

Jerzy MARYNIAK, Zbigniew WALCZAK, Marek HLEBOWICZ
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

MODELOWANIE SYSTEMU PODWOZIA SAMOLOTU + KOŁO + BĘBEN OBROTOWY. STANOWISKA DO BADAŃ DYNAMICZNYCH PODWOZI

Streszczenie. W pracy przedstawiono modelowanie systemu stanowiska dla badań dynamicznych podwozi obiektów latających tak, aby badania odzwierciedlały pracę podwozia w warunkach rzeczywistych. Modele matematyczne podwozia na stanowisku przyrównano do modelu matematycznego podwozia samolotu w trakcie rozbiegu. Wyznaczone macierze transformacji i przykładowo dla przedniego podwozia samolotu PZL I-22 „IRYDA” wykonano symulację numeryczną.

THE MODELLING OF THE SYSTEM OF PLANE'S LANDING GEAR PLUS WHEEL PLUS ROTATIONAL BARREL. POSITIONS FOR DYNAMIC RESEARCH OF LANDING GEARS

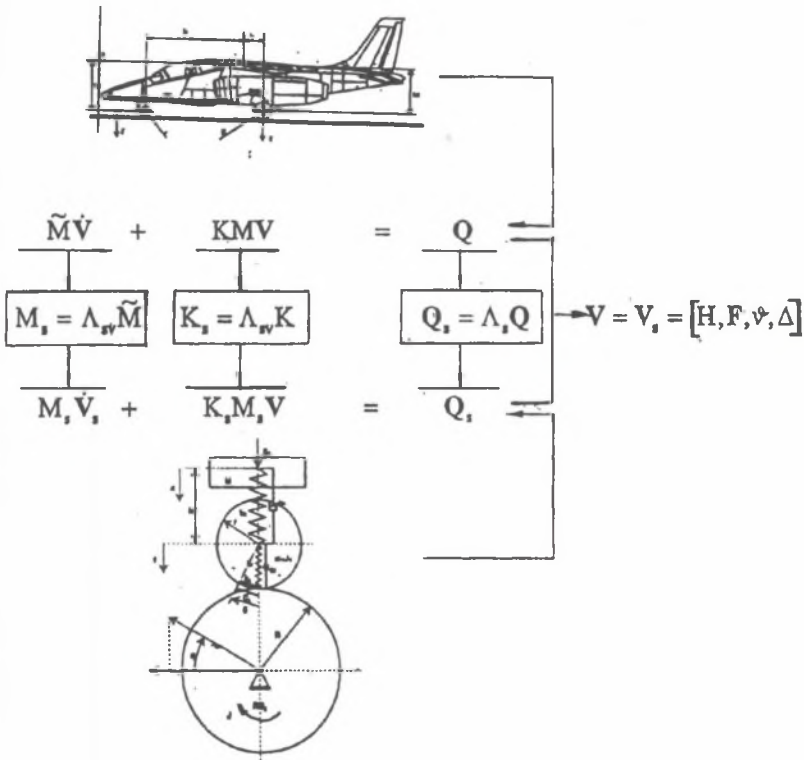
Summary. In the thesis the authors presented a modelling of the system of position for dynamic research of flying objects' landing gear in order to reflect the operation (running) of a landing gear in real conditions. A mathematical model of landing gear in position (lub in stand) was compared with a mathematical model of landing gear of a plane during a take-off run. The determined matrixes of transformation, taken for a frontal landing gear of the plane PZZ I-22 "IRYDA", was done by a numerical simulation.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ САМОЛЕТНОЕ ШАССТИ + КОЛЕСА + ОБОРОТНЫЙ БАРАБАН. УСТАНОВКИ ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИЙ ИССЛЕДОВАНИЙ ШАССИ

Резюме. В работе представлено моделирование установки для динамических исследований шасси летящих объектов так чтобы они отбегали действительным условиям работы. Расчеты проведено для самолёта PZL I-22 "IRYDA".

1. WSTĘP

W pracy przyjęto, aby modele matematyczne podwozia badanego na bębnie obrotowym i podwozia samolotu w czasie rozbiegu stanowiły identyczny ogólny model systemu (rys.1).

