

Zdobysław GORAJ

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej  
Politechnika Warszawska

#### WYZNACZANIE PUNKTÓW NEUTRALNYCH STATECZNOŚCI SAMOLOTU METODĄ VLM

Streszczenie. W pracy zbadano możliwość wyznaczania punktów neutralnych izolowanego płata, płata z kadłubem bez usterzenia oraz całego samolotu metodą VORTEX LATTICE (VLM). Wykonano obliczenia testowe i porównano z rezultatami otrzymanymi z ESDU. Stwierdzono, że zmniejszenie efektywnego kąta natarcia na kadłubie do poziomu 0.7 rzeczywistego kąta natarcia daje bardzo dobrą zgodność położenia punktu neutralnego.

#### DETERMINATION OF NEUTRAL POINTS OF AN AIRCRAFT STABILITY BY USE VLM

Summary. The paper presents a method of determination of neutral points for single wing, for wing with body excluding the tail and for complete aircraft using VORTEX LATTICE METHOD (VLM). Results from VLM, ESDU and DVL have been comparing between themselves and it was found that decreasing of effective angle of attack to 70 % of its real value gives very good accordance of position of neutral point.

#### ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕЙТРАЛЕЙ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА МЕТОДОМ VLM

Резюме. В работе рассматриваются различные методы определения фокуса самолета. Сравнено экспериментальный подход на базе ESDU и DVL с численными расчетами на базе метода VLM. Констатировано что уменьшение эффективного угла атаки фюзеляжа на 70 % улучшает точность решения.

#### 1. WSTĘP

Położenie punktów neutralnych płata (PPNP) i samolotu (PPNS) musi być wyznaczone już na etapie projektu wstępnego z dużą dokładnością (błąd nie powinien przekraczać 3% - 5% SCA), gdyż decyduje o stateczności i sterowności samolotu. Dla prostego samolotu w układzie klasycznym PPNS jest

zazwyczaj wyznaczane z ESDU [1] i tylko niekiedy weryfikowane w tunelu aerodynamicznym. Dla układów bardziej złożonych (np. płat silnie skrzyżony, skrzydło pasmowe, uskoki na krawędzi natarcia, ujemny skos, silne sprzężenia aerodynamiczne pomiędzy płatem przednim i głównym) ESDU nie mogą być zastosowane, pozostają więc drogie i długotrwałe badania tunelowe. W tej sytuacji postanowiono wykorzystać VLM [2] do wyznaczenia PPNS. Definicja PPNS dla zbioru powierzchni nośnych jest następująca:

PPNS zbioru powierzchni nośnych jest to takie położenie punktu redukcji momentu pochylającego, że pochodna tego momentu względem kąta natarcia jest równa zeru w liniowym zakresie kątów natarcia, czyli

$$\frac{\partial C_m^s}{\partial \alpha} = 0 \quad \text{lub} \quad \frac{\partial C_m^s}{\partial C_z} = 0 . \quad (1)$$

## 2. MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY OPŁYWU SAMOLOTU

W ustalonym, potencjalnym, poddźwiękowym i nielepkim opływie zbioru powierzchni nośnych potencjał zaburzeń prędkości spełnia równanie Laplace'a

$$(1 - M^2) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0 . \quad (2)$$

Rozwiązaniem równania Laplace'a są potencjały zaburzeń generowane przez osobliwości rozłożone na powierzchniach nośnych. W proponowanej metodzie zastosowano wiry generujące pole prędkości zgodnie z prawem Biota-Savarta o postaci

$$\mathbf{q} = \frac{\Gamma}{4\pi} \int \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_1)}{|\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_1|^3} , \quad (3)$$

gdzie  $\mathbf{r} = \mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_1$  jest wektorem poprowadzonym od włókna wirowego  $d\mathbf{l}$  do punktu, w którym wyznaczamy prędkość  $\mathbf{q}$ . Dowód, że potencjał zaburzeń generowany wirami spełnia równanie Laplace'a, można znaleźć w [3, p.70]. Zadanie rozwiązano metodą kolokacji [2]. Powierzchnie nośne podzielono na skończoną liczbę trapezoidalnych elementów, tzw. superpaneli, rys.1. Każdy superpanel jest dzielony na małe powierzchnie zwane panelami. Błąd obliczeń w rozkładzie ciśnienia będzie zminimalizowany, jeśli panele będą miały

