowe, oraz niezależnie od gęstości siatki MES. Przykładowy rezultat jest pokazany na Rys. 8.



Rys. 8. Symulacja samolotu zaraz po uderzeniu w brzozę.

Krawędź przednia skrzydła ulega zniszczeniu na długości 60-80 cm, ale powierzchnia nośna skrzydła nie zostaje zniszczona, więc dalszy lot jest możliwy. Zbliżenie

zniszczenia krawędzi przedniej i rozkład naprężeń dynamicznych skrzydła jest widoczny na Rys. 9. We wszystkich przypadkach górna część drzewa upada równolegle do kierunku lotu samolotu, identycznie jak w eksperymencie z samolotem Constellation, który przeciął skrzydłem dwa drewniane słupy.



Rys. 9. Naprężenia i wyrwa krawędzi przedniej po uderzeniu w brzozę.

Nawet dla kąta natarcia 14 stopni w sytuacji lotu poziomego powierzchnia nośna skrzydła nie jest uszkodzona ponieważ nie następuje kontakt pomiędzy dolną częścią drzewa a spodem skrzydła. Bezwładność zginanej końcówki dolnej części drzewa rozpędzonej do prędkości samolotu powoduje głębokie ugięcie pnia w czasie przelotu nad nim reszty skrzydła. Pień wraca do pozycji pionowej dopiero po odlocie samolotu. Dokładna symulacja tego przypadku jest dostępna w pełnej prezentacji [8].

1.4.3. Rekonstrukcja zniszczenia skrzydła

Rekonstrukcje fotograficzne opublikowane zostały na Internecie przez Marka Dąbrowskiego [13]. Na Rys. 10 widać, że w miejscu potencjalnego kontaktu między brzozą a skrzydłem, krawędź skrzydła nie uległa zniszczeniu, a skrzydło za nią ma ogromną wyrwę, która nie ma charakteru pęknięcia w wyniku zmęczenia materiału. Brak zniszczenia krawędzi przedniej w miejscu potencjalnego kontaktu z brzożą, czyli urwania skrzydła Tu-154, zniszczenia wewnętrzne skrzydła, wyrwane nity, oraz położenie złamanej brzozy w kierunku prostopadłym do lotu samolotu dowodzą, że nie doszło do uderzenia skrzydła w brzozę, a możliwym powodem urwania skrzydła była eksplozja wewnątrz skrzydła. Również trajektoria pionowa wyznaczona za pomocą ciśnieniomierza barycznego potwierdza, że samolot przeleciał kilka metrów nad brzożą, a kierunek upadku drzewa można wytłumaczyć zawirowaniem powietrza (turbulencją) w wyniku przelotu samolotu, lub siłą gazów wylotowych z silników, co zilustrował prof. Czachor w swojej prezentacji [8].

2. ANALIZA ZNISZCZENIA KADŁUBA PRZY PIONOWYM UPADKU W ZIEMIĘ

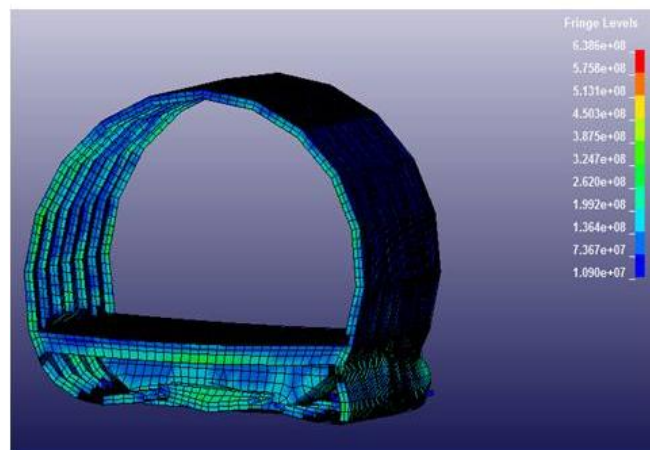
Niewiele eksperymentów opublikowano, które mogłyby posłużyć do analizy upadku samolotu na ziemię. Fusanella [14, 15] przeprowadził pionowy upadek części kadłuba samolotu Boeing 737, który może posłużyć do weryfikacji zachowania się modelu kadłuba, analizy upadku tego

kadłuba oraz całego samolotu Tu-154M w pozycji normalnej i odwróconej.



