

Zdobysław GORAJ, Jimoh PEDRO
Instytut Lotnictwa w Warszawie

MODELOWANIE WPŁYWU STRUMIENIA ZAŚMIGŁOWEGO NA POCHODNE AERODYNAMICZNE STATECZNOŚCI

Streszczenie: W pracy przedstawiono wpływ strumienia zaśmigłowego na pochodne aerodynamiczne stateczności. Zbadano efekty strumienia oddzielnie na płat i ustrzenie.

MODELLING OF THE PROPELLER SLIPSTREAM EFFECT ON STABILITY DERIVATIVES.

Summary: The effect of propeller slipstream on stability derivatives is presented. The changes of flow around main wing and horizontal tail were separately investigated.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СТРУИ ВИНТА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОИЗВОДНЫЕ

Резюме. В работе исследовано влияние струи винта на аэродинамические производные и продольную устойчивость самолета. Показано отдельно влияние струи на главное крыло и горизонтальное оперение.

i. WSTĘP

Podstawową funkcją zespołu napędowego jest pokonanie oporu aerodynamicznego, jednak jego położenie w stosunku do powierzchni nośnych wpływa na własności aerodynamiczne. Może nastąpić polepszenie lub pogorszenie stateczności samolotu w zależności od położenia zespołu napędowego. Ze wzrostem obciążenia skrzydeł należy się spodziewać coraz większego wpływu zespołu napędowego na stateczność samolotu. Wpływ zespołu napędowego na własności dynamiczne samolotu ujawnia się poprzez:

- a) ciąg śmigła (bezpośrednio),
- b) strumień zaśmigłowy (pośrednio).

W pracy będą rozpatrywane zmiany współczynników siły nośnej, oporu, momentu pochylającego (rys.1) oraz pochodnych aerodynamicznych stateczności poprzecznej, spowodowane strumieniem zaśmigłowym.

2. MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY

Samolot traktowano jako bryłę sztywną o sześciu stopniach swobody. Optyw jest quasi-ustalony, nielepki, podkrytyczny. Uwzględniono efekty ściśliwości zgodnie z zależnością Prandtla-Glauerta. W przepływie nie ma oderwań, zaburzenia prędkości są małe. Wpływ strumienia zaśmigłowego objawia się przez zmianę pola prędkości na płacie głównym oraz na usterzeniach. Powoduje to zmiany: rozkładu ciśnień, odchylenia strug za płatem i wzrost ciśnienia dynamicznego przy usterzeniu. Rozważono klasyczną konstrukcję ze śmigłem ciągnącym.

2.1. Wpływ strumienia zaśmigłowego na płat główny

Strumień zaśmigłowy zwiększa prędkość optywu na płacie i w konsekwencji siłę nośną. Wzrost współczynnika siły nośnej można obliczyć z empirycznego wzoru [7]:

$$\Delta C_{z_s} = \sum_{i=1}^n \left(\frac{S_{pi}}{S} \right) C_{z_s} \left[\frac{550 N_{ri}}{q V_A S_s} \right], \quad (1)$$

gdzie: S_{pi} - część powierzchni płata nośnego optywana strumieniem zaśmigłowym,
 $S_s = \pi D_s^2 / 4$ - powierzchnia opisywana przez śmigło,
 D_s - średnica śmigła,
 N_{ri} - moc rozporządzalna i-tego silnika,
 C_{z_s} - współczynnik siły nośnej płata głównego,
 n - liczba silników.

Można zauważyć, że wzrost współczynnika siły nośnej zmienia się z mocą rozporządzalną i powierzchnią płata objętą strumieniem zaśmigłowym.

2.2. Wpływ strumienia zaśmigłowego na usterzenie poziome

Będą uwzględnione następujące zjawiska:

- strumień zaśmigłowy zmienia kąt natarcia na płacie głównym i na usterzeniach, zmienia więc również moment pochylający od usterzenia,
- prędkość optywu zwiększa się.

Stosunek prędkości przy usterzeniu poziomym V_H do prędkości optywu niezaburzonego V_A można wyznaczyć ze wzoru [5,6,7,8]:

$$\eta_h = \left(\frac{V_H}{V_A} \right)^2 = \left(1 + \left(\frac{S_{hs}}{S_h} \right) \left(\frac{550 N_r}{q V_A S_s} \right) \right) \eta_{hT0}, \quad (2)$$

gdzie: η_h - współczynnik wzrostu prędkości w pobliżu usterzenia,
 S_{hs} - powierzchnia usterzenia poziomego optywana strumieniem zaśmigłowym,
 S_h - powierzchnia usterzenia poziomego,
 η_{hT0} - strata prędkości przy usterzeniu poziomym dla $N_r=0$.

Wzrost kąta odchylenia strug za płatem, ϵ_s , jest funkcją siły prostopadłej do osi obrotu śmigła, powstającej na skutek skośnego odmuchiwania śmigła oraz bezwymiarowego

współczynnika ciągu C_s :

$$P_s = \frac{N_r \eta_p}{V_A} \quad (3)$$

$$C_s = \frac{P_s}{\rho V_A^2 D_s^2}$$

gdzie: P_s - ciąg rozporządzalny,
 η_p - sprawność zespołu napędowego.

