

Zdobysław GORAJ, Paweł BŁASZCZYK
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

MODELOWANIE ŚLADU WIROWEGO I WYZNACZANIE POCHODNYCH AERODYNAMICZNYCH NA DUŻYCH KĄTACH NATARCIA

Streszczenie. Przedstawiony model fizyczny rozkładu osobliwości na płacie nośnym i w śladzie wirowym, umożliwiające wyznaczenie współczynników obciążeń i pochodnych aerodynamicznych dla ustalonego, nielepkiego, nieściśliwego przepływu na dużych kątach natarcia. Powierzchnia nośna jest reprezentowana przez siatkę wirową rozmieszczoną na powierzchni szkieletowej, ślad wirowy jest zbiorem półnieskończonych linii łamanych. Oderwanie śladu następuje tylko na ostrych krawędziach spływu, bocznych i natarcia, nie może następować w obszarze powierzchni nośnej. Wyznaczenie kształtu powierzchni śladu jest elementem rozwiązania problemu.

MODELLING OF THE WAKE AND COMPUTING OF STABILITY DERIVATIVES AT HIGH ANGLE OF ATTACK

Summary. The paper presents a physical model of singularity distribution on the lifting surface and wake necessary for calculation of the aerodynamic coefficients and stability derivatives for steady, inviscid, incompressible flow at high angle of attack. The lifting surface is represented by a vortex lattice, wake is a collection of semi-infinite, broken vortex lines. Separation of the wake occurs along the sharp edges only (trailing-edges, tips and leading edges), cannot occur over the lifting surface. The prediction of wake surface geometry is a part of the solution.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВИХРЕВОГО СЛЕДА И ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОИЗВОДНЫХ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Резюме. В работе предлагается физическая модель расположения особенностей на несущей поверхности и в вихревом следе, необходимая для определения аэродинамических производных при стационарном невязком, несжимаемом обтекании на больших углах атаки. Несущую поверхность представляет вихревая решетка, расположенная на скелетной поверхности, вихревой след состоит из полубесконечных ломаных линий. Отрыв вихревого следа происходит только на острых краях крыла.

1. WSTĘP

Podczas lotów na dużych kątach natarcia, na ostrych krawędziach skrzydeł pojawiają się oderwania, które powodują, że zanika liniowa zależność współczynników aerodynamicznych od kąta natarcia. Powszechnie stosowana w obliczeniach inżynierskich metoda siatki wirowej (VLM) uniemożliwia wyznaczenie obciążeń płata w liniowym zakresie zmienności współczynników obciążeń od kąta natarcia, zakłada, że oderwanie strug ma miejsce tylko na krawędzi spływu, a ponadto, że ślad wirowy jest płaski. Ograniczenia te nie pozwalają na uwzględnienie zjawisk zachodzących w rzeczywistym opływie na dużych kątach natarcia.

Dopiero nieliniowa metoda siatki wirowej (NVLM) pozwala na uwzględnienie wpływu krzywizny śladu [1]. Zakłada się w niej, że oderwanie następuje na ostrych krawędziach skrzydła (typowo: płat delta - krawędź natarcia i spływu, płat trapezowy - krawędzie boczne i krawędź spływu) i że ślad wirowy może się związać.

Oryginalne elementy pracy to: (1) zastosowanie wirów Rankine'a do reprezentacji zakrzywionej powierzchni śladu oraz (2) obliczenie pochodnych aerodynamicznych dla dużych kątów natarcia.

