

WYBRANE ASPEKTY WERYFIKACJI MODELU 3D DO BADAŃ DYNAMIKI PODWOZIA GŁÓWNEGO

Wiesław KRASON^{*}, Jerzy MAŁACHOWSKI^{*}, Jerzy JACHIMOWICZ^{*}, Rafał KAJKA^{**}

^{*} Katedra Mechaniki i Informatyki Stosowanej, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. Gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa

^{**} Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

w.krason@wme.wat.edu.pl, j.malachowski@wme.wat.edu.pl, rafal.kajka@ilot.edu.pl

Streszczenie: Podwozia lotnicze ze względu na złożoność konstrukcji, zmienność warunków pracy, różnorodność zjawisk towarzyszących ich eksploatacji i jednocześnie występowanie ekstremalnych obciążeń, badane są najczęściej na modelach uproszczonych. W pracy zaproponowano model odkształcalny 3D kompletnego układu podwozia głównego, który docelowo zastosowany będzie do analizy wpływu postępującego procesu zniszczenia jednego elementu na wyłączenie kompletnego podwozia. Rezultaty otrzymane z przeprowadzonej symulacji pokazały jak bardzo efektywna jest analiza z zastosowaniem zbudowanego modelu 3D kompletnego układu podwozia i jak istotne zagadnienia są rozwiązywane metodą symulacji numerycznej tj. problem nieliniowości geometrycznych i materiałowych, zagadnienie kontaktu pomiędzy współpracującymi elementami, zbadanie kinematyki podwozia oraz zbadanie problemu dyssypacji energii w całym układzie.

1. WPROWADZENIE

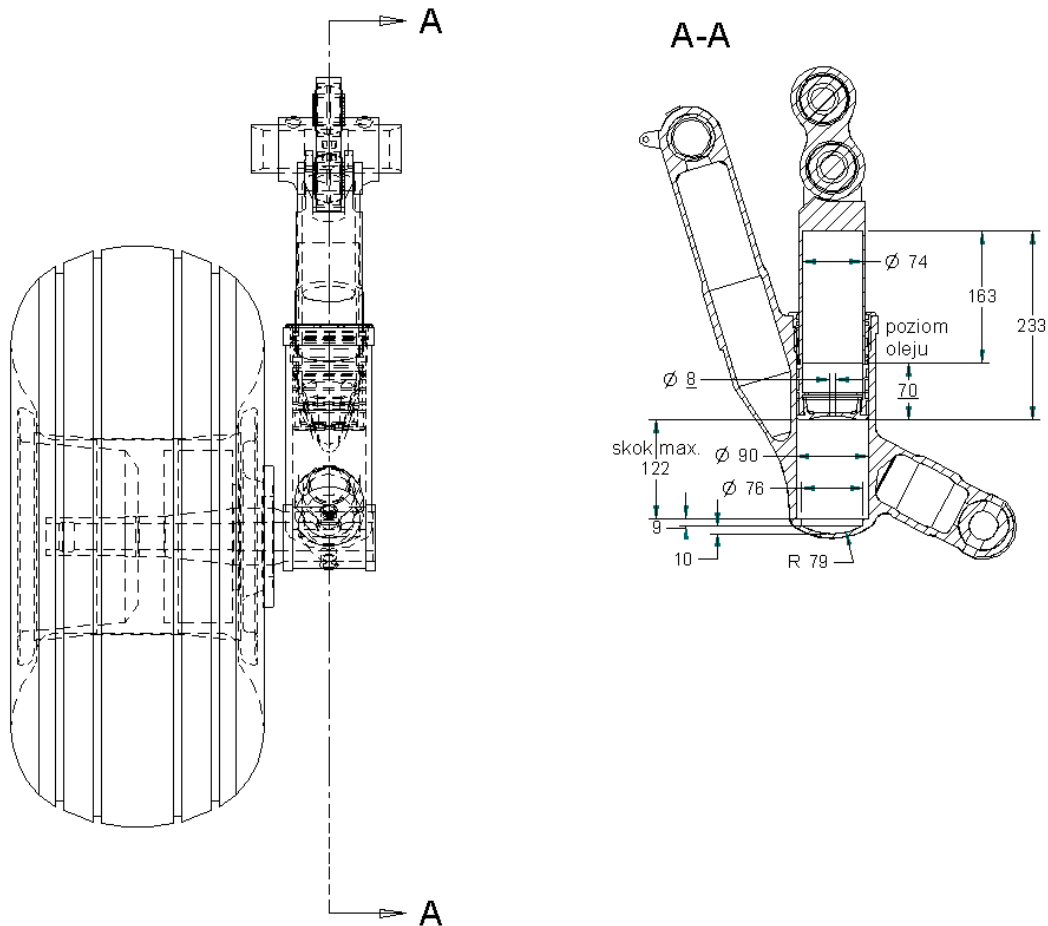
Podwozie lotnicze jest ważnym zespołem konstrukcyjnym odpowiedzialnym za najbardziej niebezpieczną fazę lotu – lądowanie (Pritchard, 1999). W związku z tym niezbędne jest zapewnienie mu odpowiedniej wytrzymałości, trwałości i niezawodności w trakcie eksploatacji (Kaplan i Wolf, 2002). Przyjmuje się, że podwozie lotnicze powinno być zaprojektowane i eksploatowane wg koncepcji trwałości bezpiecznej. Konsekwencją takiego założenia jest to, że prawdopodobieństwo wystąpienia uszkodzenia nie powinno być większe niż 0.5%. Z tego warunku oraz ze sposobu przeprowadzonych analiz i badań wynikają odpowiednie statyczne i zmęczeniowe współczynniki bezpieczeństwa podwozia (FAR-23, 1996; MIL 008866B, 1987). W wyniku powyższych działań uzyskiwane są dane do wyznaczenia użytkowej trwałości bezpiecznej (resursu) podwozia jako wzorcowego cyklu starto-lądowań. Warunki techniczne dotyczące eksploatacji zawierają wymagania odnośnie przeglądów okresowych, w tym między innymi ocenę stanu technicznego (pęknięcia, korozja, zużycie itp.).

