

ANALIZA UDERZENIA W BRZOZĘ LEWEGO SKRZYDŁA Z WYPUSZCZONYM SLOTEM

Wiesław K. Binienda

Abstract

Methodology for experimental determination of critical plastic strain using Hopkinson Bar punch tests for AL2024-T351 developed at Ohio State University was explained. Test results show that aluminum is not brittle even under very high strain rate loading condition. The results of dynamic and static tests are directly used for the failure envelope of Mat224 in LsDyna3D for 3D and 2D type element formulations. Application of 2D element form of Mat224 is used and validated by comparing results of experiment and simulations of aerospace grade aluminum sabot impacting the rigid steel plate with the velocities from 175m/s to 300m/s. All specimen and sabot tests confirmed that aluminum alloy used for airplane skin is very plastic and not become brittle even at the highest crash speed. Simulation results were generated for a model of the wing with open slot impacting the birch tree using 2D shell elements and Mat224. The numerical results confirmed conclusions from the previous years that for any configuration of the Tu-154M airplane model the wing cannot be cut by the tree. Simulation results shown, that the character of the plastic deformation of the leading edge behind the slot does not agree with the deformation of the edge in the section of the wing found in Smolensk. The upper part of the tree cut by the wing has to fall parallel to the airplane flight direction not perpendicular as it was found in Smolensk.

Keywords - Hopkinson's Bar, failure envelope, crash, explosion, simulation.

Streszczenie

Pokazano najważniejsze informacje eksperymentalnej metody wyznaczania naprężenia krytycznego przy pomocy testów dynamicznych przebijania się stempli przez płytkę duraluminiową przy wykorzystaniu urządzenia Hopkinson Bar, która została opracowana w Ohio State University. Wyniki tych eksperymentów pokazują, że duraluminium nie kruszy się nawet dla bardzo dużych prędkości odkształceń. Wyniki pęknięcia podczas dynamicznych i statycznych eksperymentów stanowią kryterium pęknięcia dla Mat224 in LsDyna3D dla elementów typu 3D i 2D. Dokładność rezultatów numerycznych symulacji otrzymanych przy użyciu elementów 2D została sprawdzona za pomocą porównania wyników symulacji i testu uderzenia cienkościenną strukturą duraluminiową w grubą płytę stalową z prędkościami od 175 m/s do 300 m/s. Wszystkie eksperymenty potwierdzają fakt, że jest to materiał bardzo plastyczny i nie kruszy się nawet przy bardzo dużych prędkościach zderzenia. Wyniki wirtualnych eksperymentów uderzenia skrzydła z wypuszczonym slotem samolotu w brzozę zostały otrzymane z zastosowaniem Mat224 typu 2D. Wyniki numeryczne pokazały, że slot i krawędź przednia skrzydła muszą ulec odkształceniu w charakterystyczny sposób, który nie odpowiada odkształceniom poszycia w odciętej końcówce skrzydła w Smoleńsku. Drzewo zawsze będzie przecięte przez przedni dźwigar skrzydła i po przecięciu zawsze upada wzdłuż toru lotu samolotu, a nie

prostopadle, w której to pozycji zostało znalezione drzewo w Smoleńsku.

Słowa kluczowe – Hopkinson Bar, powierzchnia stanu pęknięcia, zderzenie, wybuch, symulacja.

1. OPIS MODELU MATERIAŁU MAT224

1.1. Wprowadzenie

Podstawy teoretyczne opisu Mat 224 zostały wprowadzone w artykule z II Konferencji Smoleńskiej [1]. Warto tutaj przypomnieć, że zachowanie i wytrzymałość duraluminium zależą od pełnego stanu naprężeń, jaki ma miejsce w trakcie uderzenia samolotu w przeszkodę. Obliczenia wytrzymałościowe biorące pod uwagę tylko jednokierunkowe rozciąganie lub ścinanie i stałą wytrzymałość materiału nie mają sensu dla tego materiału. Współczynnik wzmocnienia dylatacyjnego wzrasta ekspotencjalnie ze wzrostem średniego naprężenia mierzonego w oddali od defektu, które jest zdefiniowane w następujący sposób:

$$\sigma_m = p = -\frac{I_1}{3} = -\frac{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3}{3}, \quad (1)$$

gdzie σ_1 , σ_2 i σ_3 są naprężeniami głównymi.

Powierzchnia odkształcenia krytycznego opisana jest w przestrzeni trójwymiarowej, gdzie współrzędne niezależne to „trójosiowość” i parametr Lode. Trójosiowość wyznaczana jest przy użyciu równania

$$\sigma^* = \sigma_m / \sigma_{vm}, \quad (2)$$

gdzie efektywne naprężenie von Misesa może być obliczane z użyciem dewiatorycznego tensora naprężenia

$$\sigma_{vm} = \left(\frac{3}{2} S_{ij} S_{ij} \right)^{1/2} \quad (3)$$

oraz

$$S_{ij} = \sigma_{ij} - \sigma_m \delta_{ij}. \quad (4)$$

a parametr Lode wyznaczany jest za pomocą równania

$$\mu = \frac{27}{2} \frac{J_3}{\sigma_{vm}^3}, \quad (5)$$

gdzie

$$J_3 = I_3 - \frac{1}{3} I_1 I_2 + \frac{2}{27} I_1^3. \quad (6)$$

Zmodyfikowany parametr *Lode*, który alternatywnie jest używany w literaturze przyjmuje następującą postać

$$Lode = \frac{I_3}{\sigma_{mv}^3}, \quad (7)$$

gdzie

$$I_3 = \sigma_1 \sigma_2 \sigma_3. \quad (8)$$

Krytyczne odkształcenie pęknięcia ε_p^f określone jest za pomocą odkształcenia typu *von Misesa*

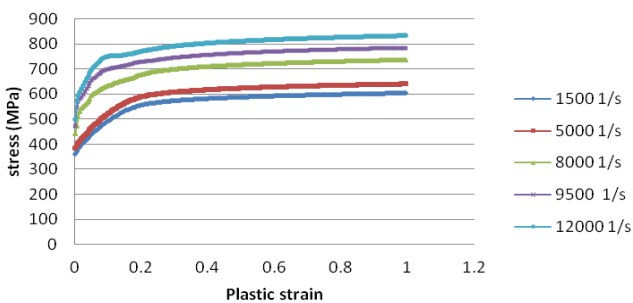
$$\varepsilon_{vm} = \left(\frac{2}{3} \varepsilon'_{ij} \varepsilon'_{ij} \right)^{1/2}, \quad (9)$$

gdzie $\varepsilon'_{ij} = \varepsilon_{ij} - \frac{1}{3} \varepsilon_{kk} \delta_{ij}$ jest tensorem odkształcenia dewiatorycznego.

DuBois [2] razem z grupą współpracowników z LSTC, FAA, NASA oraz kilku uniwersytetów opracował nowy tabelkowy model materiałowy dla elementów typu 3D i 2D. Model ten używa do symulacji pełnych i rzeczywistych rezultatów eksperymentalnych, uzyskanych za pomocą wielu typów próbek opisanych w ich pracy i eksperymentów statycznych i dynamicznych.

1.2. MAT224 dla duraluminium

Jak pamiętamy, MAT₂₂₄ został rozwinięty na podstawie oryginalnego opisu typu Johnson-Cook z użyciem pomiarów eksperymentalnych w postaci naprężenia i odkształcenia oraz powierzchni stanu pęknięcia lub krytycznego odkształcenia plastycznego jako funkcji trójosiowości (*triaxility*), szybkości obciążenia (*strain rate dependence*), temperatury materiału oraz kompensacji rezultatów w zależności od wielkości elementów (*non-local analysis*). Kryterium zniszczenia analizuje ewolucje odkształcenia plastycznego w porównaniu do krytycznego odkształcenia plastycznego w momencie pęknięcia. Rys. 1 pokazuje zależności naprężenia od odkształcenia plastycznego dla pięciu prędkości odkształcenia materiału AL2024-T351. Widać, że im szybciej duraluminium jest obciążane, tym jest mocniejsze oraz że dla wszystkich prędkości zachowuje swoją plastyczność.

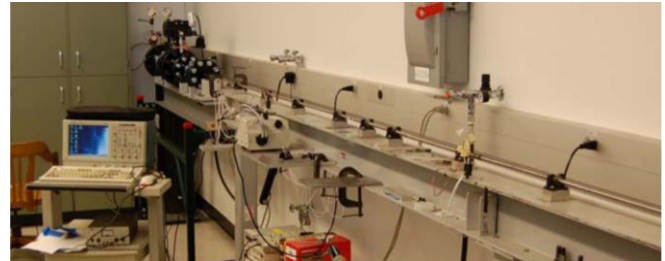


Rys. 1. Naprężenia dla różnych prędkości odkształcenia dla lotniczego duraluminium jako funkcja odkształcenie plastycznego.

Obliczenia wytrzymałościowe dla samolotu Tu-154M muszą brać pod uwagę wszystkie parametry Mat224. Podczas uderzenia samolotu w przeszkodę prędkość odkształcenia zmienia się w zależności od czasu i odległości od miejsca kontaktu, a stan naprężeń jest wielokierunkowy. Ponadto tylko Mat224 prawidłowo określa wytrzymałość

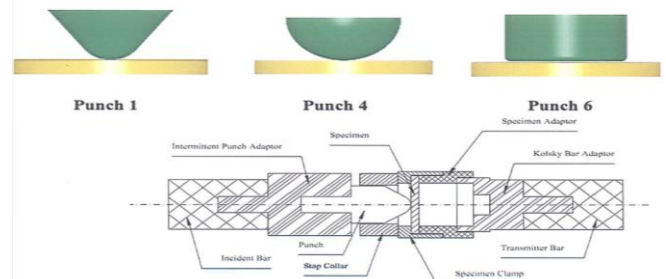
duraluminium dla różnych grubości materiałów, co zostało udowodnione w szeregu eksperymentów NASA pokazanych podczas II Konferencji Smoleńskiej [1], a co nie może być osiągnięte za pomocą innych modeli materiałowych, nawet przy użyciu klasycznego modelu Johnson-Cooka.