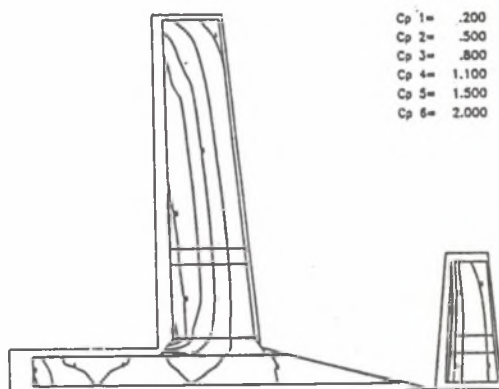
wydłużenie bliskie jedności [4]. Sam podział na panele będzie wykonany przez komputer zgodnie z algorytmem przedstawionym w [5]. PPNP i PPNS będą obliczone ze wzoru

$$x_N = \frac{x_2 C_{z2} - x_1 C_{z1}}{C_{z2} - C_{z1}}, \quad (4)$$

gdzie  $x$  oznacza położenie środka parcia,  $C_x$  - współczynnik siły nośnej, zaś indeksy 1,2 odnoszą się do dwóch różnych kątów natarcia.

### 3. OBLICZENIE GRADIENTU SIŁY NOŚNEJ I MOMENTU POCHYLAJĄCEGO WEDŁUG ESDU

Obliczenie wykonano dla samolotu I23 o następujących parametrach:



Rys.1. Podział powierzchni nośnych na superpanele  
Fig.1. The set of Lifting Surfaces divided into superpanels

wydłużenie geom.	$A = 8.38$	;	rozpiętość	$b = 8.94$ m
cięciwa przykadłub.	$C_R = 1.293$ m	;	cięciwa końcowa	$C_T = 0.84$ m
śred. cięciwa aerod.	$C_a = 1.08$ m	;	powierzchnia płata	$S = 9.53$ m <sup>2</sup>
liczba Macha	$M = 0.087$	;	geom. kąt natarcia	$\alpha = 10^\circ$
skos 1/2 cięciw	$\Lambda_{1/2} = -2.9^\circ$	;	zbieżność płata	$\lambda = C_T / C_R = .6496$

Na podstawie ESDU 70011 obliczono położenie noska średniej cięciwy aerodynamicznej  $x/C_a$  względem noska cięciwy  $C_R$  ze wzoru

$$\frac{x}{C_a} = \frac{(1 + 2\lambda)(1 + \lambda)}{8(1 + \lambda + \lambda^2)} \left[ A \tan \Lambda_{1/2} + 2 \frac{1 - \lambda}{1 + \lambda} \right] = 0.407 \times 10^{-5} \quad (5)$$

zaś PPNP odczytano z wykresów dla następujących parametrów:  $\beta_A = (1 - M^2)^{1/2}$   
 $A = 8.348$ ,  $\lambda = 0.6496$ ,  $A \tan \Lambda_{1/2} = -0.42$  i po ekstrapolacji otrzymano  
 $\bar{x}/C_a = 0.2425$  ( $\bar{x}$  jest odległością punktu neutralnego względem noska SCA).  
 Po redukcji obciążenia ze środka aerodynamicznego (punkt S) do 1/4 średniej  
 cięciwy aerodynamicznej (punkt A) zgodnie ze wzorami

$$C_m^A = C_m^S + C_z \frac{x_A - x_S}{C_a} ; \quad \frac{d C_m^A}{d C_z} = \frac{d C_m^S}{d C_z} + \frac{x_A - x_S}{C_a} \quad (6,7)$$

otrzymano

$$\frac{d C_m^A}{d C_z} = 0.0075, \quad \text{gdyż} \quad \frac{d C_m^S}{d C_z} = 0 \quad (\text{jest to punkt neutralny}), \quad \frac{x_A}{C_a} = 0.25 \text{ oraz}$$

$$\frac{x_S}{C_a} = \bar{x} = 0.2425 \quad (\text{jest obliczonym wcześniej PPNP}).$$