Rys. 10. Lewe skrzydło z niezniszczoną krawędzią przednią [13].

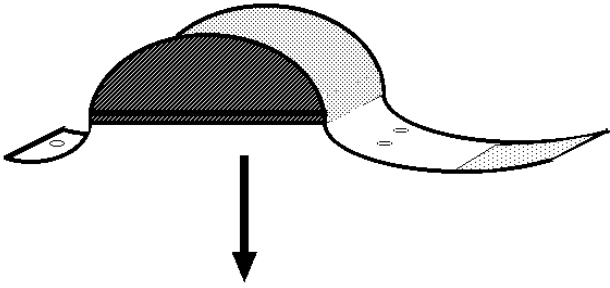
Model segmentu kadłuba tego samolotu został zbudowany przy użyciu 20,000 elementów powłokowych zachowujących się zgodnie z opisem Johnson-Cook. Model składa się z powłoki zewnętrznej, wewnętrznego uźebrowania, podłogi i usztywniaczy podłogi. Masa części kadłuba użyta do wykonania tego modelu wynosi prawie 4 tony, czyli tyle ile prawdziwa część kadłuba użyta w eksperymencie wykonanym przez NASA [14]. Zachowanie samolotu spadającego w pozycji normalnej było zgodne z eksperymentem przeprowadzonym przez NASA [14, 15]. Ostateczny wynik odkształcenia naszego modelu jest pokazany na Rys. 11. Pokazuje on niesymetryczne zgniecenie dolnej części kadłuba i struktury wewnętrznej.



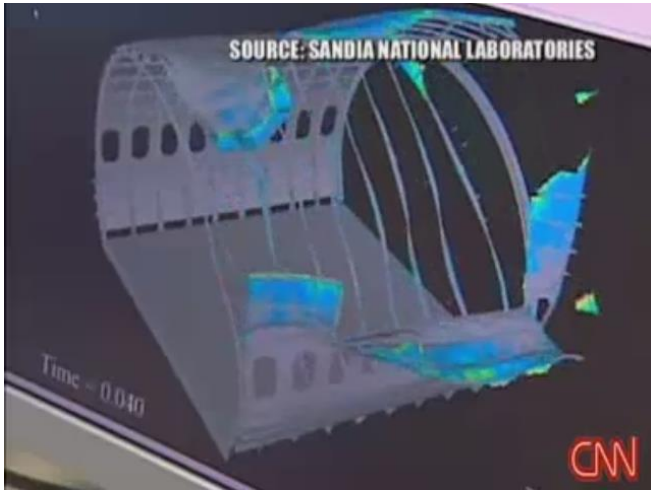
Rys. 11. Symulacja upadku pionowego części kadłuba zgodna z eksperymentem NASA [14, 15].

2.1. Analiza zniszczenia fragmentu kadłuba Tu-154M

Dokumentacja fotograficzna wrakowiska na lotnisku Smoleńsk-Siewiernyj posłużyła do analizy odczytania możliwych warunków początkowych potrzebnych do osiągnięcia końcowego efektu takiego, jaki jest pokazany schematycznie na Rys. 12 i jaki był widoczny na zdjęciach wraku zaraz po katastrofie samolotu Tu-154M. Na zdjęciach tych widać kilkunastometrowy fragment kadłuba leżący na ziemi w odwróconej pozycji ze ścianami otwartymi na zewnątrz [8]. W pobliżu tej części kadłuba widać tysiące małych fragmentów rozsianych w całym polu widzenia.



Rys. 12. Schemat zniszczenia części kadłuba Tu-154M po katastrofie w Smoleńsku.

