

## COMPUTATIONAL STUDY OF TRANSPORT AIRCRAFTS LANDING GEAR DURING TOUCHDOWN

Jerzy Małachowski, Mirosław Wesółowski, Wiesław Krasoń

Department of General Mechanics, Military University of Technology  
Kaliskiego Street 2, 00-908 Warsaw, Poland  
tel.: +48 22 6839683, 6839654  
e-mail: jmalachowski@wme.wat.edu.pl, wkrason@wme.wat.edu.pl

### Abstract

Landing is the most dangerous phase of aircraft flight. High momentary forces appear in the elements of the landing gear during touchdown. They result from the necessity of absorbing and dispersing the energy of decline. An aircraft designed and utilized according to the regulations should be able to absorb the energy of decline during touchdown as well as the energy resulting from horizontal movement. It is indicated in these studies that numerical analysis of the strength of the construction elements of the examined aircraft's part (beside experimental research) is a necessary stage of proper methodology of aviation research, in particular in programming and reliability evaluation and development of methods of increasing durability in case of solutions already used in practice. In this paper the analytical method for dynamic parameters assessment of damping system of main landing gear is presented. The linear mathematical model was applied to describe the characteristics of the damper in the developed 3D FE landing gear model. In the carried out computations using LS-Dyna the following matters were taken into consideration: contact problems between collaborating elements, the phenomena of energy absorption by gas-liquid damper placed in the landing gear and the response of the landing gear during touchdown of a flexible wheel with the ground. In the paper the results from numerical runs of drop and touchdown tests are discussed.

**Keywords:** aircraft landing gear, drop test, touchdown, numerical modelling, FEM

## ANALIZA NUMERYCZNA PODWOZIA SAMOLOTU TRANSPORTOWEGO PODCZAS PRZYZIEMIENIA

### Streszczenie

Podwozie współczesnego samolotu jest jednym z podstawowych układów decydujących w szczególny sposób o bezpieczeństwie eksploatacji samolotu. Postęp w dziedzinie metod numerycznych i zastosowanie komputerów o dużej mocy obliczeniowej umożliwia wykonanie symulacji pracy kompletnego układu podwozia lotniczego przy możliwie najwierniejszym odwzorowaniu rzeczywistych warunków jego eksploatacji. W celu zapewnienia bezpiecznej eksploatacji samolotu zarówno w fazie prac konstrukcyjno-wdrożeniowych, jak też w późniejszych etapach jego wykorzystania niezbędne są analizy dynamiczne podwozi. Analizy takie umożliwiają diagnozowanie stanu wytrzymałości takiego złożonego układu oraz prognozowanie jego działania w warunkach niebezpiecznych. Przeprowadzenie tego typu badań z wykorzystaniem metod numerycznych jest znacznie łatwiejsze i tańsze od badań eksperymentalnych. W opracowaniu zaprezentowano model 3D kompletnego układu podwozia stałego samolotu transportowego przeznaczony do analiz dynamicznych. Model MES układu zestawiono z odkształcalnymi brył, które wiernie odzwierciedlają parametry geometryczno-fizyczne podstawowych podzespołów wykonawczych rozważanego podwozia. Podzespoły te modelowano odkształcalnymi elementami o nieliniowych charakterystykach odpowiadających różnym materiałom zastosowanym w poszczególnych częściach układu podwozia. Połączenia ruchowe układu modelowano z uwzględnieniem odpowiednich warunków kontaktu. W modelu odwzorowano koło podwozia z uwzględnieniem wypełnionego powietrzem pneumatyka o nieliniowej charakterystyce materiałowej. W modelu amortyzatora zastosowano specjalny element sprężysto-tłumiący o zastępczej charakterystyce opracowanej analitycznie na podstawie parametrów rzeczywistego amortyzatora cieczerw-gazowego testowanego eksperymentalnie. W pracy omówione zostaną wybrane wyniki analizy dynamicznej systemem LS-Dyna.