Bezwymiarowe przesunięcie do tyłu punktu neutralnego spowodowane usterzeniem wynosi

$$\begin{aligned} \Delta h_H &= \frac{S_H x_{AH}}{S C_a} \left( \frac{V_H}{V_A} \right)^2 \frac{a_1}{a} \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \cdot \left\{ 1 + \frac{S_H}{S} \left( \frac{V_H}{V_A} \right)^2 \frac{a_1}{a} \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \right\}^{-1} = \\ &= \frac{2.08 \cdot 3.36}{9.53 \cdot 1.08} \cdot 0.96 \frac{.071}{.089} \left( 1 - 0.28 \right) \cdot \left\{ 1 + \frac{2.08}{9.53} \cdot 0.96 \frac{.071}{.089} \left( 1 - 0.28 \right) \right\}^{-1} = \\ &= 0.37 / (1 + 0.12) = 0.33 \end{aligned} \quad (8)$$

#### 4. OBLICZENIA TESTOWE PPNP I PPNS WEDŁUG PAKIETU VORTR

W tabelicy 1 zamieszczono wyniki obliczeń PPN (Położenie Punktu Neutralnego) dla różnych modeli obliczeniowych. W kolejnych kolumnach tabelicy 1 znajdują się:

(1) numer modelu obliczeniowego;

(2) opis modelu (P - płat główny; K - kadłub; H - usterzenie; K100 lub K70 oznacza, że efektywny kąt natarcia na kadłubie wynosi odpowiednio 100% lub 70% kąta na płacie; P100 lub P70 oznacza, że na płacie głównym w obszarze

kadłuba efektywny kąt natarcia wynosi 100% lub 70% rzeczywistego kąta natarcia; H0 oznacza, że usterzenie jest w śladzie płata głównego (czyli  $z_H=0$ ); H - usterzenie jest na wysokości  $z_H = 1.4$  m);

(3,4) współczynniki siły nośnej  $C_z$  dla  $\alpha = 10^\circ$  i  $0^\circ$  oznaczone L,10 i L,0;

(5) gradient  $dC_z/d\alpha$  oznaczony  $CL_\alpha$ ;

(6,7) współczynniki momentu pochylającego  $C_m$  dla  $\alpha = 10^\circ$  i  $\alpha = 0^\circ$  oznaczone odpowiednio M,10 i M,0;

(8) gradient  $dC_m/dC_z$  oznaczony  $CM_L$ ;

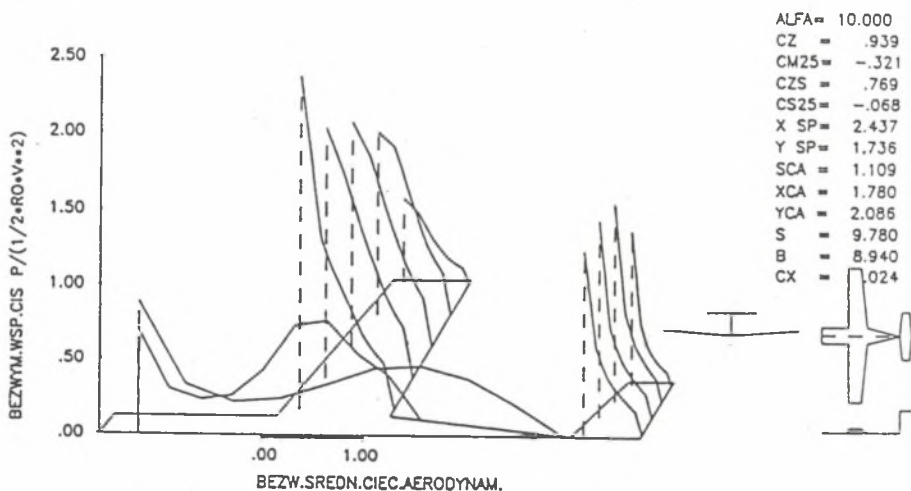
(9,10) położenia środków parcia  $x_{SP}$  odpowiednio dla kąta natarcia  $10^\circ$  i  $0^\circ$ ;

(11) położenie punktu neutralnego względem noska SCA w procentach SCA oraz

(12) przesunięcie punktu neutralnego do tyłu spowodowane usterzeniem.