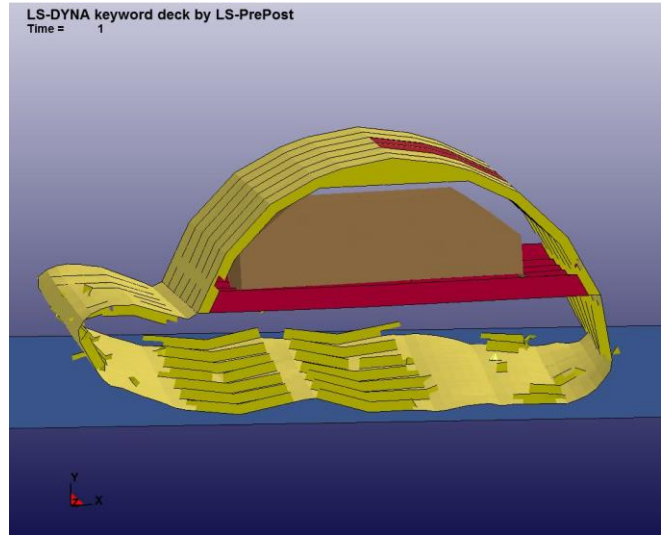


Rys. 13. Symulacje Sandia National Lab wybuchu w środku kadłuba samolotu [16].

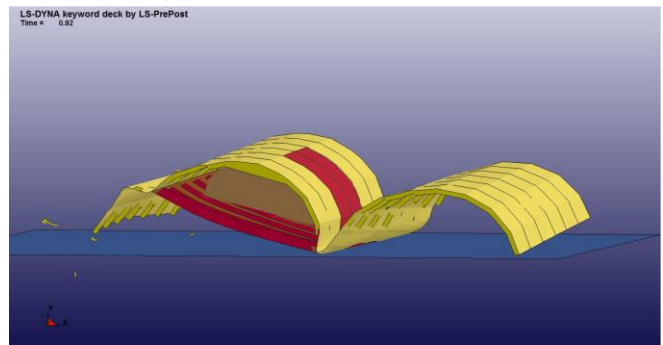
Jeżeli założymy, że kadłub zostanie rozerwany w powietrzu, a następnie obróci się i upadnie na ziemię, wówczas możemy się spodziewać, że ściany i sufit tej części kadłuba nie będą przygniecione przez podłogę, ale zostaną wygięte na zewnątrz części podłogowej, tak jak to jest schematycznie ujęte na Rys. 12. Wariant rozerwania kadłuba za pomocą materiału wybuchowego ilustruje symulacja wykonana przez Sandia National Lab [16] i pokazana przez stację telewizyjną CNN. Naukowcy z Sandia prowadzili badania eksperymentalne przy użyciu różnego typu substancji wybuchowych umieszczonych w różnych miejscach w samolocie, i równolegle symulowali numerycznie zachowanie się kadłuba niszczonego ciśnieniami wywoływanymi tymi eksplozjami. Moment otwierania kadłuba przez ciśnienie wytworzone w wyniku wybuchu pokazane jest na Rys. 13.

Do symulacji za pomocą LsDyna użyliśmy tego samego modelu kadłuba, jaki został zweryfikowany z eksperymentem NASA [15]. Tym razem chcieliśmy otrzymać obraz zniszczenia kadłuba po upadku sufitem do ziemi bez wybuchu oraz po wybuchu w środku, podobnie jak w symulacji Sandia National Lab. Model upadku kadłuba symulowany w LsDyna bez wybuchu pokazany jest na Rys. 14, a symulacja upadku po wybuchu w powietrzu jest pokazana na Rys. 15.

Upadek kadłuba bez wybuchu powoduje przygniecenie ściany lewej lub prawej oraz sufitu pod podłogą. Konfiguracja otwarta, gdzie ściany i sufit znajdują się na zewnątrz części kadłuba z podłogą po upadku, tak jak to widać na rysunku 14, odpowiada najbardziej schematowi pokazanemu na Rys. 12, czyli świadczy o wybuchu w środku kadłuba.