Większość analiz dotyczących mechaniki pękania i przewidywanej trwałości ogranicza się do zagadnień liniowych oraz do lokalnych zjawisk występujących wokół pęknięcia. Oczywiście przewidywanie trwałości zmęczeniowej dotyczy całej konstrukcji i oceny jej poprawnej pracy w określonym czasie eksploatacji. Jednak obecne metody oceny trwałości ograniczają się do oceny przewidywanego życia produktu lub na zapewnieniu bezawaryjnej pracy z założonym prawdopodobieństwem (Jachmiczowicz i inni, 2006). Nie spotyka się natomiast analiz przedstawiających wpływ postępującego

uszkodzenia na pracę całego układu jak i zachowanie rzeczywistych współczynników bezpieczeństwa całej konstrukcji w trakcie eksploatacji z uszkodzeniem.

W niniejszej pracy omówiono model numeryczny zastosowany w analizie dynamicznej podwozia głównego samolotu transportowego (rys. 1). Model MES podwozia zbudowano z odkształcalnych brył, które wiernie odzwierciedlają parametry geometryczno-fizyczne podstawowych podzespołów wykonawczych. W modelu tym uwzględniono, dźwignię wraz z podzespołem węzła mocowania podwozia do struktury kadłuba, amortyzator z tuleją, przeguby kulowe, oś koła, oraz sworznie. Połączenia ruchowe układu modelowano z uwzględnieniem odpowiednich warunków kontaktu.

Wspomniany model 3D zastosowano w numerycznej symulacji testu zrzutu zrealizowanego za pomocą wyspecjalizowanego oprogramowania LS-Dyna (Hallquist, 1998)). Celem zrealizowanych badań numerycznych jest weryfikacja modelu 3D przeznaczonego do analizy dynamicznej podwozia głównego i ocena wyłączenia jego poszczególnych podzespołów (Pritchard, 1999; Kajka i inni, 2006). W pracy omówiono zatem podstawowe założenia badań eksperymentalnych, których wyniki posłużyły do weryfikacji modelu numerycznego. Zamieszczono wybrane wyniki analiz testowych dynamiki podwozia z zastosowaniem odkształcalnego modelu 3D. Otrzymane wyniki testów numerycznych upoważniają do stwierdzenia, że omówiony w pracy model 3D podwozia głównego może być z powodzeniem zastosowany w dalszych badaniach, zmierzających do oszacowania stopnia niezawodności tego układu.