2. MODEL FIZYCZNY

Cechą charakterystyczną opływu płata jest utworzenie się powierzchni nieciągłości prędkości za płatem, nazywanej powierzchnią wirową, która pod wpływem prędkości indukowanej ma tendencję do związania się w warkocze wirowe. Warkocze wirowe tworzą się już na obszarze płata silnie oddziałując na rozkład ciśnień na płacie. Założono, że przepływ jest stacjonarny, nielepki, nieściśliwy oraz bezwirowy, za wyłączeniem śladu. Oznacza to, że w opisywanym przepływie istnieje potencjał zaburzeń prędkości i może on być opisany równaniem Laplace'a:

$$\nabla^2 \Phi = 0. \quad (1)$$

Przepływ spełnia ponadto następujące warunki brzegowe:

- a) Powierzchnia płata jest nieprzepuszczalna, czyli prędkość normalna do powierzchni płata musi być równa zero

$$\nabla \Phi \cdot \mathbf{n} = \bar{\nabla}_p \Phi \cdot \mathbf{n} \text{ - na powierzchni płata.} \quad (2)$$

- gdzie ∇_p oznacza prędkość lokalną na powierzchni granicznej płata,
b) Prędkość indukowana dąży do zera w nieskończoności

$$\nabla \Phi = d\mathbf{la} \quad |\mathbf{r}| \rightarrow \infty \quad (3)$$

- c) Warunek Kutty musi być spełniony na ostrych krawędziach płata - oznacza to, że na ostrych krawędziach prędkości muszą być mniejsze od nieskończoności

$$\nabla\Phi < \infty \text{ - na krawędzi spływu.} \quad (4)$$

Płat zastąpiono siatką wirową o nieco odmienniej budowie od stosowanej w metodzie VLM. Elementy leżące wzdłuż cięciwy (wiry spływające) są podzielone na szereg krótkich, prostych odcinków. Siatkę tworzą odcinki wirów leżące wzdłuż rozpiętości (wiry poprzeczne) oraz części wirów spływających leżące na obszarze płata. Obie grupy wirów nazywane są wirami związanymi. Wiry poprzeczne umieszczono wzdłuż linii 1/4 lokalnych cięciw każdego z paneli. Powierzchnia śladu tworzona jest przez wiry spływające z krawędzi, leżące za płatem.

3. MODEL MATEMATYCZNY

Układ równań do wyznaczenia cyrkulacji wirów zapisano w postaci:

$$\mathbf{A} \cdot \Gamma = \mathbf{B}, \quad \text{gdzie: } \mathbf{B} = \begin{bmatrix} -\bar{V}_{1n} \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ -\bar{V}_{Nn} \end{bmatrix} \quad (5)$$

przy czym \bar{v}_{in} są składowymi prędkości v_{∞} normalnymi do powierzchni płata i wyznaczonymi w punktach kontrolnych i - tego panelu.

Kształt powierzchni wirowej (śladu) wyznaczono iteracyjnie zgodnie z następującym schematem:

- dla wyznaczonego rozkładu cyrkulacji obliczono wektory prędkości indukowanych na początku każdego elementu wirów swobodnych,
- położenie końców każdego elementu wiru przemieszczono tak, aby element był równoległy do wyznaczonego kierunku prędkości,
- po modyfikacji położenia wszystkich elementów wirów swobodnych ponownie utworzono macierz współczynników wpływu i wyznaczono nowy rozkład cyrkulacji wirów.

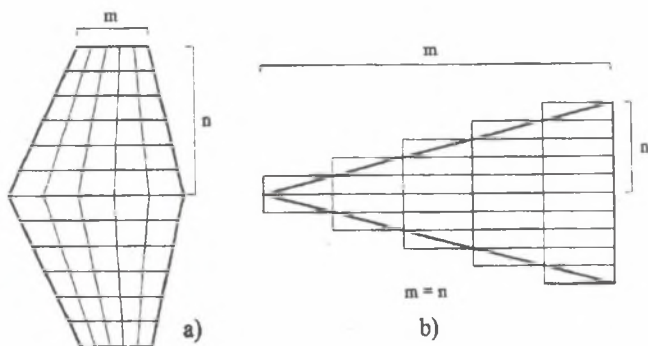
Warunkiem zakończenia iteracji jest, aby przesunięcia końcówek elementów wirów swobodnych były mniejsze od zadanej wartości. W programie przyjęto, że wynosi ona 1% długości średniej cięciwy płata.

