ZESZYTY NAUKOWE POLITECHNIKI ŚLĄSKIEJ 1995

Seria: MECHANIKA z. 121 Nr kol. 1266

Tomasz GOETZENDORF-GRABOWSKI
Politechnika Warszawska

WYZNACZANIE POŁOŻENIA PUNKTÓW NEUTRALNYCH STATECZNOŚCI METODĄ SIATKI ROMBOWEJ

Streszczenie. W pracy pokazano zastosowanie metody SIATKI ROMBOWEJ do wyznaczania położenia punktu neutralnego stateczności, a w szczególności jego wędrówki związanej ze zmianą liczby Macha (prędkości lotu). Praca obejmuje zakres naddźwiękowy. Otrzymane wyniki porównano z danymi doświadczalnymi.

DETERMINATION OF NEUTRAL POINTS OF AN AIRCRAFT STABILITY BY USE CHARACTERISTIC BOX METHOD

Summary. The paper presents application of Characteristic Box method for determination of neutral points and its moving versus Mach number (flight velocity). The work concerns the supersonic flow. Results of calculation were compared with experimental data.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕЙТРАЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА МЕТОДОМ ЯЧЕЕК

Резюме. В работе рассматривается различные методы определения фокуса крыла в сверхзвуковом потоке газа и его зависимость от числа Маха. Сравнено экспериментальный подход на основе ESDU с нумерическими расчетами на основе метода ячеек.

1. WSTĘP

Wyznaczenie punktów neutralnych stateczności (PNS) jest bardzo istotnym etapem podczas projektowania samolotu, a w szczególności przy obliczeniach jego własności dynamicznych. Od położenia tych punktów zależą między innymi gradienty wychylenia steru wysokości oraz siły na drążku sterowym względem prędkości lotu. O ile dla poddźwiękowych (do Ma=0.8) prędkości położenie punktu neutralnego można uznać za ustalone, o tyle dla dużych prędkości zwłaszcza przy przekraczaniu prędkości dźwięku położenie PNS może ulegać gwałtownym zmianom. Wędrówka punktu neutralnego przy prędkościach bliskich Ma=1 może spowodować efekt tzw. odwrotnego sterowania [1]. Jej znajomość jest

więc bardzo ważna przy projektowaniu samolotów naddźwiękowych, zwłaszcza samolotów, które posiadają aktywne systemy sterowania, gdyż znajomość własności dynamiczych samolotu jest konieczna do prawidłowego zaprojektowania systemów automatyki.

Praca pokazuje zastosowanie metody Siatki Rombowej [2] do wyznaczenia położenia PNS i jego wędrówki w funkcji liczby Macha. Metoda należy do metod obliczeniowych bazujących na potencjalnym modelu opływu i stosowanie jej dzięki szeregu uproszczeniom modelu charakteryzuje się niewielkimi kosztami. Wyniki obliczeń zostały porównane z danymi otrzymanymi z raportów ESDU [3]. Pokazano wyniki obliczeń dla prostych płatów o różnych geometriach (skos, zbieżność, wydłużenie).

Położenie punktu neutralnego stateczności - to takie położenie punktu redukcji momentu pochylającego, w którym pochodna tego momentu jest równa zeru (w liniowym zakresie kątów natarcia) [4].

$$\frac{\partial C_{m_{PN}}}{\partial \alpha}=0 \quad , \quad \frac{\partial C_{m_{PN}}}{\partial C_z}=0. \tag{1}$$

2. MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY OPŁYWU

Powierzchnia nośna zostaje zastąpiona cienką powierzchnią, Zakładamy, że płyn jest nielepki, bezwirowy i ustalony. Dla tak przyjętego modelu fizycznego spełnione jest równanie Prandtla-Glauerta, które dla przepływu naddźwiękowego ma postać:

$$(Ma^2-1)\frac{\partial \varphi}{\partial x^2}-\frac{\partial \varphi}{\partial y^2}-\frac{\partial \varphi}{\partial z^2}=0 \tag{2}$$