Rys. 1. Schemat rozważanego podwozia głównego wojskowego samolotu transportowego - obiektu badań

2. BADANIA EKSPERYMENTALNE PODWOZIA

Do weryfikacji wyników analiz numerycznych wykorzystano wybrane wyniki prób stanowiskowych zrealizowanych na młocie opadowym (Jachimowicz i inni, 2006). W próbie zrzutu swobodnego odwzorowywanego numerycznie obciążenia od przyziemienia były zadawane poprzez zrzut podwozia (próba dynamiczna) z nieruchomym lub rozkręconym kołem. Obciążenia od hamowania oraz siły bocznej były odwzorowywane w sposób quasistatyczny. Mocowanie oraz sposób przykładania obciążeń przedstawia rysunek 2. Obciążenia przykładano poprzez elementy zastępcze na wielowypuszcie na osi koła (moment hamujący) oraz poprzez pierścienie łożysk. Element zastępczy mocowany na osi koła zastępował piastę wraz z hamulcem. Amortyzator napełniono całkowicie olejem, tak aby w przybliżeniu stałe przemieszczenie trzonu amortyzatora odpowiadało ugięciu pod obciążeniem statycznym samolotu (dla badanego podwozia ≈ 82 mm). Dopuszczono w trakcie badań zmianę ugięcia amortyzatora w zakresie od 66 mm do 99 mm.

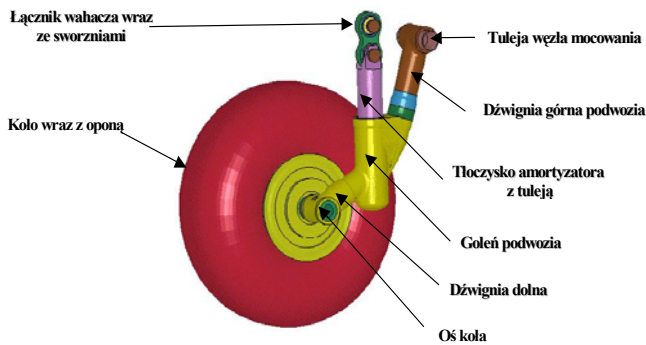


Rys. 2. Widok stanowiska opadowego do testów laboratoryjnych z badanym podwoziem głównym

3. MODELE NUMERYCZNE PODWOZIA

3.1 Model geometryczny

Model geometryczny rozważanego układu podwozia głównego samolotu transportowego zbudowano za pomocą oprogramowania 3D UGS Solid Edge. W modelu tym uwzględniono, dźwignię wraz z podzespołem węzła mocowania podwozia do struktury kadłuba, amortyzator z tuleją, przeguby kulowe, oś koła, oraz sworznie jak na rys. 3. Model geometrii importowano następnie do preprocesora graficznego pakietu MSC.Software (MSC.Software, 2005), a następnie używając dostępnych procedur i bibliotek programu MSC.PATRAN uzupełniono go o model geometryczny koła podwozia. W modelu geometrycznym koła odwzorowano główne jego podzespoły w postaci piasty koła, statora i rotora hamulca oraz opony.



Rys. 3. Model geometryczny układu podwozia

W omawianym modelu geometrycznym uwzględniono wszystkie podstawowe podzespoły układu podwozia niezbędne do opracowania modelu dyskretnego MES

do badań dynamiki podwozia głównego. Odwzorowano funkcjonalny podział badanej struktury, geometryczne nieciągłości w budowie poszczególnych części oraz ich wzajemne pozycjonowanie. Konfiguracja odwzorowana w modelu geometrycznym odpowiada układowi podwozia w stanie nieobciążonym – z amortyzatorem całkowicie rozprężonym. Takie położenie podzespołów podwozia odpowiada wyjściowej konfiguracji przewidywanych wariantów analizy numerycznej. W opracowanym modelu geometrycznym zastosowano niezbędne uproszczenia dotyczące zarówno geometrii podzespołów jak też rozwiązań konstrukcyjnych - np. pominięto niektóre szczegóły konstrukcyjne, drobne elementy nie mające bezpośredniego wpływu na współpracę głównych podzespołów podwozia. Umożliwiło to realizację kolejnych etapów modelowania i wykonanie analizy dynamicznej tego złożonego układu konstrukcyjnego. Widok gotowego modelu geometrycznego kompletnego układu podwozia zamieszczono na rys. 3.