Siłę nośną na każdym panelu wyznaczono ze wzoru Kutty - Żukowskiego

$$\vec{L}_i = \rho c_i \vec{V} \times \vec{\Gamma}.$$

gdzie: \vec{L}_i - siła nośna od wiru związanego,
 c_i - długość odcinka wiru,
 \vec{V} - prędkość obliczona w środku odcinka wiru,
 $\vec{\Gamma}$ - cyrkulacja wiru związanego.

Płaty trapezowe podzielono na panele trapezowe o zmiennej cięciwie i jednakowej rozpiętości (rys. 1a), a płaty delta na panele prostokątne tak, że krawędź natarcia przebiega po przekątnej skrajnych paneli (rys. 1b). Przy obliczaniu obciążenia płata delta zmniejszono o połowę siłę powstającą na każdym z paneli krawędzi natarcia ze względu na to, że tylko połowa ich powierzchni należy do płata.



Rys. 1. Podział płatów na panele
 Fig. 1. Dividing of lifting surface into panels

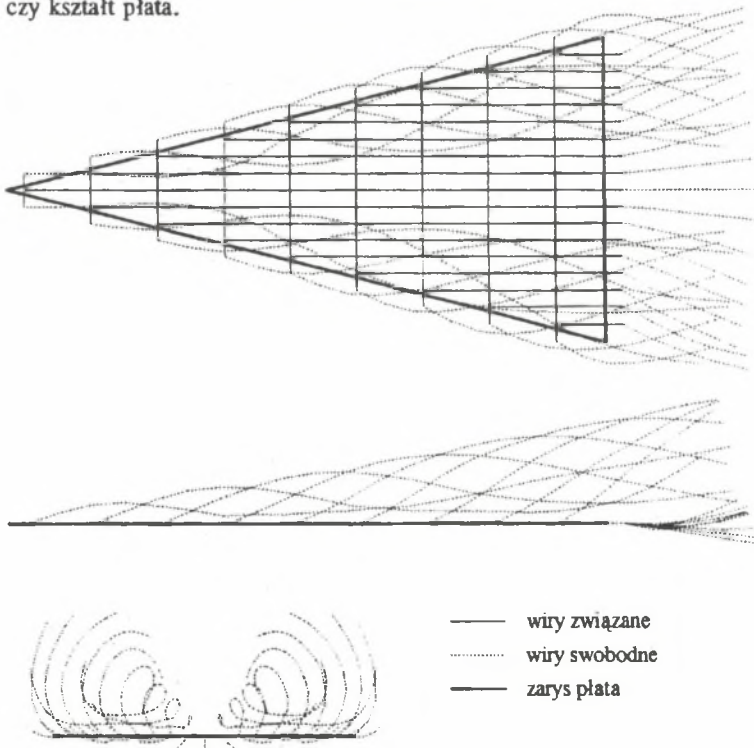
Przy obliczeniach dla płatów delta pojawiły się problemy ze zbieżnością rozwiązania. Wprowadzenie modelu wirów Rankine'a o skończonych wymiarach poprawiło zbieżność, nie wpływając negatywnie na wyniki. Promień wiru przyjęto bliski rozpiętości panelu.

4. PRZYKŁADY WYNIKÓW

Obliczenia wykonano dla modelu liniowego (VLM), modelu nieliniowego (NVLM), a także dla PNVLM (Partly Nonlinear VLM). PNVLM dopuszcza zwijanie się śladu wirowego, lecz zakłada oderwanie tylko na krawędzi spływu płata.