Rozwiązanie tego równania przy zdefiniowanych warunkach brzegowych na powierzchni nośnej, na śladzie wirowym oraz w nieskończoności [2] przybiera postać:.

$$\varphi(x,y,z)=-\frac{1}{\pi}\iint_{S(x,y,z)}\frac{w(\xi,\eta)d\xi d\eta}{R}, \tag{3}$$

gdzie:

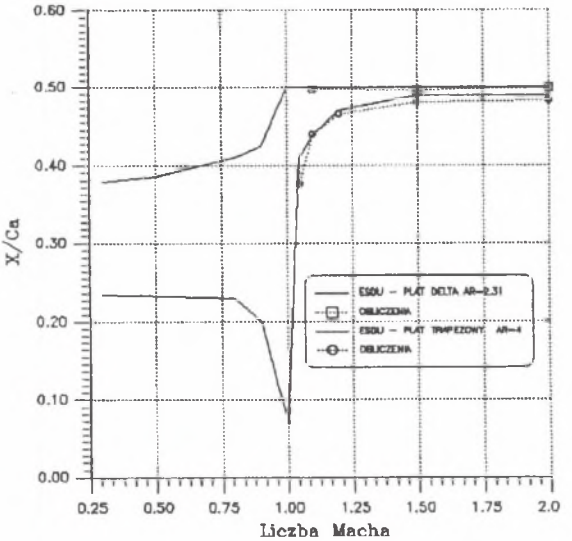
$$w=\frac{\partial \varphi}{\partial z}\Big|_{z=0}$$
$$R=\sqrt{(x-\xi)^2-\beta[(y-\eta)^2+z^2]} \tag{4}$$

Aby rozwiązać całkę (3), wprowadza się układ współrzędnych związanych z tworzącymi stożka Macha i dokonuje podziału powierzchni całkowania liniami równoległymi do osi nowo powstałego układu (układ ten nie musi być prostokątny). Metoda Siatki Rombowej polega na rekurencyjnym obliczeniu całki (3), na tak powstałej siatce, przy znanej funkcji $w(\xi,\eta)$.

Otrzymujemy w ten sposób rozkład potencjału prędkości zaburzeń, z którego już łatwo wyznaczyć rozkład ciśnienia i całkując go otrzymać współczynniki siły nośnej Cz oraz współczynnik momentu pochylającego Cm. Znając te dwie wielkości można już korzystając z definicji punktu neutralnego wyznaczyć jego położenie.

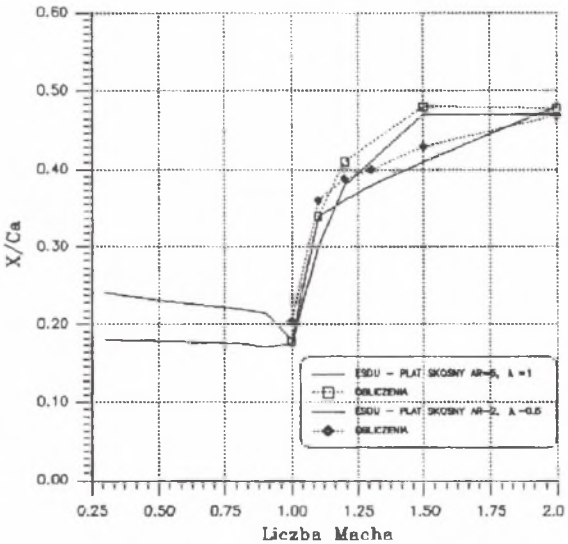
3. WYNIKI OBLICZEŃ

Wykonano szereg obliczeń testowych i wyniki obliczeń porownano z danymi z raportów ESDU 70012 [3]. Do prezentacji wybrano pięć przypadków. Pokazano zmianę położenia punktu neutralnego stateczności w funkcji liczby Macha. Położenie PNS jest odniesione do średniej cięciwy aerodynamicznej. Rysunek 1. przedstawia położenie PNS dla płata typu DELTA, który ma kształt trójkąta równobocznego oraz dla płata trapezowego o wydłużeniu AR=4 i zbieżności $\lambda=0.5$. Rysunek pokazuje również krzywą wyznaczoną na podstawie raportu ESDU 70011 dla zakresu poddźwiękowego w celu zobrazowania całkowitej wędrowki punktu neutralnego.