Aby uzyskać złożone stany naprężenia dla bardzo dużych prędkości odkształcenia Gilat [3] rozwinął dynamiczny eksperyment wykorzystujący aparat Hopkinsona do przecinania próbki za pomocą sztywnych stempli, jak to jest pokazane na Rys. 2.



Rys. 2. Aparat do testu dynamicznego dla duraluminium 2024-T351 [3].

Gilat zmodyfikował aparat Hopkinsona tak, aby móc przebijać się przez płytki duraluminiowe za pomocą stempli o różnym kształcie powierzchni kontaktowej, jak to jest pokazane na Rys. 3, gdzie każdy kształt stempla odpowiada innym parametrom *Lode* i trójosiowości podczas pęknięcia. Tym sposobem otrzymał szereg wyników wytrzymałości krytycznej dla bardzo dużych prędkości odkształcenia i szeregu punktów w przestrzeni trójosiowości i parametru *Lode*. Szczegóły tej pracy są dostępne w literaturze technicznej [3].



Rys. 3. Kształt stempli i schemat centralnej części aparatu Hopkinsona użytych dla otrzymania odkształceń krytycznych przy dużych prędkościach odkształceń [3].

Wszystkie eksperymenty Gilata pokazały, że duraluminium nie jest kruche nawet przy największych prędkościach odkształcenia osiągniętych eksperymentalnie za pomocą jego aparatury laboratoryjnej. Użyte różne geometrie próbek poddanych statycznemu i dynamicznemu ścisnaniu, rozciąganiu, skręcaniu i przecinaniu za pomocą stempli pozwalają za wyznaczenie współrzędnych trójosiowości i *Lode*, dla których obserwowane jest krytyczne odkształcenie pęknięcia. Wyznaczona powierzchnia pęknięcia została pokazana w artykule z II Konferencji Smoleńskiej [1].

Model Mat224 dla eksperymentalnie wyznaczonego kryterium pęknięcia i krzywych naprężenia względem odkształcenia dla bardzo dużych prędkości odkształceń zostały zweryfikowane przez NASA, co również było pokazane w artykule II Konferencji Smoleńskiej [1]. Ten sam model materiałowy został też użyty do symulacji eksperymentu zderzenia struktury cienkościenniej

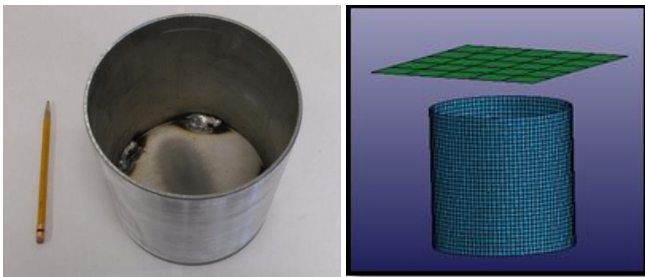
uderzającej w grubą ścianę ze stali. W czasie II Konferencji Smoleńskiej pokazaliśmy symulacje za pomocą elementów typu 3D. Tym razem do symulacji użyliśmy elementów typu 2D, czyli powłokowego typu shell.

1.3. Weryfikacja MAT224 dla struktury cienkościennej

Dokładność obliczeniowa MAT224 z parametrami wyznaczonymi przez FAA, NASA i kilku grup naukowców z szeregu uczelni amerykańskich zostały dodatkowo zweryfikowane przy użyciu struktury cienkościennej zwanej „sabot” uderzającej w grubą płytę stalową z prędkościami porównywalnymi i większymi od prędkości uderzenia w drzewo samolotu Tu-154M. Eksperyment ten został już przedstawiony w poprzednim artykule [1], ale dla przypomnienia powtórzę najważniejsze informacje.

Sabot składa się z cylindra o średnicy zewnętrznej 152,4 mm i grubości ściany 1,5 mm, czyli podobnej jak grubość poszycia skrzydła samolotu. Strona kontaktowa pomiędzy sabotem i płytą stalową jest otwarta, a do drugiej strony jest przyspawane dno o grubości 6,35 mm lub 12,7 mm.

Rys. 4 pokazuje sabot, który jest rozpędzany do prędkości większych od prędkości lotu samolotu przez działko próżniowo-gazowe dostosowane do rozpędzania tego typu struktury cienkościennej. Działko gazowo próżniowe jest pokazane na Rys. 5 które jest dostępne do celów naukowych na Uniwersytecie w Akron w laboratorium zderzeń wielkiej energii.



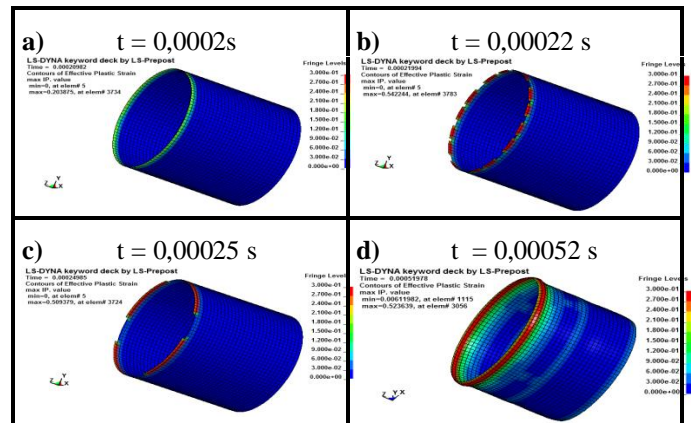
Rys. 4. Struktura cienkościenna sabotu z duraluminium 2024-T351 (lewa strona) i model z elementami 2D (prawa strona).



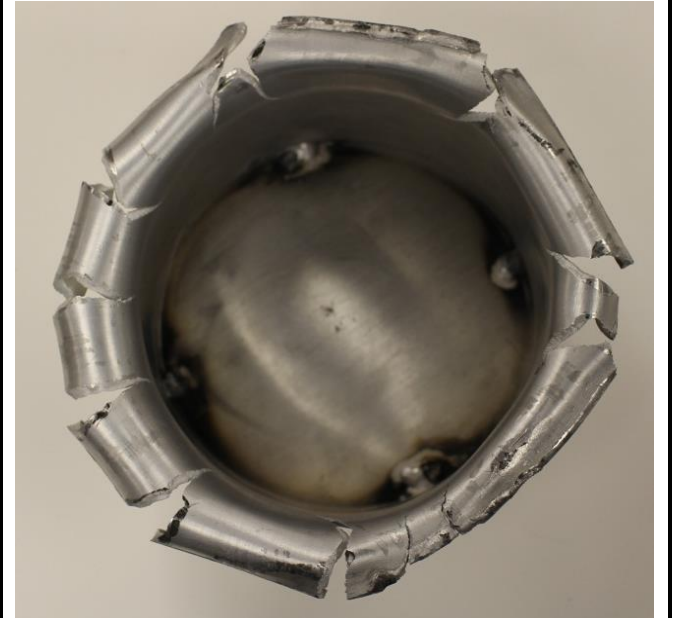
Rys. 5. Działko próżniowo-gazowe oraz w oddali płyta stalowa uderzana przez sabot.

Symulacja uderzenia modelu tej struktury z 3825 elementami typu 2D, czyli shell, w płytę stalową przy prędkości 175 m/s, a więc ponad dwukrotnie większej niż prędkość samolotu, z jakim Tu-154M miał uderzyć w drzewo lub w ziemię, dokładnie odzwierciedla zniszczenie widoczne w eksperymencie. Sekwencja zniszczenia w symulacji oraz końcowy efekt eksperymentu pokazane są na Rys. 6. Widać, że dla każdego przedziału czasowego czoło struktury doznaje zniszczenia i erozji, a pozostała część poddana jest odkształceniu plastycznemu. Dno struktury,

które nigdy nie dotknęło płyty stalowej doznaje wygięcia w postaci miseczki, której obliczona głębokość dokładnie zgadza się z głębokością odkształcenia w tym miejscu dna struktury poddanej eksperymentalnemu zderzeniu.



e) Zniszczenie sabotu po uderzeniu w płytę stalową z prędkością 175m/s



Rys. 6. a–d) Wyniki symulacji zniszczenia sabotu przy prędkości 175 m/s dla różnych czasów po uderzeniu - model z elementami 2D. e) Eksperymentalny rezultat zniszczenia sabotu.

Warto przypomnieć, że grubość ścian tej struktury jest taka sama jak grubość poszycia w samolocie Tu-154M. Dno natomiast jest dużo grubsze niż ściany boczne tej struktury, ale symulacje za pomocą Mat224 przewidują zniszczenie i odkształcenie plastyczne bardzo dokładne dla obu grubości materiału.

Brak kruchości duraluminium w tym eksperymencie nawet przy prędkościach uderzenia czterokrotnie większych od prędkości uderzenia skrzydła w gałęzie demonstrują ewidentnie Rys. 6 i Rys. 7. Można więc wyciągnąć wniosek, że znalezione fragmenty skrzydła i kadłuba na ogromnym obszarze od około 50-70 metrów przed brzożą aż do miejsca upadku samolotu na ziemię, nie mogą być wytłumaczone kruchością duraluminium, przy prędkości samolotu tylko 80 m/s. Aby uzyskać efekt kruchości aluminium wymagane prędkości odkształceń muszą być wielokrotnie większe. Eksperymenty odcinania części samolotu lub innych struktur duraluminiowych za pomocą detonacji pokazują, że

materiał ten się kruszy dopiero przy prędkości detonacji prawie 7000-8000 m/s. Trzeba więc prędkości odkształcenia 100-krotnie większych niż ta, jaka mogła być efektem uderzenia samolotu Tu-154M w gałęzie i drzewa w Smoleńsku, aby spowodować kruche niszczenie duraluminium. Przy prędkości 70-80 m/s trzeba oczekiwać odkształceń plastycznych, które jednak nie mogą wytłumaczyć, dlaczego znaleziono fragmenty poszycia, żeber i innych części samolotu zanim jeszcze dotknął on ziemi.



Rys. 7. Eksperymentalny rezultat zniszczenia sabotu dla prędkości 300 m/s.

2. SYMULACJE ZNISZCZENIA SKRZYDŁA Z OTWARTYM SLOTEM Z UŻYCIEM MAT224

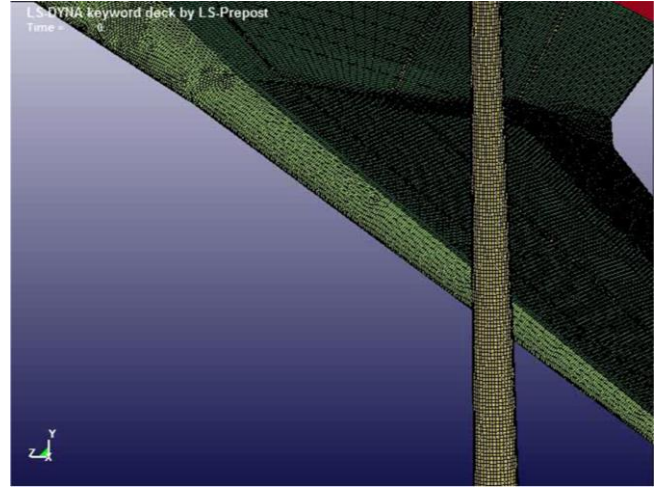
2.1. Model samolotu Tu-154

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. Szczegóły tego modelu zostały przedyskutowane w publikacjach [4] i [5]. W tej pracy Mat224 został zastosowany w formie dostosowanej dla elementów 2D typu shell. Obliczenia zostały zrobione dla różnych grubości duraluminium jak to wyjaśniono w publikacji [5] oraz dla samolotu z otwartym slotem również o różnych grubościach od 1 mm do 5 mm. Poniżej będą pokazane wyniki dla minimalnych grubości duraluminium we wszystkich częściach samolotu. Wyniki odkształceń z większą grubością slotu nie różnią się dużo od tych z mniejszą grubością.

Drzewo zostało zamodelowane jako pień stożkowy o średnicy 44 cm w miejscu uderzenia, przy użyciu różnych siatek MES. Najgęstsza siatka posiada 228800 prostokątnych elementów. Dla symulacji kontaktu skrzydła z brzozą została wykorzystana opcja kontaktowa „**Automatic Surface to Surface**”. Opcja „**SOFT=2**” została użyta zgodnie z instrukcją dla programu LsDyna dla struktur o kształcie smukłym, takim jaki mają pień drzewa i krawędź przednia skrzydła. Dzięki tej opcji otrzymaliśmy zadowalającą stabilność obliczeń komputerowych. Gęstość drzewa została zmodyfikowana tak, aby była zgodna z konkluzjami grupy naukowej prof. Cieszewskiego [6], ale użyty został najmocniejszy model typu liniowego ortotropowego, aby otrzymane rezultaty miały duży margines pewności. Model samolotu z wypuszczonymi slotami i drzewem pokazany jest na Rys. 8.

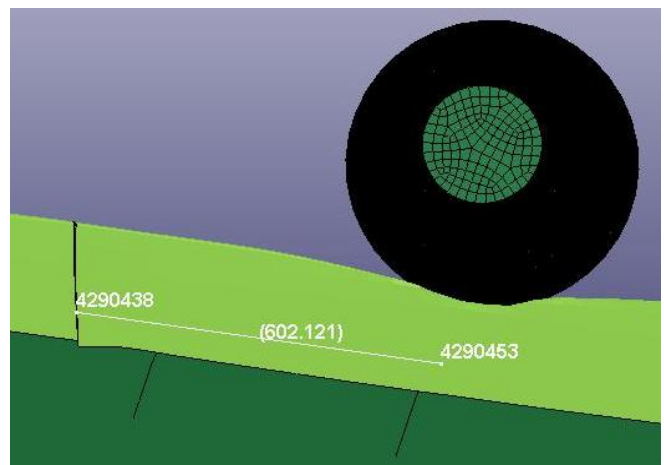
2.2. Rezultaty symulacji uderzenia Tu-154M w brzozę

Uzyskane rezultaty symulacji uderzania samolotu Tu-154M w brzozę nie zmieniają ostatecznych wniosków zawartych w pracach [4, 5]. Symulacje pokazują, że brzoza zostaje przecięta, poszycie krawędzi przedniej skrzydła jest zniszczone, dźwigar lekko wygięty, ale skrzydło nie traci integralności i samolot powinien odlecieć.



Rys. 8. Model samolotu Tu-154M z wypuszczonym slotem i brzozą (widoczne lewe skrzydło ze slotem i pień drzewa).

Warto tutaj szczegółowo się przyjrzeć charakterowi odkształceń zniszczonego slotu i krawędzi przedniej skrzydła. Miejsce dotknięcia pnia przez slot bliżej kadłuba, czyli slot wewnętrzny, zostało dobrane w taki sposób, aby pień drzewa nie dotknął slotu zewnętrznego, czyli tego slotu, który odleciał z końcówką skrzydła w Smoleńsku. Symulacje pokazały, że najbliższy punkt dotknięcia drzewa do slotu musi być oddalony około 60 cm od przerwy pomiędzy slotami, jak to jest pokazane na Rys. 9. Ta odległość jest spowodowana budową skrzydła, jego kąta odchylenia do tyłu samolotu i zachowaniem się drzewa i skrzydła, które oddziaływując na siebie muszą się odkształcić podczas zderzenia.

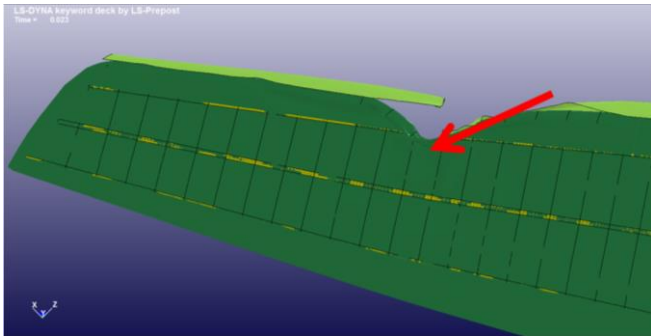


Rys. 9. Najbliższa odległość od miejsca przerwy w slotach do punktu kontaktu pomiędzy brzozą, a slotem (widok z góry).

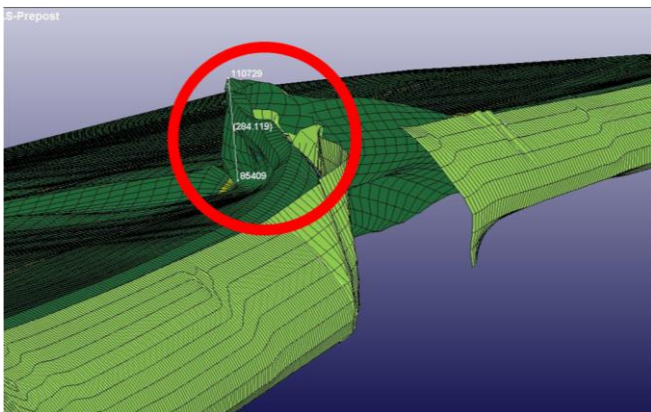
Chwilę później symulacja pokazuje, jak dochodzi do wygięcia i zniszczenia slotu bliższego kadłuba i plastyczne wbicie się drzewa w krawędź przednią skrzydła aż do miejsca, gdzie mieści się pierwszy dźwigar tak, że tworzy się przestrzeń za slotem zewnętrznym, a odkształconą

krawędzią przednią. Przestrzeń ta oznaczona jest czerwonym wektorem, tak jak to jest pokazane na Rys. 10.

Patrząc na zgniecenie krawędzi przedniej skrzydła od przodu na Rys. 11 widzimy, że poszycie krawędzi wypchnięte jest ponad 28 cm powyżej górnej powierzchni skrzydła. Tak się dzieje, że względu na konfigurację samolotu, który ma podniesiony dziób do góry, a leci z dużą prędkością poziomą i porównywalnie niewielką prędkością wznoszącą. Ponieważ jest to odkształcenie plastyczne, czyli trwałe, powinno ono być widoczne na znalezionej w Smoleńsku końcówce skrzydła oderwanej od samolotu. Zdjęcia tej końcówki jednak nie pokazują takiego wygięcia. Można więc wnioskować, że musiała być inna przyczyna oderwania się skrzydła niż kontakt z drzewem.



Rys. 10. Zniszczenie krawędzi przedniej poza slotem zewnętrznym i kierunek wgniatania się pnia drzewa (widok z góry).



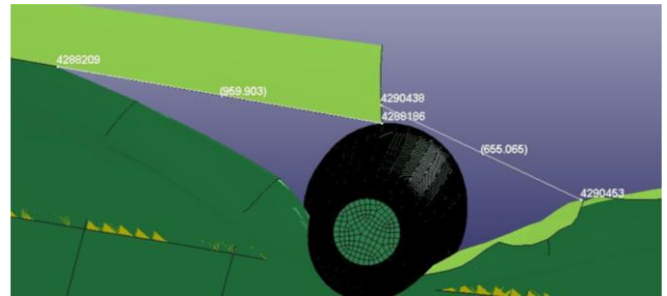
Rys. 11. Forma zgniecenia z wywinięciem poszycia krawędzi przedniej ponad powierzchnię samolotu Tu-154M (widok od przodu).



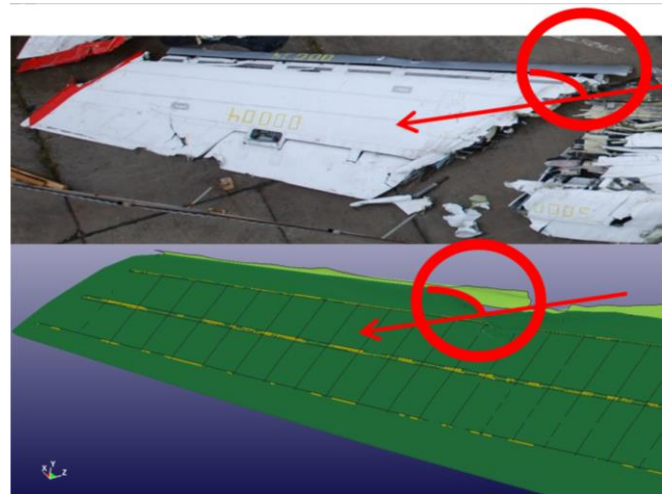
Rys. 12. Forma zgniecenia poszycia krawędzi przedniej i wywinięcie ponad powierzchnię samolotu An-2T [7](widok od przodu).

Podobne odkształcenie materiału krawędzi skrzydła ponad górną powierzchnie skrzydła jest widoczne na Rys. 12 wziętym z albumu ilustracji raportu Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych dla wypadku katastrofy samolotu An-2T, które miało miejsce 8 czerwca 2014 roku w miejscowości Olsztyn-Dajtki [7]. Widać, że ten lekki samolot po ścięciu kilku drzew widocznych na innych zdjęciach z tego albumu, zatrzymał się na kolejnym drzewie. Dzięki temu widzimy dokładnie (zaznaczono to czerwonym kołem) miejsce odkształcenia plastycznego krawędzi przedniej i wgniecenie drzewa aż do dźwigara przedniego.

W przypadku wgniecenia drzewa w skrzydło samolotu Tu-154M ważne jest również odkształcenie krawędzi w obszarze oderwanej końcówki skrzydła. Odkształcenie to powinno w sposób ciągły przechodzić od maksymalnego wgniecenia pod pniem do coraz mniejszego odkształcenia w kierunku zewnętrznym skrzydła. Powinno, więc zostawić widoczne odseparowanie krawędzi od nie dotkniętego slotu na długości ponad 95 cm. To ciągłe odkształcenie powinno być widoczne na zdjęciach końcówki skrzydła, gdyż jego wgniecenie maksymalne pod pniem powinno dojść do głębokości 50 cm jak pokazane na Rys. 13.



Rys. 13. Forma zgniecenia poszycia krawędzi przedniej poza slotem zewnętrznym (widok z góry).



Rys. 14. Porównanie charakteru zgniecenia poszycia krawędzi przedniej poza slotem zewnętrznym (widok z tyłu i z góry).

Porównując w tej samej skali i z tego samego punktu obserwacji obszar krawędzi przedniej za slotem zewnętrznym z tym samym obszarem zaznaczonymi czerwonymi kółkami i strzałkami na Rys. 14 możemy stwierdzić, że charakter odkształceń krawędzi skrzydła w Smoleńsku i modelu są całkowicie odmienne. Brak podobnego odkształcenia poszycia za zewnętrznym slotem jest kolejnym dowodem przeczącym możliwości zetknięcia skrzydła z drzewem.

Widzimy równą linię cicia końcówki aż do slotu. Jest ona niezgodna z linią początkowego zgniatania krawędzi przedniej (czerwona strzałka), a brak odkształceń krawędzi przedniej za slotem zgodnej z czerwonym łukiem, wskazują że końcówka została odcięta innym sposobem niż kontakt skrzydła z drzewem. Przykładowym sposobem tak równego odcięcia skrzydła jest użycie środków wybuchowych i doprowadzenie do detonacji. Można ostatecznie podkreślić, że cała symulacja pokazuje, że skrzydło zawsze przecięłoby brzozę o grubości 44 cm. Uzyskane podczas symulacji odkształcenia plastyczne w rejonie slotu są spójne ze wszystkimi eksperymentami dla duraluminium i przeczą wnioskowi oficjalnych raportów komisji rosyjskiej i polskiej.

3. WNIOSKI KOŃCOWE

Wszystkie wnioski są efektem przeprowadzonych w tej pracy analiz i odzwierciedlają konkretne rezultaty otrzymane na podstawie przeprowadzonych symulacji i eksperymentów. Podstawy eksperymentalne dla symulacji zostały wzięte z niezależnie wykonanych i opublikowanych rezultatów badań kilku Uniwersyteckich ośrodków badawczych oraz federalnych laboratoriach NASA i FAA

1. Duraluminium jest materiałem wysoce plastycznym i nie kruszy się nawet przy prędkościach odkształceń bliskich prędkości dźwięku.
2. Użycie stempli w aparaturze Hopkinson Bar potwierdza plastyczność duraluminium nawet przy bardzo dużych prędkościach odkształceń.
3. Mat224 umożliwia otrzymanie wyników symulacji popartych ogromną bazą badań eksperymentalnych z kilku ośrodków badawczych, czyli na dzień dzisiejszy prezentowane rezultaty są najbardziej dokładne z możliwych.
4. Struktura cienkościenna z lotniczego duraluminium uderzając w eksperymencie z udziałem działu gazowego nawet z dwukrotnie, czy czterokrotnie większą prędkością od prędkości samolotu Tu-154M w całkowicie sztywną przeszkodę nie wykazuje kruszenia się i fragmentaryzacji materiału. Fragmentacja samolotu Tu-154 M w Smoleńsku na tysiące części nie mogła być spowodowana kruchym pękaniem w wyniku uderzenia w ziemię, lecz musiała mieć inną przyczynę. Kruche pęknięcie materiału poszycia może natomiast być spowodowane detonacją, gdyż prędkości odkształcenia w czasie wybuchu są 10 - 100 razy szybsze od prędkości dźwięku.
5. Mat 224 dla elementów 2D daje równie dobre wyniki symulacji uderzenia struktury cienkościennej w sztywną ścianę, jak przy użyciu elementów 3D. Oba typy symulacji są zgodne z wynikami eksperymentów zarówno w obszarze zniszczenia i odkształcenia

cienkich ścianek struktury jak też w obszarze odkształcenia pod wpływem inercji grubego dna.

6. Lewe skrzydło w konfiguracji z otwartym slotem nie mogło urwać się w wyniku uderzenia w brzozę, gdyż w żadnym badanym przypadku brzoza nie łamie skrzydła, lecz zawsze skrzydło przecina brzozę, której górna odcięta część upada w kierunku lotu samolotu, a więc inaczej niż znaleziona w Smoleńsku.
7. Fragmentacja skrzydła i innych części samolotu Tu-154M na obszarze 50 m przed brzozą aż do punktu uderzenia w ziemię w Smoleńsku nie mogła być spowodowana uderzeniami samolotu w drzewa lub gałęzie, ale musiała być spowodowana dużo większą energią o ogromnej prędkości odkształcenia materiału, jaka może być uzyskana w wyniku wybuchu lub detonacji.
8. Brak odkształcenia krawędzi przedniej ponad powierzchnię skrzydła, równa linia cicia nie zgodna z linią wgnięcia się drzewa do linii pierwszego dźwigara oraz brak odkształceń za slotem w końcówce skrzydła pokazują, że nie było kontaktu skrzydła z drzewem, a końcówka została oderwana innym sposobem, na przykład za pomocą detonacji.

Literatura cytowana

- [1] Binienda W.K., (2013), "Podsumowanie Rezultatów Symulacji Komputerowych Katastrofy Smoleńskiej", II Konferencja Smoleńska, Warszawa, Polska.
- [2] DuBois, P.A., Buyuk, M., Kan, S. (2011), "Implementation of MAT224 in LS-DYNA", LS_DYNA Aerospace Working Group meeting, Livermore CA.
- [3] Gilat A., and Seidt, J.D. (2013), "Recent Developments in Material Testing for Characterization of Materials (Deformation and Failure) for LS-DYNA material Models", 9th European LS-DYNA Conference.
- [4] Binienda W.K., (2012), "Analiza Dynamiczna Zniszczenia Struktury Samolotu Tu-154M w Smoleńsku 10 Kwietnia 2010 Roku", I Konferencja Smoleńska, Warszawa, Polska.
- [5] Zhang, C., Binienda, W.K., Horvat F.E., and Wang, W. (2013), "Application of Numerical Methods for Crashworthiness Investigation of a Large Aircraft Wing Impact with a Tree", MCFNS, 5, 71-85.
- [6] Cieszewski, C.J., Strub, M., Antony, F., Bettinger, P., Dahlen, J., and Lowe, R. C., (2013) "Wood Quality Assessment of Tree Trunk from the Tree Branch Sample and Auxiliary Data based on NIR Spectroscopy and Silviscan", MCFNS, 5, 86-111.
- [7] PKBWL (2014) „Raport Końcowy 805/14”