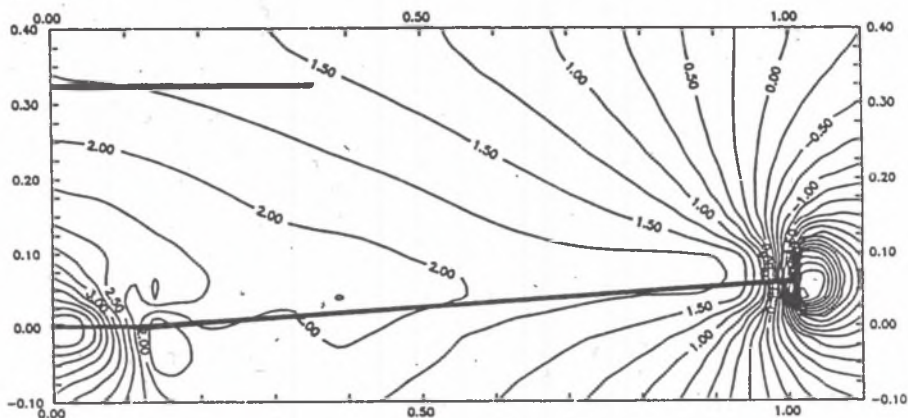
Przesunięcie  $\Delta_H$  jest inne dla każdej pary modeli (1,2), (3,4), (5,6), (7,8), (9,10), (11,12) i zawiera się w przedziale od 31 % do 39 % SCA. Różnice wynikają z różnych gradientów siły nośnej  $dC_z/d\alpha$  oraz różnych gradientów kątów odchylenia strug  $dc/d\alpha$ . Model 15 zawiera wyniki obliczone według DVL [5].

DATE: 1992.11.12 TIME: 16:11:21  
123 WARIANT 1 (Cały samolot, płat skrecony i wysklepiony)  
VA= 30 M/S MA=0.087



Rys.2. Trójwymiarowy rozkład ciśnień nad zbiorem powierzchni nośnych  
Fig.2. The 3-d pressure distribution over lifting surfaces

123, Wariant 1, Alfa=10, V=30m/s



Rys.3. Kąty odchylenia strug w obszarze usterzenia  
 Fig.3. Downwash induced in the tailplane area

## 5. WNIOSKI

Obliczenie położenia punktów neutralnych dla zbioru powierzchni nośnych jest bardzo czułe względem gradientu siły nośnej płata głównego i kadłuba oraz gradientu kąta odchylenia strug. Obydwa te gradienty mogą być odczytane ze zbioru danych statystycznych, np. ESDU lub DVL, lub obliczone numerycznie np. metodą VLM lub metodą elementów brzegowych. Odczyt z ESDU lub DVL nie może dać zawsze danych dokładnych, gdyż materiały te uwzględniają skończoną liczbę konfiguracji geometrycznych (nie uwzględniają np. skręcenia, wysklepienia itp). Obliczenia metodą VLM nie uwzględniają skończonej grubości powierzchni, co jest szczególnie ważne przy obliczeniach kadłuba. Wadą metody elementów brzegowych jest bardzo skomplikowane kodowanie danych, co ogranicza praktyczne jej zastosowanie. W tej sytuacji podjęto próbę modyfikacji metody VLM, polegającej na zmniejszeniu efektywnego kąta natarcia na kadłubie. Na podstawie przeprowadzonych eksperymentów numerycznych stwierdzono, że najlepsze wyniki uzyskuje się, gdy efektywny kąt natarcia na kadłubie i na płacie w obszarze kadłuba wynosi 0.7

rzeczywistego kąta natarcia na płacie. Daje to zbliżenie gradientu płata i kadłuba do wartości natarcia na płacie. Daje to zbliżenie gradientu płata