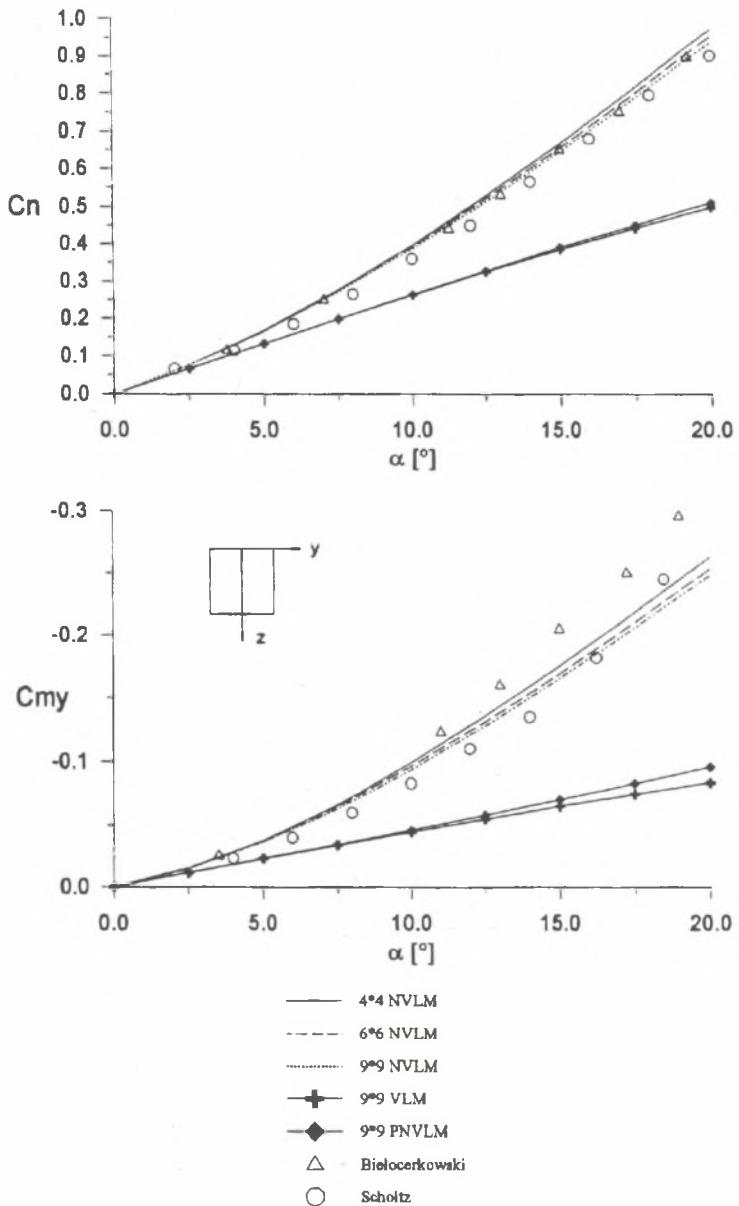
Na rys. 2. zamieszczono wyznaczony układ wirów swobodnych dla płata delta. Wyniki obliczeń dla płata prostokątnego, uzyskane metodą NVLM porównane z danymi doświadczalnymi przedstawiono na rys. 3. Wyniki obliczeń metodami VLM i NVLM porównano z wynikami MVLM (Modified VLM) [2] i przedstawiono na rys. 4. Na rys. 5. przedstawiono pochodne stateczności $c_{L\alpha}$, c_{Lq} w funkcji kąta natarcia obliczone metodą NVLM.

Wyniki obliczeń metodą NVLM wykazują dobrą zgodność z danymi doświadczalnymi. Wyniki metod VLM, PNVLM i MVLM są zgodne z doświadczeniem tylko dla małych kątów natarcia ($<5^\circ$). Zgodność poprawia się dla płatów o większych wydłużeniach ($AR > 4$). Metoda NVLM nie posiada ograniczeń stosowalności, jeśli chodzi o kąt natarcia, wydłużenie czy kształt płata.