Rys. 14. Symulacja upadku pionowego części kadłuba w pozycji odwrótej bez wybuchu.



Rys. 15. Symulacja upadku pionowego części kadłuba w pozycji odwrótej po wybuchu.

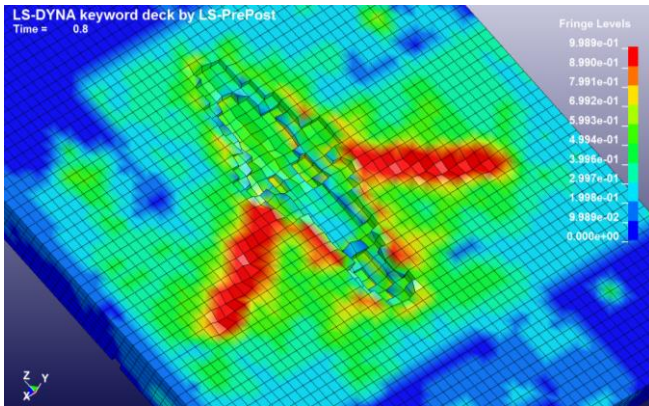
2.2. Analiza zniszczenia samolotu od upadku w miękką ziemię

Symulacja uderzenia samolotu bez eksplozji w miękką ziemię została wykonana przy użyciu opisu nieliniowego zachowania się miękkiej ziemi (MAT147), który został rozwinięty przez FHWA i szeroko jest stosowany dla uderzeń dynamicznych. Do celów charakteryzacji parametrów materiałowych do tego modelu trzeba stosować klasyczny eksperyment ścinania [17]. Dla celów tej analizy przyjęliśmy parametry miękkiego gruntu, których parametry materiałowe dostępne są w pełnej prezentacji [8].

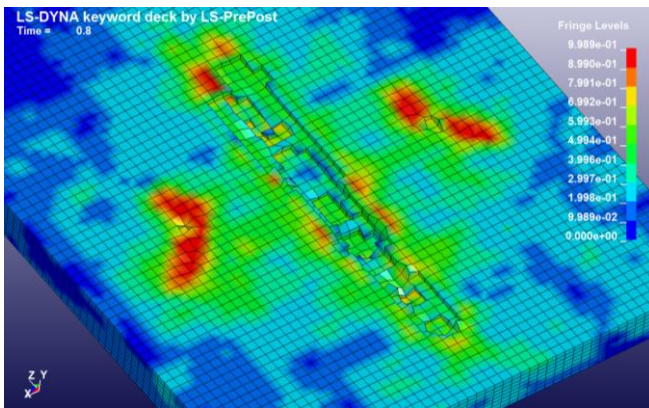
Analiza została przeprowadzona dla dwóch kątów upadku całej masy samolotu, 30 i 10 stopni, w normalnej i odwróconej pozycji. W tej analizie, samolot Tu-154M jest reprezentowany za pomocą 32450 elementów powłokowych, zachowujących się zgodnie z opisem Johnson-Cook. Powierzchnia ziemi jest reprezentowana za pomocą 18304 elementów w postaci prostopadłościennych elementów skończonych, których zachowanie materiału Mat147 z prawem Mohr-Coulomba jako kryterium zniszczenia opisane jest w szczegółach w [17].

2.2.1. Krater po upadku pod kątem 30 stopni

W przypadku upadku samolotu pod kątem 30 stopni, prędkość pionowa samolotu wynosi około 40 m/s, czyli jest znacznie większa niż ta jaka mogła być możliwa przy upadku samolotu Tu-154M z trzydziesto-metrowej wysokości.



Rys. 16. Krater po upadku pod kątem 30 stopni z kołami do dołu.



Rys. 17. Krater po upadku pod kątem 30 stopni z kołami do góry.