Tablica 1

Położenie punktów neutralnych dla różnych modeli samolotu

Nr	Opis	L, 10	L, 0	$CL_{\alpha}$	M, 10	M, 0	$CM_L$	x, 10	x, 0	PPN	$\Delta_H$
1	P+K100+H	1.12	.113	.100	-.310	-.004	-.306	2.35	2.09	56	
2	P+K100	1.01	.122	.089	.0009	-.031	.0360	2.05	2.33	21	35
3	P+K0 +H	.996	.113	.088	-.415	-.004	-.465	2.50	2.09	71	
4	P+K0	.873	.122	.075	-.051	-.031	-.026	2.11	2.33	28	43
5	P+K70 +H	1.08	.113	.097	-.342	-.004	-.348	2.39	2.09	60	
6	P+K70	.971	.122	.085	-.014	-.031	.0198	2.07	2.33	23	37
7	P +H	1.06	.108	.096	-.403	-.007	-.413	2.46	2.13	66	
8	P	.952	.116	.084	-.072	-.032	-.048	2.13	2.35	30	36
9	P70 +H	1.03	.108	.093	-.413	-.007	-.438	2.48	2.13	69	
10	P70	.918	.116	.080	-.069	-.032	-.047	2.13	2.35	30	39
11	P100 +H0	1.04	.104	.094	-.339	-.002	-.359	2.40	2.03	61	
12	P100	.952	.116	.083	-.072	-.032	-.048	2.13	2.35	30	31
13	ESDU P			.083						24	
14	ESDU P+K			.083						18	
15	DVL P+K			.076						16	

i kadłuba do wartości uzyskanej w eksperymentach (modele 6 i 13,14) oraz minimalizuje różnicę w przesunięciu punktu neutralnego spowodowaną kadłubem (ESDU - modele 13, 14 wskazują, że przesunięcie spowodowane kadłubem wynosi 6% SCA do przodu samolotu, zaś modele 6, 10 pokazują, że metoda VLM daje przesunięcie 7% SCA, również do przodu). W zakończeniu stwierdzimy, że metoda VLM pozwala na obliczenie punktów neutralnych nie tylko stateczności ale i sterowności, ze sterami trzymanymi i puszczoneymi dla dowolnej konfiguracji geometrycznej samolotu.



## LITERATURA

- [1] ESDU (Engineering Sciences Data Units), Aerodynamics Sub-Series. Royal Aeronautical Society, 251-259 Regent Street, London W1R 7AD, England.
- [2] Goraj Z., Molicki W., Calculation of Lift Distribution on Canard Airplane by Use Vortex-Lattice Method. *Mech. Teor. Stos.*, 3-4, 28(1990), pp.416-432.
- [3] Katz J., Plotkin A., Low-Speed Aerodynamics, From Wing Theory to Panel Methods, McGraw-Hill, Inc., New York 1991.
- [4] Albano E., Rodden W.P.: A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distribution on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows. *AIAA Jour.*, Vol.7, No.2, pp.279-285, 1969, also Errata *AIAA J.* Vol.7, No.11, p.2192, 1969.
- [5] Goraj Z., Niestacjonarne teorie pneumatyka i płyta i ich zastosowanie do analizy shimmy samolotu. Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Seria Mechanika z.146, Warszawa 1991.
- [6] Fiecke D., Die Bestimmung der Flugzeugpolaren für Entwurfszwecke, I Teil: Unterlagen. Bericht nr.15, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V., Westdeutscher Verlag, Köln und Opladen 1956 (DVL).

Recenzent: Doc. dr hab Andrzej Buchacz.

Wpłynęło do Redakcji dnia 25. 10. 1992

## Abstract

Determination of neutral points of an aircraft stability have to be done with sufficient accuracy (the error should not be greater than 3 % - 5 %). In the paper neutral points are calculated using ESDU [1], DVL [6] and VLM [2,3,-4,5]. VLM is the most universal tool in neutral point searching because can be used for an arbitrary set of lifting surfaces. These surfaces are divided into superpanels (Fig.1) and next into panels. VLM gives pressure distribution (Fig.2), from which neutral point position can be easily evaluated. In table 1 results of many physical model are presented and compared. In few models the body is included into analysis (models 1-6, 13-15), in the others is excluded (models 7-12). It was found that decreasing of the body effective angle of attack to 70 % of its real value gives very good accordance of position of neutral point with the results obtained from ESDU or DVL. In the paper it is pointed that some parameters are especially important in neutral point determination. So, neutral point



position is very sensitive to downwash angle -(Fig.3) and to main wing lift gradient. Also, it can be emphasized that VLM gives opportunity to analyze an arbitrary set of lifting surfaces, independently on the wing shape, flaps and interference between the main and aft wings. Formula (8), traditionally used for calculating the shift of neutral point caused by the horizontal tailplane gives  $\Delta h_N = 33 \%$ , whereas models (11,12) give  $\Delta h_N = 31 \%$ . Formula (8) does not include the vertical tailplane position, so comparison between results from models (7,8) and from formula (8) leads to the errors (approximately 5 % of MAC).