ZESZYTY NAUKOWE POLITECHNIKI ŚLĄSKIEJ 1995

Seria: MECHANIKA z. 121 Nr kol. 1266

Zdobysław GORAJ, Jacek WINIECKI
Instytut Lotnictwa
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

MODEL LEKKIEGO SAMOLOTU NA POTRZEBY PROJEKTOWANIA

Streszczenie. Przedstawiono model umożliwiający ocenę własności użytkowych i charakterystyk dynamicznych samolotu na podstawie parametrów misji (masa płatna, zasięg, prędkość przelotowa) oraz założonej geometrii bryły. Model wykorzystano do wspomagania projektowania wstępnego. Rozważono różne funkcje celu projektu i ograniczenia wynikające z przepisów budowy. Znaleziono optymalne wartości głównych parametrów konstrukcyjnych samolotu ze względu na ekonomikę użytkowania, a następnie przeanalizowano wpływ zmian tych parametrów na stateczność samolotu.

APPLICATION OF THE MATHEMATICAL MODEL OF A LIGHT AIRCRAFT IN COMPUTER AIDED DESIGN

Summary. A mathematical model for estimation of economical qualities and dynamic characteristics versus mission parameters (as loading carrying capacity, range, cruising speed) and aircraft geometry has been presented. The model was applied in preliminary Computer Aided Design. Different objective functions and aircraft manufacturing regulations have been imposed. Main geometrical parameters, optimum in respect of user economy, have been found. Influences of these parameters modification to dynamic stability have been investigated.

МОДЕЛЬ ЛЕГКОГО САМОЛЕТА ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Резюме. Представлена модель, позваляющая оценить функциональные свойства самолета на основе характеристик летной операции (коммерческой нагрузки, дальности и крейсерской скорсти) в зависимости от геометрии самолета и с учетом ограничений, накладываемых нормативными документами. На ее основе получены оптимальные значения основных проектных параметров самолета, влияющих на экономические показатели и проанализировано влияние этих параметров на устойчивость самолета.

1. WSTĘP

Wynikiem projektowania powinno być precyzyjne zaspokojenie wymagań przyszłego użytkownika samolotu i zapewnienie zgodności jego własności z wymaganiami przepisów. Ze względu na rozmiar zadania projektant nie jest w stanie uwzględnić wszystkich sprzężeń między parametrami samolotu a jego własnościami użytkowymi. Dopiero zastosowanie wspomagania komputerowego pozwala na projektowanie w pełni świadome. Profesjonalne pakiety programów wspomagających projektowanie nie są publikowane ani sprzedawane. Istnieją wprawdzie pakiety uniwersyteckie, np. [1], ale stanowią one przede wszystkim

ilustrację dla podręczników budowy samolotów [2,3] i nakierowane są raczej na analizę niż syntezę projektu samolotu.

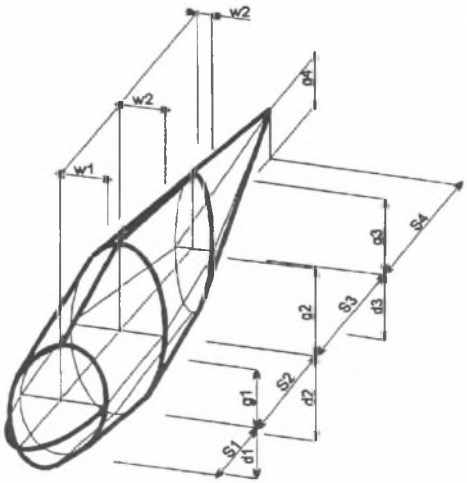
Oryginalne elementy niniejszej pracy to:

1) opracowanie modelu samolotu uwzględniającego stopniowe narastanie ilości informacji o projekcie w trakcie jego powstawania oraz powiązania między geometrią samolotu, jego masą, charakterystykami aerodynamicznymi i parametrami zespołu napędowego,
2) opracowanie zestawu programów obsługujących bazy danych (docelowo systemu ekspertowego) do wspomagania projektowania wstępnego samolotów oraz rozwiązanie przykładowego zadania projektowego metodą gradientową, przy wykorzystaniu wiedzy z bazy danych.

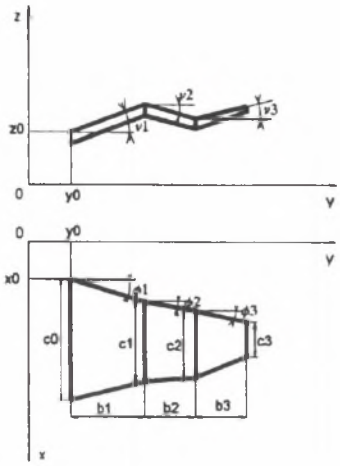
2. MODELE SAMOLOTU

2.1. **Geometria**

Opis geometrii bryły samolotu pokazano na rys.1 i 2



Rys. 1. Geometria kadłuba
Fig. 1. Body geometry



Rys. 2. Geometria płata i usterzeń
Fig. 2. Geometry of the wings

Modyfikacja geometrii bryły dokonywana jest poprzez zmianę wartości podstawowych parametrów geometrycznych s_i, d_i, w_i itd.. Na ich podstawie obliczane są wielkości pochodne, takie jak np. powierzchnia omywana kadłuba, czy ramiona usterzeń. Parametry geometryczne zebrane są w wektorze X_g.

2.2. **Masy i ich rozkład**

Wykorzystano trzy typy statystycznych modeli masowych [2]:

$$m_{TO\,max} = f_1(P_M) \tag{1}$$

$$m_{TO\,max} = f_2(X_g, P_M) \tag{2}$$

$$B_M = f_3(X_g, P_M) \tag{3}$$

gdzie: m_{TOmax} - maksymalna masa startowa; B_M - wektor mas składowych samolotu i momentów bezwładności; P_M - wektor parametrów opisujących misję samolotu (np. masa płatna, zasięg); X_g - wektor parametrów geometrycznych.

Pierwsze dwa modele służą do obliczenia maksymalnej masy startowej w początkowej fazie projektowania, gdy geometria nie została jeszcze sprecyzowana (1) lub gdy oszacowano wstępnie powierzchnię nośną i wydłużenie płata (2). Model (3) przedstawia rozkład mas i jest stosowany wtedy, gdy w pełni znany jest wektor X_g.

2.3. **Aerodynamika**

Aerodynamika samolotu analizowana jest etapami :

$$[C_{Z\max}, C_{X\min}] = f_4(P_M, m_{TO\max}) \tag{4}$$

$$[A, B, C] = f_5(X_g, P_M, m_{TO\max}) \tag{5}$$

$$W_A = f_6(X_g, P_M, B_M) \tag{6}$$

gdzie:

C_{Zmax}, C_{Xmin} - współczynniki odpowiednio maksymalnej siły nośnej i minimalnego oporu samolotu; [A,B,C] - współczynniki biegunowej analitycznej samolotu: $C_X = AC_Z^2 + BC_Z + C$; W_A-wektor bezwymiarowych współczynników i pochodnych aerodynamicznych;

Opór i współczynnik maksymalnej siły nośnej oszacowano wstępnie z (4). Po wstępnym zwymiarowaniu zespołów głównych obliczano biegunowe (5). Model (4) wynika ze statystyki [4], (5,6) z badań tunelowych.

2.4. **Osiągi**

Model zespołu napędowego ma postać:

$$m_{en} = f(N_{en}) \text{ i } N_r = f(V, H), \tag{7}$$

gdzie:

m_{en}, N_{en} - masa i moc nominalna silnika; N_r - moc rozporządzalna zespołu napędowego; V, H - prędkość i wysokość lotu.

Dla wstępnych analiz wykorzystywano zależności statystyczne [4] (dla grupy silników), a pełne obliczenia osiągowe wykonywane są dla rzeczywistych charakterystyk konkretnego zespołu napędowego dobranego z bazy danych.

2.5. **Charakterystyki dynamiczne**

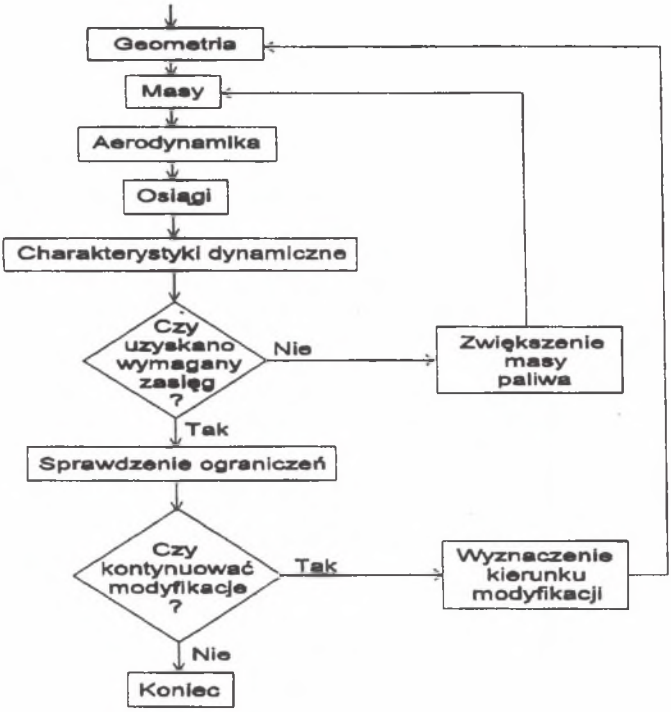
Równania dynamiki samolotu wyprowadzono z równań zmiany pędu i krętu

$$\frac{d}{dt} m(\vec{V}_A + \vec{\Omega} \times \vec{AC}) = \vec{F}^A + m\vec{g} + \vec{T}, \tag{8}$$

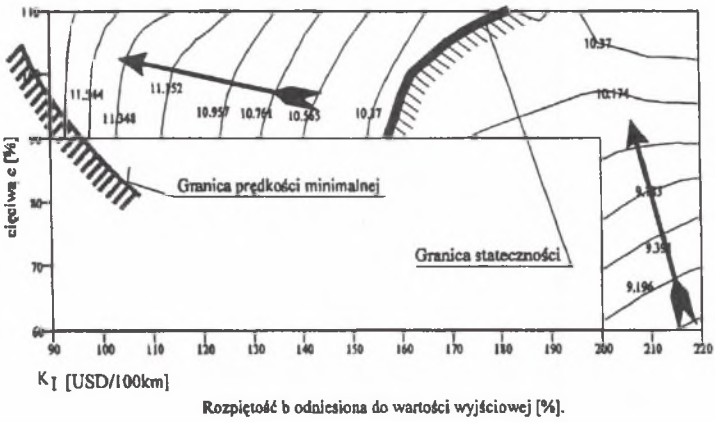
$$\frac{d}{dt}(I_A \vec{\Omega}) + \vec{AC} \times m\frac{d\vec{V}_A}{dt} = \vec{AC} \times m\vec{g} + \vec{M}_A + \vec{M}_A^T, \tag{9}$$

Po założeniu, że zaburzenia prędkości są małe i wprowadzeniu pochodnych aerodynamicznych równania (8,9) doprowadzono do postaci :

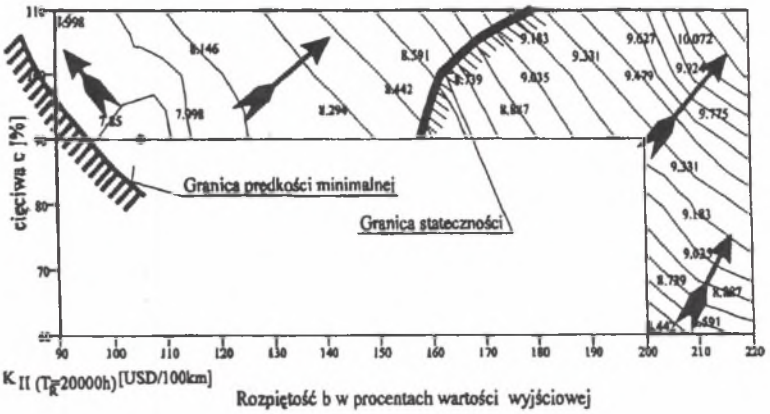
$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{R} \cdot \mathbf{x}, \tag{10}$$



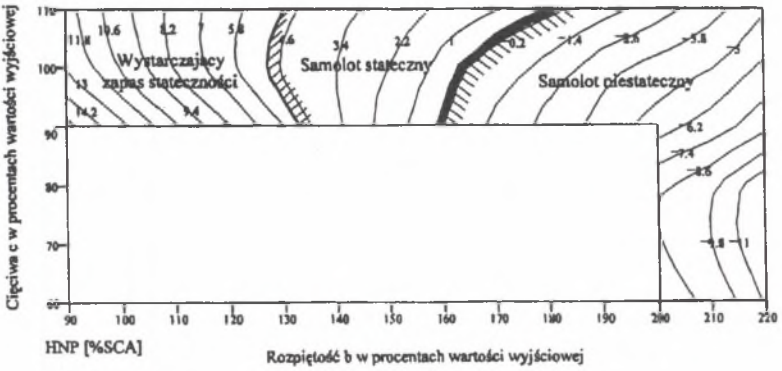
Rys.3. Schemat obliczeń
Fig.3. Flow diagram of the calculation



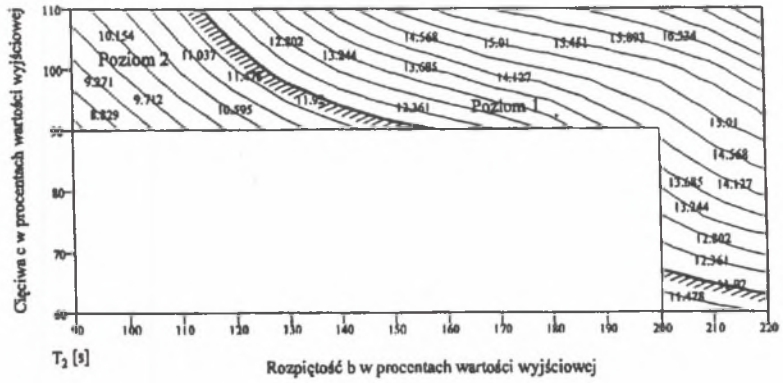
Rys. 4. Funkcja kosztów pierwszego rodzaju (11)
Fig.4. The cost function of the first kind (11)



Rys.5. Funkcja kosztów drugiego rodzaju (12)
Fig.5. The cost function of the second kind (12)



Rys.6. Zapas stateczności statycznej ze sterem puszczonym
Fig.6. The Static margin with free stick control



Rys.7. Czas podwojenia amplitudy spirali
Fig.7. Time to double of the spiral mode

gdzie:

x -wektor stanu o współrzędnych {u, v, w, p, q, r, θ, ϕ, ζ } [5].

3. FUNKCJA CELU

Zbudowano dwa modele kosztów:

$$K_I=\min_V \{q_e(P_M)\cdot N_s(P_M,B_M,W_A)/V\} \tag{11}$$

$$K_{II}=\min_V \{q_e(P_M)\cdot N_s(P_M,B_M,W_A)/V+C/V\cdot T_R\} \tag{12}$$

gdzie:

$K_I K_{II}$ - minimalny koszt przelotu jednostkowej odległości, q_e - jednostkowe zużycie paliwa przez silnik; C - cena samolotu; T_R - przewidywany okres użytkowania; V- prędkość,

Model (11) uwzględnia tylko koszty eksploatacji, model (12), również amortyzację.

4. OGRANICZENIA

Ograniczenia wynikają z wymaganego poziomu bezpieczeństwa (np. prędkość minimalna) i komfortu pilotażu (np. czas podwojenia amlitudy spirali). W niniejszej pracy uwzględniono ograniczenia zaczerpnięte z przepisów budowy oraz ze skali Coopera - Harpera [6].

Ustalono [6], że zapas statecznosci statycznej z drążkiem puszczonym powinien być większy od 5% SCA, T_2 spirali musi być dłuższy od 5s, a pożądane jest, by był dłuższy niż 12s.

5. PRZYKŁADOWE OBLICZENIA

Założono, że w kolejnych modyfikacjach projektu spośród postawowych parametrów geometrycznych zmieniane mogą być tylko: średnia cięciwa "c" i rozpiętośc "b". Zagadnienie rozwiązano metodą gradientową [7] dla funkcji kosztów (11). Obliczenia prowadzono zgodnie ze schematem rys. 3. Przykładowe wyniki zawierają:

- funkcje kosztów pierwszego (11) i drugiego (12) rodzaju, rys. 4, 5 ,
- zapas stateczności statycznej z drążkiem puszczonym, rys. 6,
- czas podwojenia amplitudy spirali, rys. 7.

LITERATURA

[1] Raymer D.P.: RDS-Student, Conceptual Research Corporation, Sylmar 1993, USA.
[2] Raymer D.P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, Washington 1989.
[3] Roskam J.: Airplane Design, Roskam Aviation and Engineering Corp., Ottawa 1985.
[4] Torenbeeck E.: Synthesis of subsonic airplane design., Delft Univ. Press, Delft 1982.
[5] Goraj Z.: Obliczenia sterowności, równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym., Zakłady Graficzne PW, Warszawa 1984, p.126.
[6] McLean D.: Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall International 1990
[7] Luenberger D.G.: Teoria optymalizacji.,PWN, Warszawa 1974.

Recenzent: prof. dr hab. inż. J. Maryniak

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1994 r.