3.2 Model dyskretny 3D kompletnego układu

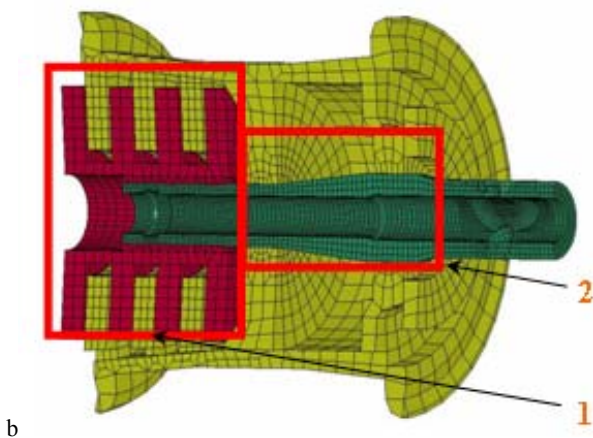
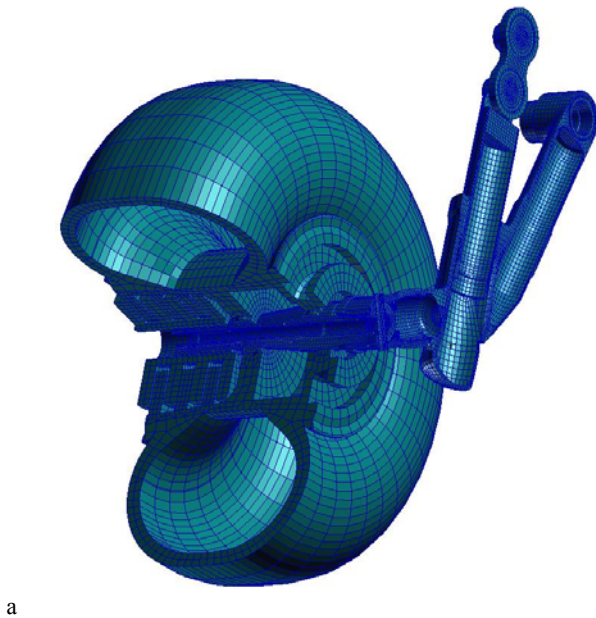
Model geometryczny kompletnego układu wykorzystano do opracowania w pełni odkształcalnego modelu dyskretnego MES, przeznaczonego do badań dynamiki podwozia głównego samolotu transportowego. Modelowanie wykonano w środowisku MSC.PATRAN w wersji 2005r2 z zastosowaniem preferencji kodu LS-Dyna, który posłużył do wykonania analiz dynamicznych. W poszczególnych bryłach modelu geometrycznego, odzwierciedlających części układu podwozia, zdefiniowano siatki elementów skończonych, modele materiałów oraz odpowiednie typy i właściwości elementów skończonych, odpowiadające modelowanym podzespołom. Rozważanym podzespołom układu fizycznego podwozia z wyjątkiem opony nadano charakterystyki materiałowe odpowiadające w większości dwóm materiałom: stali 30HGSNA i stali 30HGSA. Stale te stosuje się na konstrukcje wysoko obciążone m.in. w lotnictwie. Parametry mechaniczne stali przyjęto na podstawie norm: dla stali 30HGSNA wg PN-69/H-94010, PN-72/H-84035, dla stali 30HGSA: wg PN-89/H-84030.

Charakterystyka materiału zastosowanego w modelu numerycznym opony koła podwozia głównego odpowiada modelowi fizycznemu opony firmy BARUMTECH o rozmiarach: 720×310, Model Y Tubless – z ciśnieniem napęczenia $P_{op} = 0.55$ MPa. Dla elementów skończonych opisujących gumę opony przyjęto model materiałowy Mooney'a-Rivlin'a, dostępny w bibliotekach kodu LS-Dyna [2]. Ten model materiału gumy pozwala uzyskiwać poprawne wyniki w zakresie dużych przemieszczeń i deformacji, dotyczących opony. Elementy bryłowe typu HEX8 zastosowano do modelowania następujących podzespołów układu podwozia: dźwigni dolnej i górnej goleni podwozia, łącznika wahacza wraz z przegubami kulistymi – bieżniami łożysk i sworzniami, tłoczkami amortyzatora wraz z pierścieniami i z trzonem mocowania do łącznika, tulei amortyzatora, osi koła ze sworzniem mocowania do dźwigni goleni, piasty koła podwozia, statora oraz rotora hamulca, a także opony – rys. 4a).