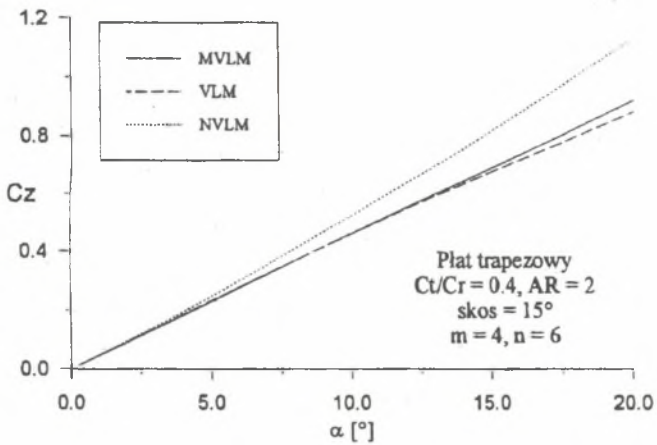
Rys. 2. Układ wirów swobodnych dla płata delta $AR=1$, $\alpha=20^\circ$,
siatka wirowa 9×9

Fig. 2. Free-vortex lines for a delta wing, $AR=1$, angle of attack 20° ,
 9×9 vortex lattice



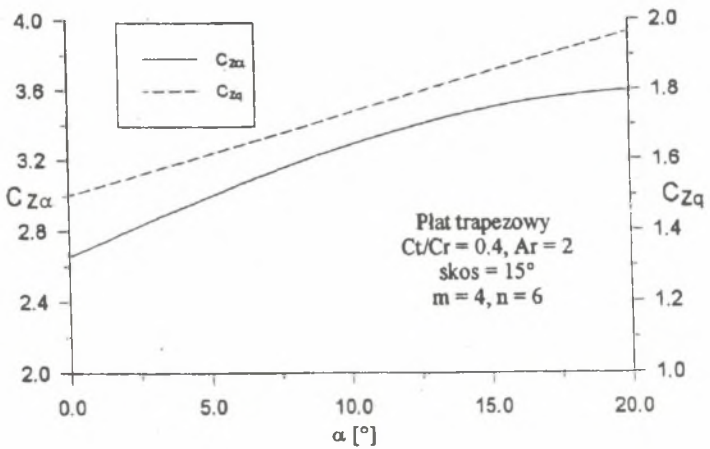
Rys. 3. Współczynnik siły normalnej c_n i momentu c_{my} w funkcji kąta natarcia, płat prostokątny $AR=1$. Porównanie z danymi doświadczalnymi: Bielocerkowski [3], Scholtz [4]

Fig. 3. Normal-force and pitching-moment coefficients vs angle of attack, rectangular wing $AR=1$. Experimental data: Belotserkovskiy [3], Scholtz [4]



Rys. 4. Porównanie współczynników siły nośnej dla trzech metod: MVLM [2], VLM, NVLM

Fig. 4. Comparison of lift coefficients for three methods: MVLN [2], VLM, NVLM



Rys. 5. Pochodne stateczności obliczone metodą NVLM

Fig. 5. Stability derivatives calculated using NVLM

LITERATURA

- [1] Kandil O.A., Mool D.T., Nayfeh A.H.: Nonlinear Prediction of Aerodynamic Loads on Lifting Surface, *Journal of Aircraft*, Vol. 13, Jan. 1976, pp. 22-28
- [2] Goraj Z., Pietrucha J.A.: Mathematical Modelling of Selected Maneuvers of an Aircraft Using Modified Vortex Lattice Method, *Proc. of 19th Congress of the ICAS, AIAA, Los Angeles, Sept. 1994, Vol. 3., pp.2705-2712*
- [3] Belotserkovskiy S.M.: Calculation of the Flow around Wings of Arbitrary Platforms in a Wide Range of Angles of Attack, *TT F-12*, 291, May 1969, NASA.
- [4] Scholz von N.: Kraft und Druckverteilungsmessungen an Tragflächen Kleiner Streckung, *Forscharb Ing. Wes.*, No. 16, 1949, pp. 85-92

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

Wpłynęło do redakcji w grudniu 1994 r.