**Słowa kluczowe:** podwozie samolotowe, test zrzutu, lądowanie, modelowanie numeryczne, MES

## **1. Wstęp**

Podwozie samolotu jest jednym z krytycznych układów samolotu ze względu na bezpieczeństwo jego eksploatacji, a także ze względu na bezpieczeństwo transportowanych na pokładzie samolotu ludzi i towarów. W elementach podwozia podczas przyziemienia powstają duże chwilowe siły, wynikające z konieczności pochłonięcia i rozproszenia energii spadku. Samolot projektowany i eksploatowany zgodnie z obowiązującymi normami lotniczymi [2, 8] powinien w sposób bezpieczny pochłonąć tę porcję energii spadku samolotu w trakcie lądowania, jak również energii generowanej w związku z ruchem poziomym samolotu po płycie lądowiska. Największe obciążenia podwozia powstają wskutek pochłaniania energii spadku pionowego lub wskutek generowania drgań samowzbudnych [5, 7, 9]. Właściwy dobór charakterystyk podwozia jest zagadnieniem bardzo złożonym [4,6,10,11]. Jednak pozwalają one minimalizować obciążenia występujące w elementach podwozia podczas przyziemienia. W tym celu przeprowadza się analizy dynamiczne podwozi, aby przewidzieć ich zachowanie się w warunkach dla nich niebezpiecznych. Przeprowadzenie tego typu badań z wykorzystaniem metod numerycznych jest znacznie łatwiejsze i tańsze od prób stanowiskowych.

W pracy omówiono model numeryczny zastosowany w analizie dynamicznej podwozia samolotu transportowego. Model ten prezentuje duży poziom szczegółowości odzwierciedlenia szczegółów konstrukcyjnych podwozia. Wspomniany model 3D zastosowano w numerycznej symulacji testu zrzutu oraz do zasymulowania procesu lądowania. W badaniach tych analizowano głównie problematykę związaną z szacowaniem wyężenia w poszczególnych elementach podwozia, jak też problem absorpcji energii przez układ. Wyniki symulacji komputerowych i testów laboratoryjnych, zrealizowanych na stanowisku zrzutowym, posłużyły do zweryfikowania poprawności zbudowanych modeli numerycznych i zastosowanej metodyki badań [9,10]. Całą analizę przeprowadzoną na wspomnianym modelu MES wykonano w jednym z najbardziej wyspecjalizowanych kodów do analizy zagadnień dynamicznych, jakim jest system LS-Dyna [3].

## **2. Opis obiektu badań**

Podwozie samolotu to będący częścią jego płatowca system podpór, umożliwiający m.in. kołowanie, start, lądowanie i postój. Zadania, jakie przyporządkowano podwoziu samolotu, to: pokonywanie terenu i amortyzowanie jego nierówności, przejmowanie i rozpraszanie większości energii samolotu podczas procesu przyziemienia oraz utrzymanie właściwej pozycji samolotu względem powierzchni lotniska. Z punktu widzenia konstrukcyjnego, podwozie konwencjonalnego samolotu, podzielić można na podzespoły, których zadaniem jest przede wszystkim przenoszenie obciążeń wynikających z uderzenia o płytę lotniskową oraz podzespoły umożliwiające personelowi latającemu manewrowanie samolotem po nawierzchni lotniska, dzięki możliwości jego sterowania skrętnego. Główne elementy mechaniczne przedniego podwozia podporowego samolotu transportowego to korpus amortyzatora, cylinder, tuleja obrotowa amortyzatora, sworzeń górny łącznika, łącznik, sworzeń dolny łącznika, zespół wahaczy, sworzeń wahacza oraz koło podporowe. Wszystkie te elementy zostały odwzorowane w modelu numerycznym MES. Szczegóły techniczne tego podwozia przedstawione są w publikacji [9].