Pochodną kąta odchylenia strug za płatem można wyznaczyć korzystając z danych uzyskanych na podstawie doświadczeń nad serią śmigieł. Wynika z nich następująca zależność [2,5,6,9]:

$$\frac{d\epsilon_s}{d\alpha} = k_1 + k_2 N_s \left(\frac{\partial C_s}{\partial \alpha}\right)_{C_s=0} f(P_s) \quad (4)$$

Współczynniki k_1, k_2 są podane wykreślnie w funkcji C_s przez Ribnera [2,5].
 W wyniku aproksymacji wielomianami drugiego rzędu otrzymano:

$$k_1 = 0.006 + 0.45 C_s - 0.1 C_s^2 \quad (5)$$

$$k_2 = 0.249714 - 0.0128571 C_s - 0.00857 C_s^2$$

Pochodna współczynnika siły prostopadłej do osi obrotu śmigła względem kąta natarcia linii działania ciągu, może być otrzymana z następującego wzoru [6,8,9]:

$$\frac{\partial C_{z_s}}{\partial \alpha} = -3.661 \cdot 10^{-6} + 0.001 J - 0.00021 J^2 - 1.735 \cdot 10^{-5} J^3 \quad (6)$$

gdzie: $J = V/nD_s$ - posuw względny.

$f(P_s)$ - współczynnik uwzględniający wpływ pracy śmigła na pochodną kąta odchylenia strug za płatem względem kąta natarcia wynosi:

$$f(P_s) = 1 + 0.73 C_s - 0.1464 C_s^2 \quad (7)$$

Pochodna współczynnika siły nośnej samolotu względem kąta natarcia po uwzględnieniu wpływu strumienia zaśmigłowego przybiera następującą postać:

$$\frac{dC_z}{d\alpha} = \frac{dC_{z_k}}{d\alpha} \eta_s + \frac{dC_{z_h}}{d\alpha} \eta_h \left(\frac{S_h}{S}\right) \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} - \frac{d\epsilon_s}{d\alpha}\right) \quad (8)$$

gdzie: $dC_{z_k}/d\alpha$ - gradient siły nośnej płata, $dC_{z_h}/d\alpha$ - gradient siły nośnej usterzenia.

η_s - współczynnik wzrostu prędkości opływu na płacie:

$$\eta_s = \left(\frac{V_s^2}{V_A^2} \right) = \left(1 + \left(\frac{S_{p_i}}{S} \right) \left(\frac{550 N_r}{q V_A S_s} \right) \right), \quad (9)$$

przy czym V_s - prędkość opływu na płacie.

Gradient współczynnika momentu pochylającego od usterzenia wynosi:

$$\frac{dC_{m_H}}{dC_z} = - \frac{a_1}{a} \frac{S_h x_H}{S c} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} - \frac{d\epsilon_s}{d\alpha} \right) \eta_h - C_{zH} \frac{S_h x_H}{S c} \frac{d\eta_h}{dC_z}, \quad (10)$$

gdzie:

$$C_{zH} = a_1 (\alpha - \epsilon - \epsilon_s - \alpha_z + \alpha_{zH}) + a_2 \delta_H. \quad (11)$$

Pierwszy składnik w (10) uwzględnia jednocześnie wpływ wzrostu ciśnienia dynamicznego η_h oraz dodatkowego kąta odchylenia strug za płatem. Wpływy te są przeciwstawne, ponieważ $d\epsilon_s/d\alpha$ zmniejsza efektywny kąt natarcia przy usterzeniu, a η_h zwiększa efektywność usterzenia.

Drugi składnik opisuje zmiany prędkości strumienia zaśmigłowego w pobliżu usterzenia. Pochodna $d\eta_h/dC_z$ jest dodatnia i zmienia się z C_s . Dla dodatnich C_{zH} drugi składnik stabilizuje samolot.

Miarą stateczności podłużnej jest pochodna dC_m/dC_z . Pochodna ta zależy od:

a) ciągu silnika:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_P = \sum_{i=1}^n \frac{dC_{s_i}}{dC_z} \frac{2D_{p_i}^2 z_{s_i}}{S c}, \quad (12)$$

gdzie: z_{s_i} jest odległością między linią działania ciągu a środkiem masy samolotu (dodatnia w dół),

$$\frac{dC_{s_i}}{dC_z} = \frac{3}{2} K_{T_i} \eta_{p_i} \sqrt{C_z}, \quad (13)$$

przy czym:

η_{p_i} - sprawność i-tego silnika,

$$K_{T_i} = \frac{550 N_{r_i} \sqrt{\rho}}{\left(\frac{2 m g}{S} \right)^{1.5} D_{p_i}^2}, \quad (14)$$

m - masa samolotu.

b) siły prostopadłej do osi obrotu śmigła:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_z}\right)_z = \frac{dC_{z_i}}{d\alpha} \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \frac{x_g S_z}{S c a} , \quad (15)$$