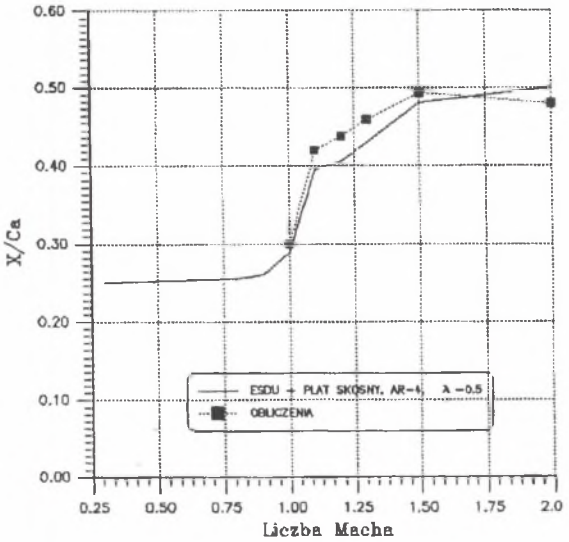
Rys.1. Położenie PNS w funkcji liczby Macha
Fig.1. Position of neutral point versus the Mach Number

Następne rysunki pokazują w podobnym układzie przypadki płatów skośnych o różnych wydłużeniach i zbieżnościach. Rys.2 przedstawia wyniki obliczeń dla płata skośnego (skos krawędzi natarcia $\nu_x=30°$), o wydłużeniu AR=5 i zbieżności $\lambda=1$ oraz dla płata trapezowego o tym samym skosie, ale o wydłuzeniu AR=2 i zbieżności $\lambda=0.5$. Rys. 3 pokazuje wyniki dla skośnego płata trapezowego o takim samym skosie jak poprzednie o wydłyżeniu 4 i zbieżności $\lambda=0.5$.



Rys.2. Położenie PNS w funkcji liczby Macha
Fig.2. Position of neutral point versus the Mach Number

Jak widać na załączonych przykładach, wyniki obliczeń bardzo dobrze pokrywają się z danymi odczytanymi z raportów ESDU [3]. Różnice sięgają maksymalnie 3-4% średniej cięciwy aerodynamicznej.



Rys.3. Położenie PNS w funkcji liczby Macha
Fig.3. Position of neutral point versus the Mach Number

4. PODSUMOWANIE

Dobre wyniki uzyskane w trakcie obliczeń pokazaną metodą wydają się być bardzo zachęcające. Pokazują co prawda rezultaty tylko dla izolowanych płatów, ale płat ma na ogół wpływ decydujący o położeniu PNS. Ponadto brak wiarygodnych źródeł danych doświadczalnych dla układów skrzydło-kadłub itp. uniemożliwiał ocenę wyników obliczeń dla złożonych układów aerodynamicznych.

Wydaje się, że metoda może być z powodzeniem stosowana na etapie projektu wstępnego samolotu, kiedy istotne jest podjęcie decyzji o zastosowanych systemach sterowania i wymaganiach im stawianych. Prostota metody powoduje, że wyniki uzyskuje się bardzo szybko przy bardzo niewielkim nakładzie pracy związanym z wprowadzaniem danych.

LITERATURA

[1] McLean D.: Automatic Flight Control Systems. Prentice-Hall International, London 1990.

[2] Goetzendorf-Grabowski T.: Numerical Calculation of Stability Derivatives of an Aircraft. Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 3, 32, 1994, pp. 591-606.

[3] Engineering Sciences Data Unit, Sub-series Aerodynamics, 3A, Regent Street, London W1R 7AD, England (ESDU - Data Sheets).

[4] GORAJ Z.: Obliczenia sterowności równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym. Wyd. Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1984.

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

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1994 r.