## **3. Opis modelu numerycznego**

Tworzenie modelu dyskretnego oparte zostało na uproszczonej geometrii 3D CAD przedniego podwozia podporowego. Proces tworzenia modelu dyskretnego rozpoczęto od utworzenia bazy danych zawierającej geometrię modelu 3D w środowisku programu Solid Edge v.14. Proces podziału modelu na elementy skończone oraz zdefiniowanie warunków początkowo-brzegowych wykonano w środowisku programu MSC.Patran.

### 3.1 Model matematyczny elementu sprężysto – tłumiącego i jego numeryczne odwzorowanie

Elementem sprężysto – tłumiącym o liniowej charakterystyce, pełniącym dwojaką funkcję w rozpatrywanym modelu podwozia, jest element skończony typu pręt. Dwojaka funkcja elementu sprężysto – tłumiącego wynika z faktu, że zastępuje on system sprężysto – tłumiący amortyzatora oraz geometrię tłoczyska. Pozwoliło to na znaczne zredukowanie liczby elementów skończonych odwzorowujących model dyskretny całej konstrukcji. Współczynnik tłumienia elementu określono na podstawie geometrii amortyzatora bazując na zależnościach opisanych w pracy [5]. W modelu założono, że proces magazynowania części energii lądowania przez gaz wypełniający część jednej komory amortyzatora realizowany jest przy założeniu adiabatycznego charakteru przemian termodynamicznych gazu idealnego. Zmianę ciśnienia gazu opisano zależnością, która odpowiada przemianie politropowej [5]. Należy nadmienić, że w amortyzatorze gazowo-cieczowym ciśnienie płynu hydraulicznego w amortyzatorze jest równe ciśnieniu gazu. Odpowiednie związki opisane są we wspomnianej pozycji literaturowej. Do analitycznego określenia wartości zastępczego tłumienia w amortyzatorze (Rys. 1), wykorzystano prawo Hagen-Poiseuille'a [5]:

$$\Delta p = \frac{128\mu l}{\pi d^4} Q, \quad (1)$$

gdzie:

$Q = \frac{\pi d^2}{4} \cdot u$  – wydatek objętościowy płynu przy założeniu nieściśliwości i zachowaniu ciągłości,

$\mu$  – lepkość dynamiczna,

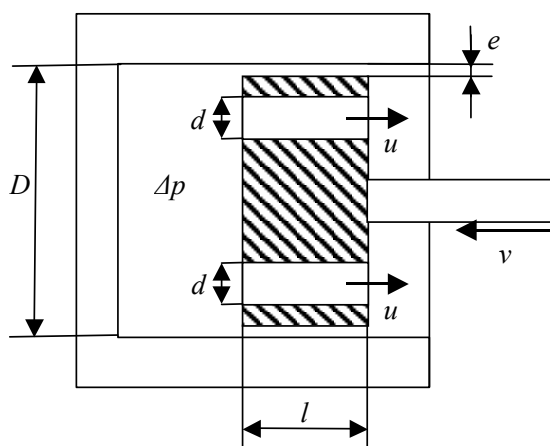
$u$  – prędkość wypływu,

$v$  – prędkość przesuwu tłoka,

$d$  – średnica otworów w tłoku,

$n$  – liczba otworów w tłoku,

$D$  – średnica cylindra.



Rys. 1. Schemat amortyzatora z tłumieniem liniowym [5]

Fig.1. Scheme of linear damping system

Uwzględniając wyrażenia na równość zmian objętości płynu w jednostce czasu, można określić prędkość wypływu  $u$  zaznaczoną na Rys. 1 i wyznaczyć wartość siły działającej na trzon tłoczyska [5] w postaci (2):

$$F = \frac{8\pi}{n} l \mu \left( \frac{D}{d} \right)^4 v. \quad (2)$$

W modelu liniowym tłumika zakłada się, że wartość siły działającej na tłok jest wprost proporcjonalna do prędkości ruchu tłoka  $F = C \cdot v$ . Wynika z tego, że współczynnik tłumienia  $C$  można obliczyć według wzoru (3):

$$C = \frac{8\pi}{n} l \mu \left( \frac{D}{d} \right)^4. \quad (3)$$

W przyjętym modelu zakłada się generowanie sił tłumiących także poprzez przepływ czynnika roboczego pomiędzy ścianą boczną tłoka, a powierzchnią wewnętrzną tulei amortyzatora, wskutek czego powstają naprężenia styczne w płynie je oddzielającym i to również skutkuje powstawaniem sił tłumiących. Wnioskować należy, że siła powstała w wyniku ruchu powierzchni bocznej tłoka względem tulei amortyzatora będzie zależna proporcjonalnie od wielkości współpracujących powierzchni. Współczynnik tłumienia wyznaczony w modelu liniowym, uwzględniającym powstawanie zjawiska tłumienia wskutek opływu tłoka [5], opisany jest analogicznie jako:

$$C_b = \frac{2\pi r l \mu}{e}. \quad (4)$$

Przedstawiony model analityczny, opracowany na podstawie teorii zamieszczonej w [5], zastosowano do wyznaczenia tłumienia zastępczego amortyzatora cieczowo-gazowego pracującego w przednim podwoziu podporowym samolotu transportowego. Wartość sztywności amortyzatora wyznaczono stosując poniższe równanie [5]:

$$k = \frac{p \cdot \pi d^2}{4 \cdot x} \left[ \frac{N}{mm} \right]. \quad (5)$$

### 3.2. Model dyskretny koła podporowego.

W zbudowanym modelu numerycznym podwozia uwzględniono także podzespół związany z kołem podporowym w skład którego wchodzi takie elementy jak: sworzeń koła, felga i opona. Wszystkie te podzespoły, za wyjątkiem opasania w oponie, odwzorowane zostały podatnymi elementami heksagonalnymi. Do opisu samego opasania użyto czterowęzłowych elementów powłokowych. Do odwzorowania zmian ciśnienia na skutek deformacji opony zastosowano model poduszki powietrznej. Model ten pozwala na kontrolę objętości i bazuje na teorii Green'a. W modelu tym analizuje się pewną zamkniętą objętość, która jest określona przez elementy powierzchniowe, dla których sprawdzane jest położenie i orientacja w każdym kroku całkowania. Przy opisie właściwości materiałowych tych elementów możliwe jest zastosowanie materiałów charakteryzujących się różnymi właściwościami na każdym z rozważanych kierunków. Wspomniana teoria [3] bazuje na równaniu (6):

$$\iiint \phi \frac{\partial \psi}{\partial x} dx dy dz = - \iiint \psi \frac{\partial \phi}{\partial x} dx dy dz + \oint \phi \psi n_x d\Gamma. \quad (6)$$

gdzie pierwsze dwa wyrażenia całkowite dotyczą całkowania po zamkniętej objętości, tj.  $dv = dx dy dz$ , zaś trzeci element składowy dotyczy całki po powierzchni opisującej zamkniętą objętość, gdzie  $n_x$  jest kosinusem kierunkowym między odpowiednią osią a normalną do powierzchni. Arbitralnie narzucone funkcje  $\phi$  i  $\psi$  dotyczą całkowania po objętości i powierzchni. Zakładając, że  $\phi = 1$ , a  $\psi = x$ , otrzymujemy według [3] następującą postać:

$$V = \iiint dx dy dz = \oint x n_x d\Gamma. \quad (7)$$

Całkowanie po powierzchni zamkniętej dla wszystkich elementów odbywa się numerycznie według równania (8):

$$\oint x n_x d\Gamma \approx \sum_{i=1}^N \bar{x}_i n_{ix} A_i, \quad (8)$$

gdzie dla każdego  $i$ -tego elementu:  $\bar{x}_i$  jest średnią wartością współrzędnej  $x$ ,  $n_{ix}$  jest kosinusem kierunkowym pomiędzy normalną do elementu a kierunkiem  $x$ , zaś  $A_i$  jest powierzchnią elementu.

Do opisu pozostałych elementów opony, takich jak bieżnik czy ściany boczne opony, zastosowano model materiałowy gumy bazujący na teorii Mooney-Rivlin [3]. Pozwala on opisać matematycznymi równaniami zachowanie nieściśliwego (objętość jest zachowana w czasie deformacji) i izotropowego materiału. Nieliniowe zachowanie elastycznego materiału sformułowane jest przez funkcje energii sprężystej  $W$ . Funkcja ta zależy od trzech niezmienników stanu naprężenia według (9):

$$W(I_1, I_2, I_3) = A(I_1 - 3) + B(I_2 - 3) + C \left( \frac{I_1^2}{I_3} - I_1 \right) + D(I_3 - I_1)^2, \quad (9)$$

$$C = 0,5 A + B, \quad (10)$$

$$D = \frac{A(5\nu - 2) + B(11\nu - 5)}{2(1 - 2\nu)}, \quad (11)$$

gdzie:

$A$  i  $B$  – stałe materiałowe,

$\nu$  – współczynnik Poisson'a,

$I_1, I_2, I_3$  – niezmienniki stanu naprężenia wyrażone przez odkształcenia główne.

### 3.3 Krótka charakterystyka całości modelu MES podwozia

Po utworzeniu kompletnego modelu przedniego podwozia podporowego przystąpiono do nadania właściwości materiałowych poszczególnym podzespołom. Do opisu właściwości wszystkich podzespołów, takich jak: korpus tłoka, cylinder tłoka, tuleja obrotowa, sworznie, łącznik, obręcz koła oraz wahaczy, zastosowana została karta materiałowa, w której sprecyzowano właściwości mechaniczne zastosowanych materiałów. Łącznie model MES zawierał 131943 elementy skończone opisane przez 152175 węzły. Pomiędzy wszystkimi elementami skończonymi modelującymi współpracujące podzespoły podwozia zdefiniowano kontakt w obszarach stykających się powierzchni. W rezultacie uzyskano 40 różnych stref kontaktu, których przykład zamieszczono na Rys. 2.

### 3.4 Warunki początkowe-brzegowe wykonanych analiz

Obciążenia podwozia określono symulując proces przyziemienia samolotu na płycie lotniska. Zrealizowano to poprzez symulację uderzenia modelu płytą o masie zgodnej z masą zredukowaną samolotu, która wynosi  $m_z = 2051$  kg [9]. Ponadto nadano płycie prędkość pionową  $V_x = 3,08$  [m/s] lub pionową i poziomą  $V_z = 38$  [m/s], odwzorowując przyziemienie z prędkością pionową i poziomą lądującego samolotu. Przeprowadzono więc symulacje lądowania samolotu w dwóch wariantach (Rys. 3): zrzut pionowy (wariant nr 1) oraz symulację przyziemienia z uwzględnieniem ruchu postępowego samolotu (prędkość pionowa  $V_x = 3,08$  [m/s] i prędkość pozioma  $V_z = 38$  [m/s]) - wariant nr 2.

### 3.5 Metoda rozwiązania zagadnienia

Obliczenia realizowane metodą elementów skończonych [3] prowadzą do utworzenia macierzy bezwładności, sztywności i tłumienia a następnie rozwiązania równania ruchu w postaci macierzowej (12):

$$M\ddot{d} + C\dot{d} + Kd = R, \quad (12)$$

gdzie:

$M$  – macierz bezwładności modelu dyskretnego,

$K$  – macierz sztywności modelu dyskretnego,

$C$  – macierz tłumienia modelu dyskretnego,

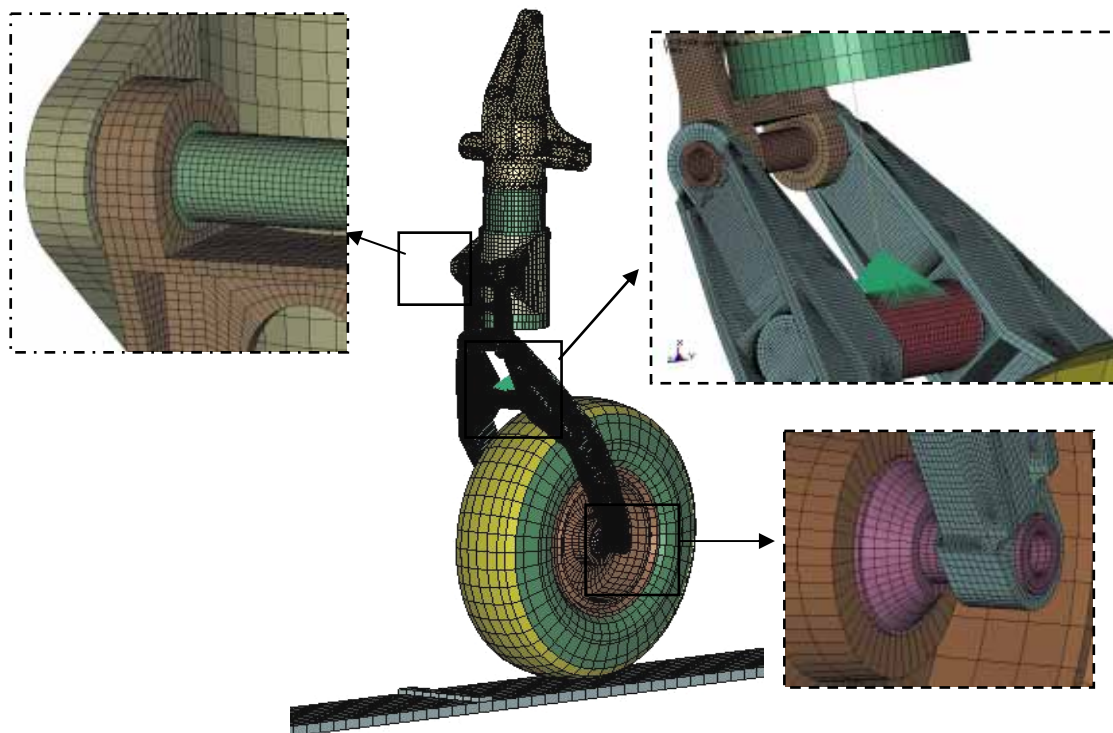
$R$  – wektor sił zewnętrznych,

$d$  – współrzędne uogólnione.

W metodach bezpośredniego całkowania równanie ruchu w postaci (12) jest całkowane krok po kroku. Termin "całkowanie bezpośrednie" oznacza, że równanie to nie jest przekształcane do innej postaci (w odróżnieniu od metody superpozycji modalnej). Istotą metody całkowania bezpośredniego jest założenie, że równanie ruchu ma być spełnione w wybranych chwilach  $t$ , a nie w całym przedziale całkowania oraz założenie o charakterze zmienności przemieszczeń, prędkości i przyspieszeń pomiędzy tymi chwilami. Metoda ta [3] należy do jednej z najbardziej efektywnych metod tej grupy. Rozwiązanie numeryczne równania (12) odbywa się zgodnie z wyrażeniem zawartym poniżej:

$$\frac{1}{\Delta t^2}(d_{t-\Delta t} - 2d_t + d_{t+\Delta t})M + \frac{1}{2\Delta t}(d_{t-\Delta t} + d_{t+\Delta t})C + Kd_t = R_t. \quad (13)$$

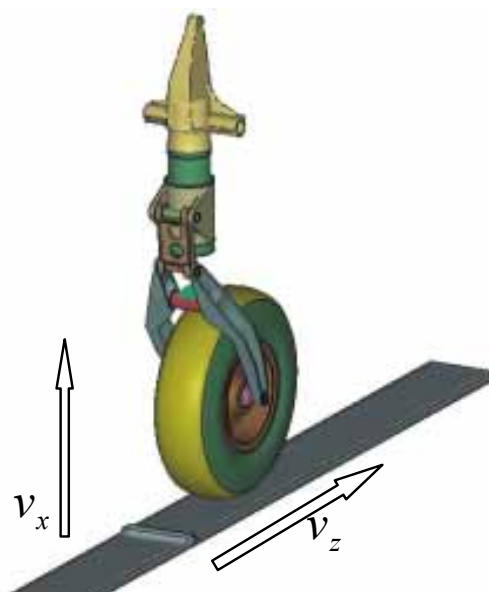
Z równania tego obliczamy poszukiwany stan przemieszczeń w chwili  $t+\Delta t$ , czyli  $dt+\Delta t$ . Zaletą tej metody jest to, że w procesie rozwiązywania równania (13) nie wymaga się odwracania macierzy sztywności  $K$ .



*Rys. 2. Model dyskretny przedniego podwozia podporowego*  
*Fig. 2. FE model of the landing gear*

#### 4. Wyniki analizy numerycznej przedniego podwozia podporowego oraz wnioski

W wyniku przeprowadzonej analizy numerycznej zrzutu przedniego podwozia podporowego na płytę lotniska uzyskano szereg danych opisujących to zjawisko, zarówno od strony kinematyki konstrukcji, jak i jej dynamiki. Prezentując wyniki powyższej analizy skupiono się na wybranych problemach, istotnych ze względu na bezpieczeństwo w procesie eksploatacji podwozia. Jako główne problemy wyróżniono: analizę naprężeń (w obszarze kontaktu powierzchniowego, w podzespołach szczególnie narażonych na duże obciążenia), analizę właściwości dynamicznych (energia układu i jego energochłonność, przyspieszenia podzespołów podwozia, siły generowane w elemencie sprężysto – tłumiącym amortyzatora) oraz kinematyki konstrukcji (przemieszczenia kątowe pary wahaczy, przemieszczenia kątowe łącznika, przemieszczenia pionowe koła podporowego). W Tab. 1 przedstawiono wybrane wartości charakterystyczne z wariantu 1 i 2 dla wykonanych analiz dynamicznych.



Rys. 3. Schemat do analiz numerycznych  
Fig. 3. Scheme for numerical tests

Tab. 1. Wartości wybranych wielkości z wykonanych analiz numerycznych  
Tab. 1. Chosen results from numerical runs

Lp.	Wielkość fizyczna	Wariant analizy nr 1	Wariant analizy nr 2
1	Maksymalne naprężenia w wahaczach [MPa]	551,9	338,6
2	Maksymalne naprężenia w łączniku [MPa]	278,7	273,1
3	Maksymalne przyspieszenie koła podporowego [ $m/s^2$ ]	750,5	569,7
4	Maksymalne ugięcie amortyzatora [mm]	22,8	23,2
5	Maksymalna siła w amortyzatorze [kN]	40,0	40,9
6	Maksymalne przemieszczenie pionowe koła podporowego [mm]	92,2	93,3
7	Kąt obrotu pary wahaczy [deg]	18,6	18,9
8	Kąt obrotu łącznika [deg]	12,9	13,2

Opisana w niniejszej pracy wielowariantowa analiza wytrzymałości podwozia samolotu pokazuje w szerokim zakresie złożoność poruszanej problematyki i jej istotę w procesie konstrukcji podwozia samolotu. Określenie wytrzymałości mechanicznej konstrukcji podwozia jest jednym z głównych etapów procesu oceny ich niezawodności i bezpiecznego eksploataowania oraz określenia resursu pracy w postaci liczby startów i lądowań. Z przedstawionych obliczeń analitycznych oraz analizy kinematyczno–dynamicznej przedniego podwozia samolotu transportowego wynikają pewne ogólne wnioski. Wyznaczone poziomy wyteżenia materiału podzespołu wahacza, traktowanego jako podzespół najbardziej obciążony, nie przekraczają granicy plastyczności tegoż materiału, przyjmując, dla ekstremalnych warunków lądowania (pionowego zrzutu), wartość równą 43,4%  $R_e$ . Należy zatem przyjąć, że wahacz będzie prawidłowo spełniał założone konstrukcyjnie zadania, nawet przy ekstremalnych warunkach lądowania samolotu. Wartości naprężeń w obszarach kontaktu powierzchniowego połączeń sworzniowych także zachowują bezpieczny poziom, z dużym zapasem w odniesieniu do granicy naprężeń dopuszczalnych. Zaimplementowany model matematyczny elementu sprężysto – tłumiącego pozwolił na uzyskanie efektu dyssypacji energii oraz realnie odzwierciedlił pracę podwozia obciążonego. Otrzymane wyniki poziomów wyteżenia podwozia samolotu transportowego, jak również wartości sił generowanych przez element sprężysto – tłumiący oraz charakter pracy opony koła podporowego, mogą posłużyć jako podstawowe dane w procesie zmierzającym do oszacowania stopnia niezawodności układu oraz modernizacji jego geometrii.

## Podziękowanie

Pracę wykonano w ramach projektu badawczego 4T12C06829 finansowanego przez Ministerstwo Nauki i Informatyzacji.

## Literatura

- [1] Fukushima T., Shimonishi H., Hayashi K., Shiraishi M., *Simulation of a vehicle running on to a curb by using tire and vehicle FE Models*, Proceedings of the 4th European LS-Dyna Users conference, Detroit 1998.
- [2] FAR–23, *Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes* 1966.
- [3] Hallquist, J.O., *LS-Dyna. Theoretical manual*, California Livermore Software Technology Corporation 1998.
- [4] Hong-Chul, Young-Ha, H., Tae-gu, K., *Failure analysis of nose landing gear assembly*. Engineering Failure Analysis, Vol.10, pp.77-84, 2003.
- [5] Horta, L.G., Daugherty, R.H. & Martinson, V.J., *Modeling and validation of a navy A6-intruder actively controlled landing gear system*, NASA/TP-1999-209124.
- [6] Kaplan, M.P., Wolff, T. A., *Damage tolerance assessment of CASA, landing gear*. Willis & Kaplan Inc, 2002.
- [7] Lockard D. P., Khorrami M. R., Li F., *Aeroacoustic analysis of a simplified landing gear*, Proceedings of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, May 12-13, 2003.
- [8] MIL 008866B, *Airplane damage tolerance requirements*, U.S. Air Force, 1987.
- [9] Małachowski, J., Krasoń, W., Budzyński, A., *Badanie numeryczne zjawiska drgań samowzbudnych w podwoziu samolotu transportowego*, NIT. Nauka, Innowacje, Technika, Nr 3/2005 (10), str. 38-43.
- [10] Niezgoda, T., Małachowski, J. & Krasoń, W., *Strength analysis of transport aircraft's landing gear*, Transactions of the Institute of Aviation, No 170-171/2002, pp. 42-48, 2002.
- [11] Pritchard J.I., *An overview of landing gear dynamics*, NASA/TM-1999-209143, ARL-TR-1976, 1999.



- [12] Rogers L.C., *Theoretical tire equations for shimmy and other dynamic studies*, Journal of Aircraft, Vol.9, No.8, 1972.
- [13] Shiraishi M., Hayashi K., Iwasaki N., *Making FEM tire model and applying it for durability simulation*. Proceedings of the 6th International LS-Dyna Users conference, Detroit, 2000.