W modelu kompletnego układu podwozia zastosowano 73146 elementów skończonych typu HEX8. Kompletny model układu podwozia wraz z kołem zawiera 98009 węzłów, 2760 elementów powłokowych typu QUAD4 oraz 120 elementów MPC. Elementy powłokowe użyto do odwzorowania wewnętrznej powierzchni opony. We wnętrzu modelu opony ograniczonym tą powierzchnią zdefiniowano AIRBAG (Hallquist, 1998). Jego zadaniem jest odwzorowanie w modelu numerycznym oddziaływania gazu sprężonego we wnętrzu koła. Model poduszki powietrznej pozwala na kontrolę objętości wewnętrznej koła i bazuje na teorii Green'a (Hallquist, 1998). W modelu analizuje się pewną zamkniętą objętość, która jest określona przez elementy powierzchniowe, dla których sprawdzane jest położenie i orientacja w każdym kroku obliczeń. Układ sprężysto-tłumiący amortyzatora zastąpiono dwuwęzłowym elementem sprężysto-tłumiącym

o liniowej charakterystyce. Metodykę doboru charakterystyki zastępczej tego elementu omówiono szczegółowo w pracy Kajka i inni (2006).

Poszczególne podzespoły układu podwozia odzwierciedlone w modelu 3D w rzeczywistej konstrukcji współpracują ze sobą, przenosząc obciążenia poprzez wzajemny kontakt. W celu odwzorowania poprawnej współpracy podzespołów rozważanego układu, konieczne było określenie w modelu numerycznym odpowiednich obszarów kontaktu. W modelu zdefiniowano dwanaście par kontaktowych obejmujących powierzchnie następujących podzespołów układu podwozia: piasta koła – stator hamulca – 2 powierzchnie kontaktu (rys. 4b), oś koła - bieżnie łożyskowe piasty koła – 3 powierzchnie kontaktu, tłoczek amortyzatora - pierścienie – tuleja cylindrowa dźwigni – 4 powierzchnie kontaktu, sworznie – bieżnie przegubów kulistych - 2 powierzchnie kontaktu, dźwignia górna goleń – tuleja mocowania – 1 powierzchnia kontaktu.



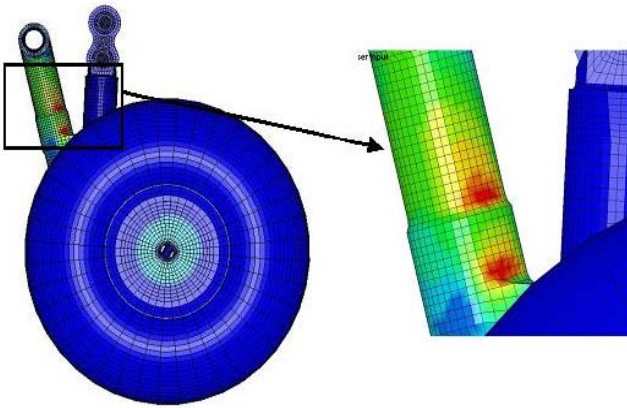
Rys. 4. Model numeryczny 3D (a), widok przekroju pary kontaktowej (b): 1-piasta koła – stator hamulca, 2-oś koła – bieżnie łożyskowe piasty koła.

4. ANALIZA DYNAMICZNA - NUMERYCZNY TEST ZRZUTU PODWOZIA

Celem omawianej symulacji numerycznej jest sprawdzenie charakterystyki dynamicznej podwozia przy lądowaniu z dopuszczalną prędkością opadania (na podstawie FAR-23.723; FAR-23.725). Wykonano badania numeryczne odwzorowania próby zrzutu podwozia samolotu o masie do startu i lądowania wynoszącej 7500 kg (rys. 2). Symulacje numeryczne przyziemienia przeprowadzono przy zachowaniu parametrów odpowiadających próbom stanowiskowym opisanym w punkcie 2 artykułu: $m_r=3325$ kg – masa zredukowana, przypadająca na badane podwozie główne, równa masie wszystkich elementów zrzuconego układu, $V_z=2.13$ m/s – prędkość opadania pionowego samolotu, w chwili zetknięcia opony z podłożem, $V_x=0$ m/s – prędkość pozioma lądowania samolotu, $h=231$ mm – wysokość zrzutu modelu, $\alpha=0$ deg – kąt nachylenia umownej płaszczyzny samolotu względem ziemi, $P_{am}=5$ MPa – ciśnienie napełniania amortyzatora, $P_{op}=0.55$ MPa – ciśnienie napełniania opony.