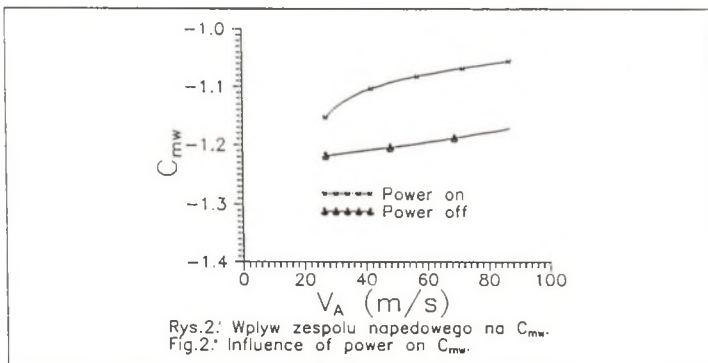
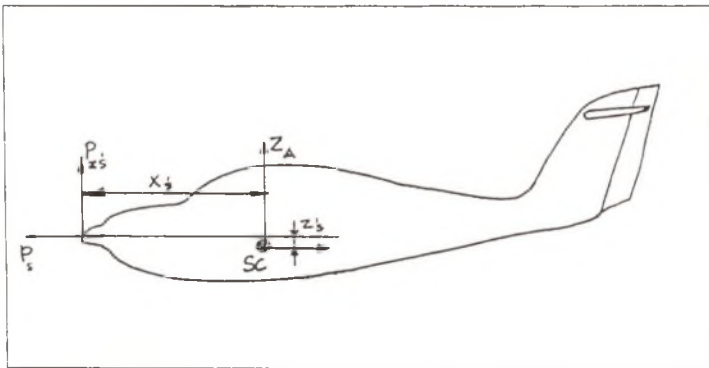
gdzie x_g jest odległością od płaszczyzny śmigła do środka masy samolotu.

3. WYNIKI OBLICZEŃ I WNIOSKI

Obliczenia wykonano dla samolotu szkolno-sportowego (I-23). W wyniku otrzymano pochodną C_{mw} (Rys.2). Z obliczeń wynika, że strumień zaśmigłowy pogarsza podłużną stateczność statyczną samolotu. Dominujący wpływ ma tutaj odchylenie strug za płatem, ponieważ pomimo zwiększenia się wartości współczynnika siły nośnej samolotu wywołanej strumieniem zaśmigłowym, nastąpił wzrost odchylenia strug.

Największy spadek stateczności wystąpił przy większych prędkościach lotu, jest to prawidłowa tendencja dla samolotów z usterzeniem poziomym w układzie T [1].

Autorzy zamierzają w przyszłości zbadać wpływ strumienia zaśmigłowego na stateczność boczną.



LITERATURA

- [1] Babister A.W.: Aircraft Stability and Control. Pergamon Press, New York 1980.
- [2] Fiszdon W.: Mechanika Lotu, Tom 1 i 2. PWN, Łódź-Warszawa 1961.
- [3] Goraj Z.: Obliczenia sterowności, równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym. Wydawnictwa PW, Warszawa 1984.
- [4] McCormick B.W.: Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics. John Wiley and Sons, 1979, New York.
- [5] Perkins C.D. and Hage R.E.: Airplane Performance, Stability and Control. John Wiley and Sons, 1949, New York.
- [6] Raymer D.P.: Aircraft Design;"A Conceptual Approach". AIAA Education Series, 1989.
- [7] Roskam J.: Airplane Design; Part VI; Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics. Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas 1990.
- [8] Seckel E.: Stability and Control of Airplanes and Helicopters. Academic, New York 1964.
- [9] Smetana F.O., Summey D.C. and Johnson W.D.: Riding and Handling Qualities of Light Aircraft - A Review and Analysis. Washington D.C., NASA CR1975, March 1972.
- [10] Stinton D.: The Design of the Aeroplane. BSP Professional Books, Melbourne 1983.
- [11] Torenbeek E.: Synthesis of Subsonic Airplane Design. Kluwer Boston inc., Hingham, Maine 1982.

Recenzent: Dr hab. inż. Andrzej Buchacz

Wpłynęło do redakcji w grudniu 1993r.

Abstract

Modelling of the effect of propeller slipstream on stability derivatives is presented. Its individual effects on respective lifting surfaces are considered. It was observed that propeller slipstream effect manifests itself through the increase of dynamic pressure and downwash angle around the horizontal stabilizer. The modelling of the effect of propeller slipstream was conducted, based on some experimental data collected by various researchers [1,2,5,7,8,9]. Some numerical calculations were carried out for a light training aircraft (I-23). The results obtained confirmed that, the effects of propeller slipstream generally reduce the static stability, even though there is an increase of lift coefficient of the aircraft. The dominating effect comes from the increase in the downwash angle around the horizontal stabilizer. Also it could be noticed that the decrease in static stability is accompanied by an increase in the drag coefficient of the aircraft. For the tested aircraft the greatest loss of static stability took place at higher flight speed. This is an appropriate tendency for aircrafts with T horizontal stabilizer.

It is the intention of the Authors to continue research works investigating the effect of propeller slipstream on lateral stability.