

Piotr KULICKI, Maciej LASEK
Instytut Lotnictwa, Warszawa

ZASTOSOWANIE METODY PANELOWEJ DO WYZNACZANIA PUNKTU NEUTRALNEGO UKŁADU SKRZYDŁO-KADŁUB

Streszczenie. W pracy przedstawiono model fizyczny i matematyczny samolotu w poddźwiękowym opływie potencjalnym. Wyznaczono numerycznie położenie punktu neutralnego układu skrzydło-kadłub. Wyniki porównano z badaniami tunelowymi.

IMPLEMENTATION OF THE PANEL METHOD FOR THE WING-BODY AERODYNAMIC CENTER DETERMINATION

Summary. Paper presents a physical and mathematical model of an aircraft in a subsonic potential flow. The wing-body aerodynamic center position was calculated. The results were compared to wind tunnel experimental data.

ПРИМЕНЕНИЕ ПАНЕЛЬНОГО МЕТОДА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФОКУСА СИСТЕМЫ КРЫЛО-ФЮЗЕЛАЖ

Резюме. В работе представлена физическая и математическая модель самолета в стационарном дозвуковом потоке газа. Определено фокус системы крыло-фюзеляж и сравнено с экспериментом в аэродинамической трубе.

SPIS OZNACZEŃ

- μ - natężenie dipola
- σ - natężenie źródła
- ϕ - potencjał zaburzenia
- $\Delta \bar{x}$ - położenie punktu neutralnego
- N, N_w - liczba paneli bryły i śladu
- r - odległość punktu kontrolnego od osobliwości,
- S_B - powierzchnia bryły
- S_w - powierzchnia śladu
- V_∞ - prędkość niezaburzona

1. WSTĘP

W analizie stateczności podłużnej samolotu pierwszorzędne miejsce zajmuje wyznaczenie położenia punktu neutralnego. Położenie punktu neutralnego dla klasycznych układów ze smukłym kadłubem można wyznaczyć z dość dużą dokładnością [5]. Metody klasyczne zawodzą jednak w przypadku układów niekonwencjonalnych ("kaczka" lub tandem) i wtedy znajdują zastosowanie metody panelowe, bazujące na modelu przepływu potencjalnego [3].

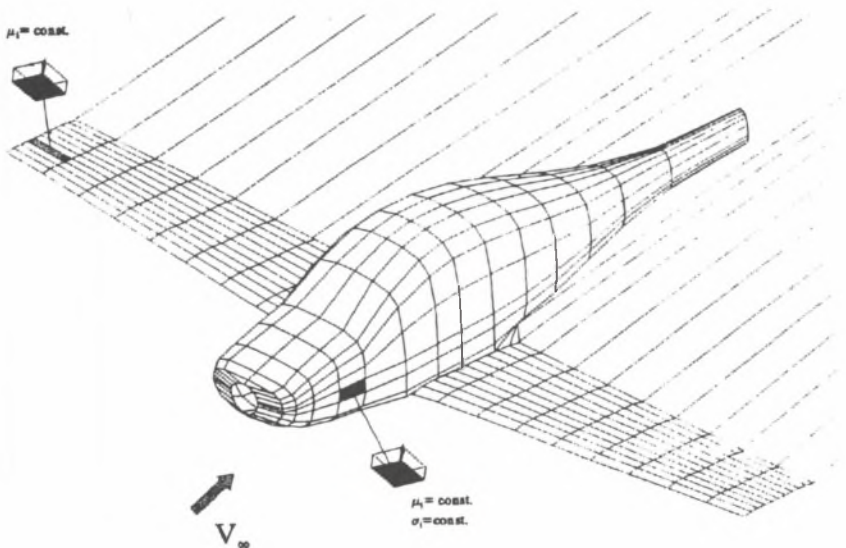
Przyjęta metoda pozwala w prosty sposób uwzględnić wpływ kadłubów o złożonej geometrii na charakterystyki układu przy niewielkim koszcie obliczeniowym. W związku z tym można ją zastosować w pierwszym etapie projektowania. Daje także dokładniejsze wyniki niż stosowane zazwyczaj na tym etapie metody przybliżone.

2. MODEL FIZYCZNY

Przyjęto następujący model fizyczny układu:

-płatek nośny jest nieskończenie cienką powierzchnią podzieloną na czworokątne, płaskie panele z powierzchniowym, stałym rozkładem dipoli,

-kadłub jest bryłą trójwymiarową podzieloną na czworokątne, płaskie panele z powierzchniowym, stałym rozkładem dipoli i źródeł. Parkietyzacja modelu fizycznego przedstawiona jest na rys. 1.



Rys.1. Parkietyzacja modelu fizycznego
Fig.1. Dividing of the aircraft into panels

Przyjęto dodatkowo szereg założeń odnośnie do opływu (płyn nielepki i nieściśliwy, opływ z wyjątkiem śladu za płatem jest bezwirowy, brak oderwań, zaniedbane są siły masowe, zaburzenia przepływu spowodowane obecnością układu skrzydło-kadłub są małe).

3. MODEL MATEMATYCZNY

Z przyjętych założeń fizycznych wynika, że istnieje potencjał zaburzenia prędkości spełniający równanie Laplace'a:

$$\nabla^2 \phi = 0$$

Zastosowano mieszany warunek brzegowy :

- Neumanna na powierzchni płata

$$\vec{V} \cdot \vec{n} = 0$$

- oraz Dirichleta na powierzchni kadłuba

$$\frac{1}{4\pi} \int_{S_p + S_w} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS - \frac{1}{4\pi} \int_{S_p} \sigma \left(\frac{1}{r} \right) dS = 0$$

Dodatkowo stawiane są następujące warunki brzegowe:

- na krawędzi spływu

$$\Delta p(x,y)_{TE} = 0 ,$$

- na śladzie wirowym

$$\frac{\partial \phi(x,y)}{\partial x} = 0 ,$$

- w nieskończoności

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \phi(\vec{r}) = 0$$

Wyznaczenie opływu wokół układu skrzydło-kadłub, przy założeniu $\phi_i = \phi_\infty$ (potencjał zaburzenia wewnątrz obszaru ograniczonego geometrią bryły jest równy potencjałowi w nieskończoności), można sprowadzić [4] do znalezienia rozwiązania następującego równania całkowego:

$$\frac{1}{4\pi} \int_{S_n+S_w} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS - \frac{1}{4\pi} \int \sigma \frac{1}{r} dS = 0$$

Powyższe równanie można aproksymować układem liniowych równań algebraicznych

$$\sum_{k=1}^N C_k \mu_k + \sum_{l=1}^{N_w} C_l \mu_l + \sum_{k=1}^N B_k \sigma_k = 0,$$

gdzie C_k , C_l i B_k są aerodynamicznymi współczynnikami wpływu

$$C_k = \frac{1}{4\pi} \int_{1234} \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r_k} \right) dS_k; \quad B_k = -\frac{1}{4\pi} \int_{1234} \frac{1}{r_k} dS_k$$

Po rozwiązaniu otrzymujemy rozkład natężeń osłabiwości na powierzchni obiektu, co pozwala na wyznaczenie rozkładu prędkości a następnie ciśnień oraz współczynników aerodynamicznych.

4. WYZNACZENIE POŁOŻENIA PUNKTU NEUTRALNEGO

Punkt neutralny definiowany jest jako punkt, względem którego wartość momentu podłużnego jest stała w szerokim zakresie kątów natarcia. Uwzględniając zmianę momentu ze zmianą biegun

$$C_m = C_{m0} - C_N \cdot \Delta \bar{x}$$

oraz wybierając dwa różne kąty natarcia (oznaczone indeksami 1 i 2) po przekształceniach otrzymano:

$$\Delta \bar{x} = -\frac{C_m^2 - C_m^1}{C_N^2 - C_N^1}$$

gdzie C_m^i , C_N^i oznaczają odpowiednio bezwymiarowy wsp. momentu i siły normalnej dla i -tego kąta natarcia.

5. WYNIKI I WNIOSKI

Przedstawiona praca jest jednym z pierwszych etapów analizy wpływu kadłuba na pochodne aerodynamiczne układu skrzydło-kadłub. Przeprowadzone dotychczas obliczenia dla konfiguracji testowych wskazują na przydatność przyjętego modelu obliczeniowego do analizy wpływu kadłuba na przesunięcie punktu neutralnego układu S-K. Wyniki obliczeń dla obiektu zbliżonego do zaprezentowanego na rys.1 przedstawione są w tabeli 1. Dla obiektu tego dostępne są także wyniki badań tunelowych [1], co pozwoliło na weryfikację wyników obliczeń.

Tabela 1

Obliczana wielkość	Prezentowana metoda	Wyniki badań tunelowych [1]	Wynik z zależności empirycznych [2]
$\Delta \bar{x}$ (w % SCA)	14.1	16	11.5

LITERATURA

- [1] Badania aerodynamiczne modelu samolotu I-23. Badania w zakresie stateczności i strowności podłużnej. Praca niepublikowana, Instytut Lotnictwa, sprawozdanie nr 84/BA/94/D, Warszawa 1994
- [2] Gilruth R.R.: Analysis and Prediction of Longitudinal Stability of Airplanes, NACA TR 711
- [3] Hess J.L.: Calculation of Potential Flow about Arbitrary Three-Dimensional Lifting Bodies. Final Technical Report, McDonnell Douglas Report No. MOC J5679-01 October 1971
- [4] Katz J., Plotkin A.: Low-Speed Aerodynamics, From Wing Theory to Panel Methods, McGraw-Hill, Inc., New York 1991
- [5] Torenbeek E.: Synthesis of Subsonic Airplane Design, Kluwer Academic Publishers, 1982

Praca została sfinansowana przez Komitet Badań Naukowych (Nr PB 0044/S6/93/04)

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

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1994 r.