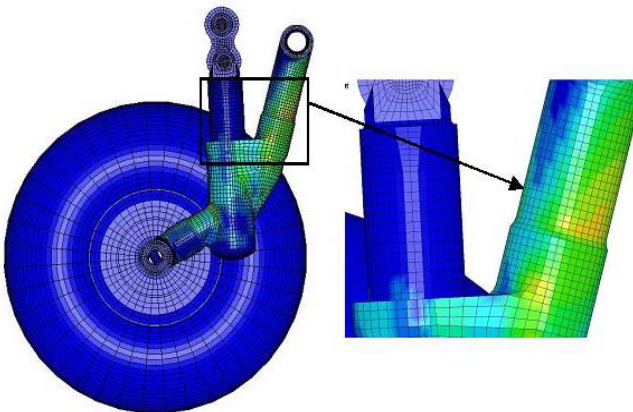
Model MES układu podwozia zastosowano do określenia wyężenia poszczególnych elementów konstrukcji podczas symulacji zrzutu oraz zbadania jak zmienia się energia takiego układu, deformacji jakie występują w poszczególnych elementach kompletnego układu podwozia. Większość z tych wielkości nie jest możliwa do zarejestrowania w trakcie testów eksperymentalnych. W teście numerycznym zrzutu podwozia z prędkością 2.13 m/s odwzorowano parametry badań doświadczalnych zrealizowanych na stanowisku laboratoryjnym rys. 2. Należy wspomnieć, iż odwzorowywany numerycznie test odpowiadał rzeczywistemu przedziałowi czasowemu, który wynosi 0.09 s.

W modelu podwozia wprowadzono warunki brzegowe odpowiadające realizowanemu wariantowi testu numerycznego. Więzy zewnętrzne w postaci podpór przegubowych nieprzesuwnych wprowadzono w węzłach mocowania podwozia (węzły centralne na powierzchniach bocznych sworzni górnego i tulei dźwigni górnej – rys. 3) do struktury kadłuba samolotu. W wyniku realizacji testów numerycznych uzyskano szereg danych opisujących zjawiska współpracy poszczególnych podzespołów podwozia w obszarach kontaktu. Dotyczy to zarówno kinematyki jak i dynamiki badanej konstrukcji. Wybrane wyniki testu numerycznego zamieszczono na rys. 5, 6.



Rys. 5. Mapa wyężenia w obszarze koncentracji naprężeń w obszarze spoiny i inicjacji pęknięcia zmęczeniowego podczas badań stanowiskowych – widok zewnętrzny (od strony koła podwozia)

W konstrukcji podwozia zaobserwowano wiele miejsc, w których lokalne koncentracje naprężeń mogłyby spowodować np. inicjację pęknięcia zmęczeniowego. Jednak należy zaznaczyć, że rozpatrywany model 3D jest modelem idealnym, w którym nie uwzględniono procesu zniszczenia w jakimkolwiek stadium. Pomimo to, zamieszczone w pracy rysunki 5, 6 z mapami wyężenia potwierdzają jednoznacznie, że w obszarze spoiny łączącej podzespół dźwigni górnej i dolnej badanego podwozia, dochodzi do lokalnych spiętrzeń naprężeń. Dotyczy to szczególnie widoku zewnętrznego prezentowanego na rys. 5. Obserwacje te potwierdzają wyniki badań przeprowadzonych na rzeczywistym obiekcie. Okazało się, że w trakcie prób stanowiskowych polegających na odwzorowaniu kompletnego cyklu eksploatacyjnego, badane podwozie uległo zniszczeniu. Na rys. 7 zaprezentowano zdjęcie przełomu dźwigni podwozia powstałego w obszarze zlokalizowanych koncentracji naprężeń na mapach naprężeń, omawianych powyżej rys. 5, 6. Podwozie uległo zniszczeniu na skutek nieciągłości materiału powstałej w spoinie. Problemem okazała się technologia tj. wykonanie elementu podwozia. Zniszczenie to wystąpiło w obszarach wskazanych jako obszary potencjalnie niebezpiecznych na rys. 5 i 6.