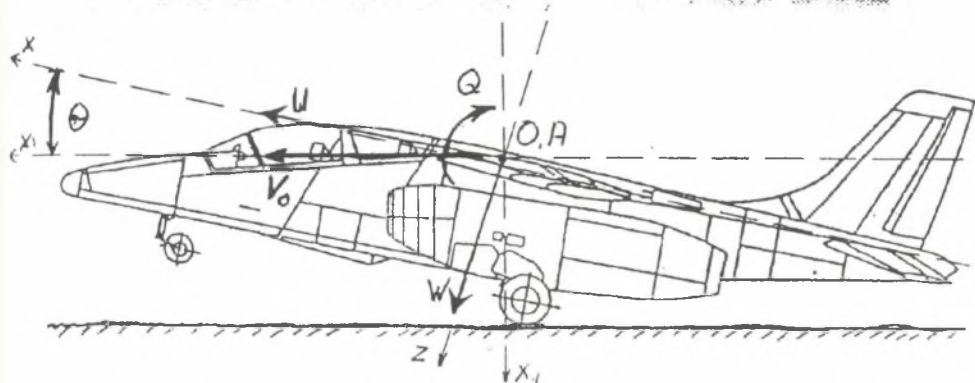
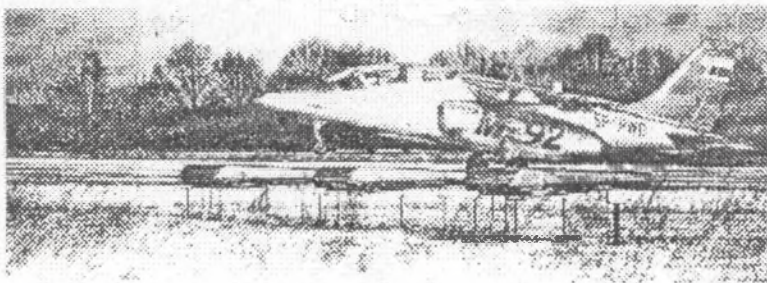


Rys. 1. Schemat porównawczy modeli matematycznych systemów: podwozie samolotu i podwozie bęben obrotowy

Fig. 1. Comparison diagram of mathematical models of the systems: landing gear of plane and landing gear rotating

Stosując równania Baltzmana-Hamela [6,7] dla układu o więzach haloromianych wyprowadzono równania ruchu samolotu w czasie rozbiegu na pasie startowym ze szczególnym uwzględnieniem własności dynamicznych oraz równania ruchu podwozia w czasie badań na bębnie obrotowym.

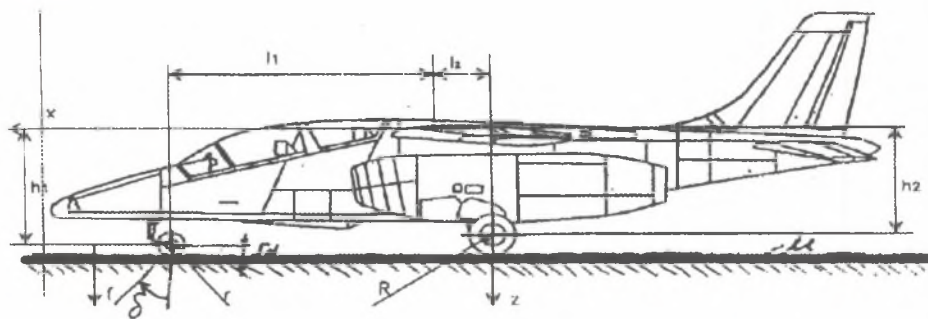
2. MODEL MATEMATYCZNY STARTUJĄCEGO SAMOLOTU



Fot. 1, Rys.2. Startujący samolot; przyjęte układy odniesienia i parametry kinematyczne

Phot. 1, Fig. 2. Plane when taking -off, assumed reference systems and kinematic parameters

Przyjmując oznaczenia jak na rys.2 i rys.3 wyprowadzono dynamiczne równania ruchu samolotu na pasie startowym z uwzględnieniem podatności przedniego podwozia.



Rys.3. Samolot w czasie rozbiegu

Fig. 3. Plane during take-off run

Stosując teorię małych zakłóceń wprowadzono następujące oznaczenia:

$$u = u_1 + U; \quad w = w_1 + W = W; \quad \theta + \theta_1 + \vartheta = \vartheta; \quad h_1 = h_{11} + H_1; \quad f = f_1 + F; \quad \delta = \delta_1 + \Delta$$

gdzie:

- U – przyrost prędkości ruchu ustalonego u w kierunku osi x,
- W – przyrost prędkości w w kierunku osi z,
- ϑ – zmiana kąta pochylenia samolotu,
- F – zmiana ugięcia koła przedniego,
- H_1 – zmiana ugięcia amortyzatora,
- Δ – zmiana skręcenia obwodowego koła przedniego

Po linearyzacji równania ruchu samolotu mają postać:

– równanie ruchów podłużnych samolotu

$$m\dot{U} + M_2(\dot{U} + h_2\ddot{\vartheta}) + M_1(\dot{U} + H\ddot{\vartheta}) - \frac{J_0\ddot{\Delta}}{r-f} = X_u + X_w W + X_\vartheta \vartheta + X_q \dot{\vartheta} - \mu(\dot{F}_c + Fk_f)$$

– równanie ruchów wznoszących

$$m\dot{W} = Z_u U + Z_w W + Z_\vartheta \vartheta + Z_q \dot{\vartheta} - H_1 k_h - \dot{H}_1 c_h$$

– równanie ugięcia amortyzatora podwozia przedniego

$$m_1 \ddot{F} = -Fk_f - \dot{F}_c + H_1 k_h + \dot{H}_1 c_h$$

– równanie toczenia koła podwozia przedniego

$$J_0 \ddot{\Delta} - \frac{J_0}{r-f} (\dot{U} + H\ddot{\vartheta}) = -\Delta k_\delta - \dot{\Delta} c_\delta + \mu(Fk_f + \dot{F}_c)(r-f)$$

przy czym:

- I_0 – moment bezwładności koła
- f – ugięcie koła z pneumatykiem
- r – promień toczny koła
- C_h – tłumienie amortyzatora koła przedniego
- k_h – sztywność amortyzatora koła przedniego
- C_f – tłumienie promieniowe koła przedniego
- k_f – sztywność promieniowa koła przedniego

H_1, h_2, r, f – wg rys.3

U, W, Q, O – wg rys.2

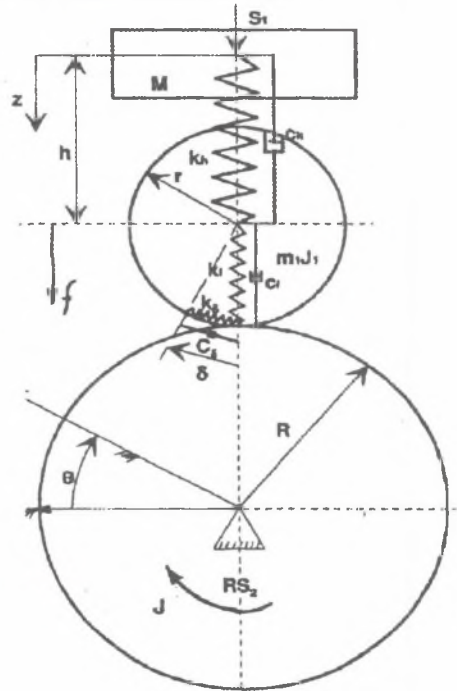
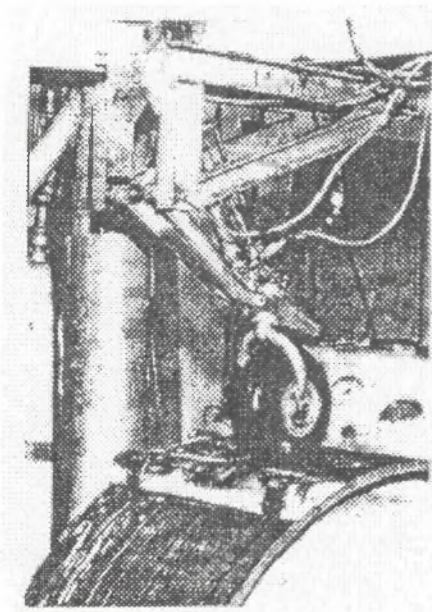
μ – współczynnik oporów toczenia.

Pochodne aerodynamiczne $X_u, X_w, X_\vartheta, X_q, Z_u, \dots, M_q$ w równaniach (1)+(4) przyjęto zgodnie z [6, 7, 8].

3. MODEL MATEMATYCZNY STANOWISKA BADAWCZEGO PODWOZI

Równania opisujące stanowisko badawcze można uzyskać stosując równania B-H. Biorąc jednak pod uwagę, że quasi-prędkości w tym układzie są jednocześnie prędkościami uogólnionymi, trójwskaźnikowe współczynniki B-H przyjmują tożsamościowe wartości równe zero i otrzymujemy typowe równanie Lagrange'a II rodzaju.

Schemat ideowy stanowiska badawczego (fot. 2) przedstawiono na rys. 4.



Fot.2, Rys.4. Stanowisko do badania podwozi lotniczych
Phot.2, Fig.4. Stand for testing of landing gear

Podobnie jak równania ruchu samolotu tak i równania ruchu stanowiska badawczego zlinearyzowano stosując metodę małych zakłóceń.

Wprowadzono oznaczenie małych zmian prędkości i współrzędnych w postaci (rys.4):

$$h = h_1 + H, \quad f = f_1 + F, \quad \theta = \theta_1 + \vartheta, \quad \delta = \delta_1 + \Delta$$

Po odrzuceniu wyrażeń małych rzędu drugiego i wyższych otrzymano zlinearyzowany układ równań:

– równanie ruchu masy obciążającej

$$M(\ddot{H} - \ddot{F}) = -Hk_h - \dot{H}c_h + S_1 \quad (5)$$

– równanie ruchu podwozia

$$m_1\ddot{F} = -Fk_t - \dot{F}c_t + H_1k_h + \dot{H}_1c_h \quad (6)$$

– równanie ruchu obracającego się bębna

$$J\ddot{\theta} + \frac{J_0 + J_p - m_d(f^2 - 2fr)R^2\ddot{\theta}}{(r-f)^2} - \frac{J_0R\ddot{\Delta}}{r-f} = -\mu(Fk_t + \dot{F}c_t)R + S_2R \quad (7)$$

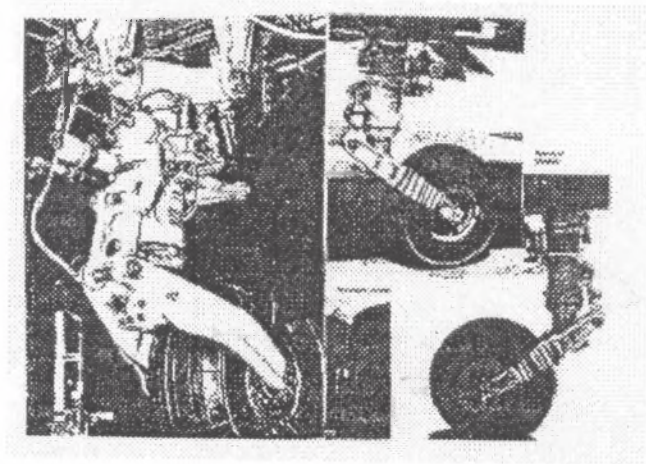
– równanie ruchu obracającego się koła

$$J_0\ddot{\Delta} - \frac{J_0R\ddot{\theta}}{r-f} = -\Delta k_s - \dot{\Delta}c_s + \mu(Fk_t + \dot{F}c_t)(r-f) \quad (8)$$

Zlinearyzowane równania ruchu systemu stanowiska badawczego stanowią przyjęty model matematyczny do dalszych porównań.

4. WYZNACZENIE PARAMETRÓW STANOWISKA BADAWCZEGO

Równania ruchu samolotu i stanowiska badawczego otrzymane w poprzednich rozdziałach odpowiednio przyrównano, co pozwoliło zweryfikować przydatność przedstawionego stanowiska badawczego do symulacji ruchu ustalonego samolotu na pasie oraz badań elementów podwozia na stanowisku laboratoryjnym (fot.3). Przyrównano do siebie równania: (1) do (7); (2) do (5); (3) do (6) oraz równania koła (4) do (8). Zgodnie z rys.1 otrzymano parametry, jakie musi spełniać stanowisko badawcze.



Fot.3. Przednie podwozie samolotu I-22 „IRYDA” na samolocie i stanowisku badawczym

Phot.3. Frontal landing gear of the I-22 "IRYDA" plane placed in the plane and in the testing stand

Powyższa metoda modelowania stanowiska badawczego podwozia jest metodą umożliwiającą spełnienie warunków podobieństwa dynamicznego modelu i obiektu. Wykorzystując tę metodę stanowisko badawcze powinno mieć możliwość modelowania przebiegu sił S_1 i S_2 , momentu bezwładności bębna i prędkości obwodowej bębna w zależności od prędkości samolotu.

Podczas analizowania stanowiska badawczego przyjęto do analizy samolot I-22 „IRYDA”. Spowodowało to znaczne uproszczenie modelu. Zachodzi wtedy identyczność równań opisujących obiekt rzeczywisty i model. Gdyby przyjęto samolot, w którym ugięcia zespołu podwozia przedniego są znaczne, równania opisujące stanowisko badawcze byłyby bardziej złożone i wyglądały następująco:

– prędkość obrotowa bębna :

$$\dot{\theta} = \frac{u + H\Omega}{R} \tag{9}$$

– masa:

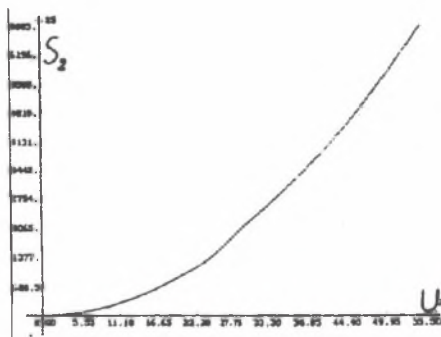
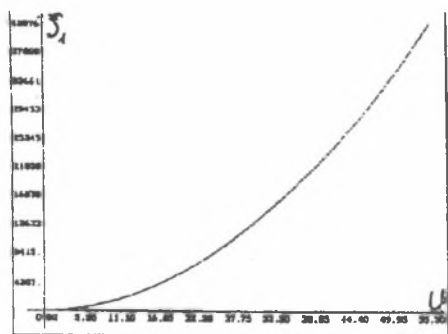
$$M = m \tag{10}$$

– siła S_1 :

$$S_1 = Z_u U + Z_w W + Z_\theta \vartheta + Z_\dot{\theta} \dot{\vartheta} \tag{11}$$

– siła S_2 :

$$S_2 = X_u U + X_w W + X_\theta \vartheta + X_\dot{\theta} \dot{\vartheta} - \frac{(Q_u^* H - Q_\Omega^*)(M_2 h_2 + M_1 H)}{M_1 H^2 - J - M_2 H_2 (H - h_2)} + \frac{(Q_u^* H - Q_\Omega^*) \{ (m + M_2 + M_1) [M_1 H^2 - J - M_2 h_2 (H - h_2)] - (M_2 h_2 + M_1 H) (H m + M_2 (H - h_2)) \}}{M_1 H^2 - J - M_2 h_2 (H - h_2) - H^2 m - M_2 H (h - h_2) [M_1 H^2 - J - M_2 h_2 (H - h_2)]}$$



Rys.5. Zmiana sił S_1 i S_2 w zależności od równoważnej prędkości rozbiegu samolotu
Fig.5. Change of forces S_1 and S_2 dependent on equivalent speed of take-off run

– moment bezwładności bębna:

$$J = \frac{R^2 \left\{ (m + M_2) [M_1 H^2 - J - M_2 h_2 (H - h_2)] - M_2 h_2 [Hm + M_2 (H - h_2)] \right\}}{M_1 H^2 - J - M_2 h_2 (H - h_2) - H^2 m - M_2 H (H - h_2)}$$

Znane stanowisko badawcze do prób podwozia w Instytucie Lotnictwa w Warszawie nie posiada możliwości programowej zmiany J , S_1 i S_2 (rys.5), więc niemożliwe jest zrealizowanie na nim modelowania dynamiki przebiegu obciążeń podwozia w czasie startu lub lądowania samolotu pod kątem zgodności dynamicznej obiektu i modelu.

LITERATURA

- [1] Chodkowski A., Goraj Z., Maryniak J., Malicki W.: Modelowanie w badaniach stoiskowych rzeczywistych stanów obciążeń dynamicznych podwozia samolotu podczas ruchu na pasie startowym. Zbiór referatów XXIV Sympozjum „Modelowanie w Mechanice”. Gliwice-Szczyrk 1985
- [2] Chodkowski A.: Modelowanie matematyczne i badanie własności dynamicznych przedniego podwozia samolotu w czasie kołowania. Praca magisterska (promotor J. Maryniak). ITLiMS Politechnika Warszawska 1977 (nie publikowana)
- [3] Hlebowicz M.: Wyznaczanie parametrów stanowiska badawczego do badań podwozia przedniego samolotu podczas rozbiegu. Praca magisterska (promotor J. Maryniak). ITLiMS Politechnika Warszawska 1994
- [4] Korczykowski J.: Analiza rozbiegu samolotu z turbinowymi silnikami odrzutowymi z uwzględnieniem podatności przedniego podwozia na przykładzie samolotu PZL I-22 „IRYDA”. Praca magisterska (promotor J. Maryniak). ITLiMS Politechnika Warszawska 1992 (nie publikowana)
- [5] Kurzawa M.: Wpływ ugięcia przedniego podwozia na rozbieg samolotu I-22 „IRYDA” z silnikami K-15. Praca magisterska (promotor J. Maryniak). ITLiMS Politechnika Warszawska, 1994 (nie publikowana)
- [6] Maryniak J.: Dynamiczna teoria obiektów radiowych. Prace Naukowe, Mechanika nr 32, WPW, Warszawa 1975
- [7] Maryniak J.: Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu. MTiS. Mechanika w Lotnictwie. Warszawa 1992
- [8] Maryniak J.: Analiza rozbiegu samolotu odrzutowego. Technika Lotnicza nr 4-5/1963

Recenzent: prof.dr hab.inż.E.Świtoński