Na obu powyższych rysunkach widzimy krater powstałe od uderzenia samolotu w ziemię dla konfiguracji z kołami do dołu (Rys. 16) oraz z kołami do góry (Rys. 17). Głębokość tych kraterów dla przyjętych parametrów materiałowych gruntu wyniosła od 1 m do 2 m. Wiadomo, że grunt mokry jest bardziej miękki niż grunt suchy oraz ubity przy tej samej granulacji.

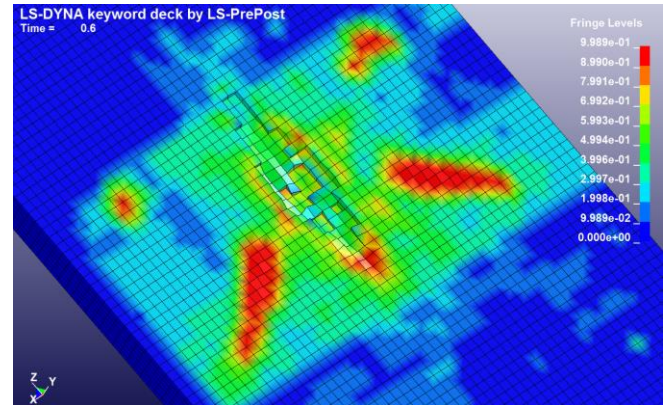
2.2.2. Krater po upadku pod kątem 10 stopni

Jeżeli samolot uderza w ziemię pod kątem 10 stopni, to prędkość pionowa wynosi około 14 m/s. Krater jest płytszy i dłuższy, ale zawsze dobrze widoczny, co widać na rysunkach Rys. 18 i Rys. 19. Możemy więc podsumować, że jeżeli cała masa samolotu uderzyła w nie skalisty miękki grunt, to powinien zostać widoczny krater na obszarze większym od długości i szerokości kadłuba samolotu. Brak krateru wskazuje na rozpad samolotu w powietrzu.

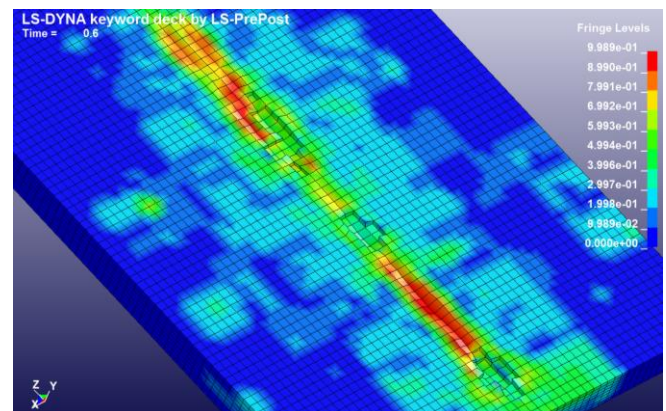
2.2.3. Rozpad samolotu od upadku w ziemię

Symulacje zniszczenia samolotu od upadku na ziemię z kołami do dołu, nawet pod kątem upadku 30 stopni pokazują rozpad samolotu na trzy duże części z największym zniszczeniem ograniczonym głównie do części przedniej kadłuba, co jest pokazane na Rys. 20. Podobne zniszczenie zostało osiągnięte w eksperymencie przeprowadzonym na pustyni w Meksyku, gdzie samolot Boeing 727 uderzył w piach pustyni z dużą prędkością. Eksperyment ten został pokazany przez Discovery Channel w październiku 2012 [18]. Również w tym eksperymencie przednia część kadłuba uległa zniszczeniu, samolot rozpadł się na trzy części, ale przyspieszenia mierzone w środkowej

i tylnej części samolotu nie przekraczały wielkości stanowiącej zagrożenie dla życia pasażerów (Rys. 21).

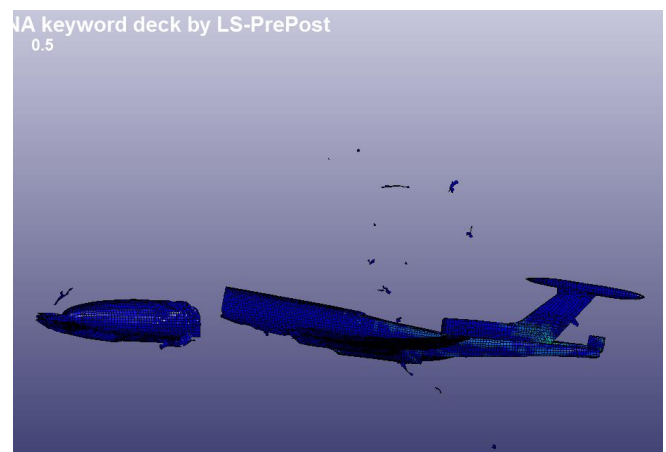


Rys. 18. Krater po upadku pod kątem 10 stopni z kołami do dołu.



Rys. 19. Krater po upadku pod kątem 10 stopni z kołami do góry.

W przypadku analogicznego upadku z kołami do góry, jak pokazuje Rys. 22, kadłub również ulega zniszczeniu, ale przyspieszenia odczuwane przez pasażerów są mniejsze, więc możliwość przeżycia pasażerów w środkowej i tylnej części samolotu jest większa.



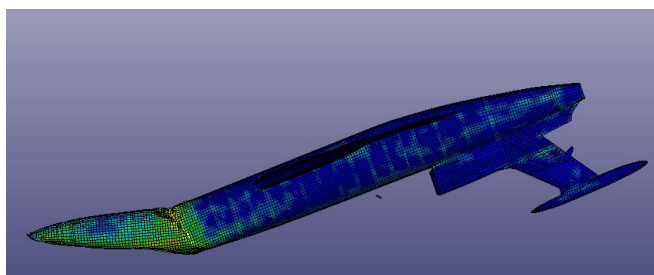
Rys. 20. Rozpad samolotu od uderzenia w ziemię z kołami do dołu.

Na wrakowisku w Smoleńsku samolot Tu-154M w niczym nie przypomina samolotu po uderzeniu w ziemię bez eksplozji. Wrak jest rozbity na wielką ilość małych i kilka większych fragmentów. Części wraku rozsypane są na znacznym obszarze. Brak jest widocznego pojedynczego krateru o szerokości kadłuba. I co najważniejsze, wszyscy

pasażerowie ponieśli śmierć. Wszystkie te fakty wskazują, że pasażerowie musieli zginąć od wybuchu wewnątrz kadłuba. Eksplozja spowodowała rozpad samolotu w powietrzu, przed uderzeniem w ziemię. Możliwe jest też, że część pasażerów została wyrzucona w powietrzu na zewnątrz rozpadającego się samolotu i upadła na ziemię z prędkością samolotu bez ochrony kadłuba. Na tą możliwość wskazują zerwane ubrania z części ciał pasażerów.



Rys. 21. Boeing 727 po upadku w ziemię pokazany przez Discovery [7].



Rys. 22. Rozpad samolotu od uderzenia w ziemię z kołami do góry.

3. WNIOSKI KOŃCOWE

Wszystkie wnioski są efektem przeprowadzonych w tej pracy analiz i odzwierciedlają konkretne rezultaty otrzymane na podstawie przeprowadzonych symulacji.

1. Lewe skrzydło nie mogło urwać się w wyniku uderzenia w brzozę, gdyż w żadnym badanym przypadku brzoza nie łamie skrzydła.
2. Otwarcie ścian kadłuba na zewnątrz świadczy o możliwości eksplozji w kadłubie.
3. Brak krateru, rozpad na małe fragmenty i duży obszar wrakowiska świadczy o rozpadzie samolotu w powietrzu.
4. Dla symulacji bez wybuchu, rezultaty pokazały, że tylna część kadłuba oraz prawe skrzydło nie uległy rozpadowi.
5. Gdyby nie doszło do eksplozji, większość pasażerów znajdujących się w środkowej i tylnej części samolotu powinna przeżyć.
6. Przyspieszenia uderzenia samolotu w ziemię z 30-metrowej wysokości dają duże szanse przeżycia.
7. Stwierdzenie w raporcie MAK, że pasażerowie zginęli w wyniku przeciążeń 100 G potwierdzają wybuch w kadłubie samolotu. Może to również wskazywać na rozpad samolotu w powietrzu i bezpośredni upadek pasażerów z prędkością samolotu w ziemię bez ochrony kadłuba.

Literatura cytowana

- [1] Wierzbicki T, and Teng X, "How the airplane wing cut through the exterior columns of the World Trade Center," *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 28, No. 6, 2003, pp. 601–625 doi: [10.1016/S0734-743X\(02\)00106-9](https://doi.org/10.1016/S0734-743X(02)00106-9)
- [2] [Xue L](#), [Zheng L](#) and Wierzbicki T, "Interactive Failure in High Velocity Impact of Two Box Beams," *ASME 2003 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, Washington, DC, USA, November 15–21, 2003
- [3] Wierzbicki T, [Xue L](#) and Hendry-Brogan M, "The Towers Lost and Beyond, Chapter 4 Aircraft Impact Damage," *Massachusetts Institute of Technology*, 2002.
- [4] Bazant ZP, and Zhou Y, "Why Did the World Trade Center Collapse -Simple Analysis," *Journal of Engineering Mechanical*, Vol. 128, No. 1, 2002, pp. 2–6. doi: [10.1007/s004190100189](https://doi.org/10.1007/s004190100189)
- [5] Abboud N, Levy M, Tennant D, et al, "Anatomy of A Disaster: A Structural Investigation the World Trade Center Collapses," *ASCE 3rd Forensic Congress*, San Diego, California, October 19-21, 2003.
- [6] Reed, W.H., S.H. Robertson, L.W.T. Weinberg, L.H. Tyndall, "Full-scale Dynamic Crash Test of a Lockheed Constellation Model 1649 Aircraft", FAA-ADS-38, October, 1965.
- [7] R.T. Bocchieri, R.M. MacNeill, C.N. Northrup, and D.S. Dierdorf. "Crash simulation of transport aircraft for predicting fuel release: first phase-simulation of the Lockheed Constellation model L-1649 full-scale crash test," US Department of Transportation, October, 2012.
- [8] <http://smolenscrash.com/index.php/2012/index/pages/view/live>
- [9] Forest Products Laboratory, "Wood Handbook," *United States Department of Agriculture Forest Service*, Madison, Wisconsin, 2010
- [10] Manual for LS-DYNA Wood Material Model 143, Publication No. FHWA-HRT-0R-097, Aug. 2007
- [11] Buyuk M, Kan S, Loikkanen M, "Explicit finite-element analysis of 2012-T3/T351 aluminum material under impact loading for airplane engine containment and fragment shielding," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 22(3), 2009, pp. 287-295.
- [12] ANSYS CFX-Solver Theory Guide, 2010.
- [13] http://mdabrowski.salon24.pl/377564.slot-2#comment_6096695
- [14] Edwin L. Fasanella, Karen E. Jackson, Yvonne T. Jones et al. Crash Simulation of a Boeing 737 Fuselage Section Vertical Drop Test, Proceedings of the Third KRASH User's Conference , Phoenix, AZ, January 8-10, 2001.
- [15] Karen E. Jackson and Edwin L. Fasanella. Crash Simulation of a Vertical Drop Test of a B737 Fuselage Section with Overhead Bins and Luggage, Proceedings of the Third Triennial Aircraft Fire and Cabin Safety Conference, Atlantic City, NJ , 2001.
- [16] http://www.youtube.com/watch?feature=player_embedded&v=PPDJzh2C9Es
- [17] Evaluation of LS-DYNA Soil Material Model 147 Report No. FHWA-HRT-04-094
- [18] <http://dsc.discovery.com/tv-shows/curiosity/videos>