Rys. 6. Mapa wyężenia w obszarze koncentracji naprężeń w obszarze spoiny i inicjacji pęknięcia zmęczeniowego podczas badań stanowiskowych – widok wewnętrzny



Rys. 7. Widok fragmentu dolnej dźwigni podwozia z powierzchnią przełomu powstałego w spoinie

5. PODSUMOWANIE

Podwozia lotnicze ze względu na złożoność konstrukcji, zmienność warunków pracy, różnorodność zjawisk towarzyszących ich eksploatacji i jednocześnie występowanie ekstremalnych obciążeń badane są najczęściej w modelach uproszczonych lub z zastosowaniem podejścia analizy wieloetapowej i modeli częściowych w wybranych quasistatycznych położeniach ruchu konstrukcji, przy zastosowaniu badawczego lub eksploatacyjnego widma obciążeń podwozia. Problemy pojawiające się w takim podejściu badania podwozi lotniczych, można rozwiązać stosując metody dynamicznych analiz w modelach kompletnego podwozia głównego. Proponowany model odkształcalny 3D kompletnego układu podwozia głównego docelowo zastosowany będzie do analizy wpływu postępującego procesu zniszczenia jednego elementu (kruche pęknięcie) na wyężenie kompletnego podwozia. Główną zaletą przedstawionej metody numerycznej jest możliwość jej zastosowania do badań podwozi, których wykonanie innymi metodami, w tym także metodami eksperymentalnymi jest niemożliwe do zrealizowania. Są to na przykład badania stanów niebezpiecznych eksploatacji podwozia, jak i całego samolotu. Za taki stan można uznać rozważany przykład zniszczenia maksymalnie wyężonego elementu badanego układu podwozia.

Rezultaty otrzymane z przeprowadzonej symulacji pokazały jak bardzo efektywna jest analiza z zastosowaniem zbudowanego modelu 3D kompletnego układu podwozia i jak istotne zagadnienia są rozwiązywane metodą symulacji numerycznej tj. problem nieliniowości geometrycznych i materiałowych, zagadnienie kontaktu pomiędzy współpracującymi elementami, zbadanie kinematyki podwozia oraz zbadanie problemu dysypacji

energii w całym układzie. Umożliwia ona również optymalizację wartości wybranych wielkości fizycznych modelu podwozia, istotnych ze względu na bezpieczeństwo samolotu oraz transportowanych podczas eksploatacji na jego pokładzie ludzi i towarów.

Model odkształcalny 3D prezentowany w pracy, po etapie weryfikacji i niezbędnych modyfikacjach, zostanie zastosowany w badaniach dynamicznych kompletnego układu podwozia, w którym uwzględnione zostaną pęknięcia dźwigni.

LITERATURA

1. **FAR-23** (1966), Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes.
2. **Hallquist J.O.** (1998), *LS-Dyna. Theoretical manual*, California Livermore Software Technology Corporation.
3. **Jachimowicz J., Kajka R., Osiński J.** (2006), *Wpływ wad technologicznych na rozkład naprężeń w pobliżu spawu*, Przegląd Mechaniczny, Zeszyt 9.
4. **Kajka R., Krasoń W., Małachowski J.** (2006), Dobór zastępczej charakterystyki dynamicznej podwozia samolotu transportowego, *Górnictwo Odkrywkowe*, Nr 5-6.
5. **Kaplan M.P., Wolff T.A.** (2002), *Damage tolerance assessment of CASA, landing gear*, Willis & Kaplan, Inc.
6. **MIL 008866B** (1987), *Airplane damage tolerance requirements*, U.S. Air Force.
7. **Pritchard J.I.** (1999), *An overview of landing gear dynamics*, NASA/TM-1999-209143, ARL-TR-1976.
8. **MSC.Software** (2005), *Reference Manual MSC.PATRAN, Version r2*.
9. **MSC.Software** (2005), *Reference Manual MSC.NASTRAN, Version r2*.

CHOSEN ASPECTS OF 3D MODEL VALIDATION FOR DYNAMIC TESTS OF MAIN LANDING GEAR

Abstract: Results gained from the simulation have proved how effective the 3D numerical model is and how many problems can be solved in the course of only one numerical run, e.g. the geometric and material non-linearities, the question of contact between mating components, investigation into kinematics of the landing gear and the checking of possible failure influence on the structure behaviour, which can appear in some elements due to overload. The major advantage of the presented numerical method is applicability thereof to landing gear examination with artificially introduced flaws, what is impossible to be performed with other methods, including experimental testing work.

Pracę wykonano w ramach Projektu Badawczego finansowanego przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego.