

NUMERYCZNE I ORGANIZACYJNE ASPEKTY OBLICZEŃ STATECZNOŚCI SAMOLOTU*

ZDOBYSŁAW GORAJ (WARSZAWA)

1. Wstęp

Uzyskanie świadectwa typu (certyfikatu) dla statku powietrznego wymaga dowodu, że wybrane własności statyczne i dynamiczne owego statku są zgodne z przepisami obowiązującymi w danym kraju. Dowód zgodności może być przeprowadzony albo w próbach naziemnych i w próbach w locie prototypu, albo łącznie w oparciu o próby i obliczenia numeryczne. Ponieważ obliczenia numeryczne są zwykle dużo tańsze niż badania eksperymentalne, a ponadto mogą być przeprowadzane już na etapie projektu wstępnego, więc zwykle udział obliczeń w dowodzie zgodności z przepisami jest znaczny. Przyjrzyjmy się przepisom w zakresie stateczności dynamicznej na przykładzie przepisów amerykańskich — FAR-ów [1]. Odnośnie stateczności bocznej dla samolotów kategorii normalnej, użytkowej i akrobacyjnej przepisy te mówią: „Wszelkie złożone wahania boczno-kierunkowe (holendrowanie) pojawiające się pomiędzy prędkością przeciągnięcia a maksymalną dopuszczalną prędkością właściwą dla konfiguracji samolotu muszą być tłumione do 1/10 amplitudy w 7 cyklach przy zasadniczych sterownicach puszczonej i trzymanyj”. Każdy statek powietrzny jest przewidziany do użytkowania w kilku konfiguracjach masowych, w kilku konfiguracjach aerodynamicznych, często z różnymi wersjami silnika. Ponadto sam lot może się odbywać w różnych warunkach i mieć rozmaite fazy, jak np.: wznoszenie, lot poziomy, zakręt, nurkowanie, lot z bocznym opływem. Zdarza się również często, że na etapie projektu wstępnego rozważa się różne wersje geometryczne i masowe, takie jak różne wydłużenia płata, różne konfiguracje płat-kadłub, różne wyważenia itp. Ze wszystkich powyższych uwag wynika, że obliczenia muszą być tanie. Oznacza to, że zbiór danych wejściowych powinien być minimalny, pole pamięci zarezerwowane przy egzekucji programu powinno być jak najwęższe, same zaś obliczenia powinny być jak najszybsze, co należy rozumieć, że liczba wykonywanych operacji powinna być zminimalizowana. W dalszym ciągu pracy nie będziemy zajmować się szczegółami dotyczącymi minimalizacji danych wejściowych i minimalizacji pola pamięci. Wspomnimy tylko, że celowy jest po-

* Fragmenty pracy były referowane na I Ogólnopolskiej Konferencji pt.: „Mechanika w Lotnictwie”, Warszawa 1984.01.19.

dział danych wejściowych na dane zmienne i dane stałe. Zbiór danych zmiennych powinien być minimalny, jednakże liczebność tego zbioru zależy od tego, czy np. zamierzamy modyfikować geometrię samolotu, czy też tylko warunki zewnętrzne i wyważenie. W odniesieniu do zmniejszenia pola pamięci wspomnimy, że celowe jest wielokrotne wykorzystywanie tablic roboczych, zmiennych pomocniczych oraz zastosowanie segmentacji programu. Szerzej omówimy natomiast zagadnienie szybkości obliczeń oraz wiążące się z tym aspekty organizacyjne i numeryczne.

W związku z tym sformułujemy trzy tezy:

T_1 : Obliczenia są tańsze, gdy równania ruchu „związane są” z punktem stałym na samolocie.

T_2 : Obliczenia są tańsze, gdy równania ruchu są zapisane w opływowym układzie współrzędnych.

T_3 : Przy modyfikacji konstrukcji pomocne są tzw. diagramy stateczności.

2. Dynamiczne równania ruchu samolotu związane z punktem stałym

Równania ruchu wyprowadzone w układzie współrzędnych związanych ze środkiem masy samolotu mają wprawdzie najprostszą postać, gdyż dla środka masy momenty statyczne są równe zeru, jednakże wykonanie obliczeń dla różnych położenia środków masy pociąga za sobą zmiany wielu danych wejściowych — geometrycznych i aerodynamicznych, niezależnych bezpośrednio od położenia środka masy. Dlatego wygodniej jest związać przyjęty układ współrzędnych z punktem stałym na samolocie. Punkt stały może być wybrany dowolnie. Wygodnie jest za punkt stały przyjąć 1/4 średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła (1/4 SCA). W bliskim sąsiedztwie 1/4 SCA znajduje się środek aerodynamiczny płata, co gwarantuje, że nachylenie krzywej dc_{mbh}/dc_2 jest niezbyt duże. W przypadku gdy obliczenia będą przeprowadzone również dla zmiennych wydłużeń i różnych zbieżności płata, wygodnie jest za punkt stały obrać np. 1/4 cięciwy przykadłubowej płata. Natomiast gdy w obliczeniach będzie zmieniane położenie płata względem kadłuba, to jako punkt stały można przyjąć dowolny punkt związany z kadłubem.

Dynamiczne równania ruchu samolotu mogą być wyprowadzone z uogólnionych równań zmiany pędu i krętu [2] dla bryły sztywnej w postaci:

$$\frac{d}{dt} m(\mathbf{V}_A + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{AC}) = \mathbf{F} + m\mathbf{g} + \mathbf{P}_s, \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt} (\mathbf{J}_A \boldsymbol{\Omega}) + \mathbf{AC} \times \frac{d\mathbf{V}_A}{dt} = \mathbf{AC} \times m\mathbf{g} + \mathbf{M}_A + \mathbf{M}_A^P,$$

gdzie \mathbf{V}_A — prędkość bieguna A (czyli wybranego dowolnie punktu stałego), $\boldsymbol{\Omega}$ — prędkość kątowna samolotu, \mathbf{AC} — wektor wyznaczający położenie środka masy samolotu względem bieguna A , \mathbf{F} — wektor główny sił aerodynamicznych, \mathbf{P}_s — ciąg zespołu napędowego, \mathbf{J}_A — pseudotensor macierzy bezwładności związany z biegunem A , \mathbf{M}_A — moment główny wszystkich sił aerodynamicznych obliczony względem bieguna A , \mathbf{M}_A^P — moment ciągu zespołu napędowego obliczony względem bieguna A .

Równania ruchu mogą być również wyprowadzone z równań Boltzmann-Hamela [3]. W takim przypadku za współrzędne uogólnione należy przyjąć położenie punktu

stałego w inercyjnym układzie odniesienia oraz położenie kątowe bryły samolotu, a za quasi-współrzędne należy przyjąć prędkości liniowe punktu stałego i prędkości kątowe bryły samolotu.

Porównanie szybkości obliczeń przeprowadzimy w przypadku, gdy:

A) równania związane są z punktem stałym (czyli z punktem A)

C) równania związane są ze środkiem masy (czyli z punktem C).

W przypadku A zbiorem zmiennych przeliczanych wraz ze zmianą wyważenia jest 9 elementów, a mianowicie: $x_c, y_c, z_c, J_x, J_y, J_z, J_{xy}, J_{xz}, J_{yz}$. W przypadku C przeliczeniu podlega znacznie więcej zmiennych, a mianowicie: 1) elementy macierzy bezwładności (przy zmianie wyważenia nowe momenty bezwładności są albo zadawane, albo obliczane na podstawie znajomości zmiany położenia elementów samolotu); 2) ramiona usterzeń — l_H, z_H, l_v, z_v ; 3) współczynnik momentu pochylającego c_{mbh} ; 4) większość pochodnych aerodynamicznych — $X_q, Z_q, \dots, N_p, N_r$. Należy podkreślić, że przeliczanie pochodnych aerodynamicznych przy zmianie bieguna redukcji jest szczególnie czasochłonne [4]. Dla przykładu podamy wzór na transformację liniową pochodnej M_q przy zmianie bieguna o wektor $\{Dx, O, Dz\}$:

$$M'_q = M_q + Dx(Z_q + M_w) - Dz(X_q + M_u) + Dx^2 Z_w - Dx Dz(Z_u + X_w) + Dz^2 X_u.$$

3. Transformacja kątowa pochodnych aerodynamicznych

W rozważaniach zastosujemy trzy prawoskrętne, ortogonalne układy współrzędnych: Ax_i — samolotowy układ współrzędnych związany z punktem A ($1/4SCA$). Oś Ax_1 jest skierowana wzdłuż SCA do przodu samolotu, oś Ax_2 prostopadle do płaszczyzny symetrii samolotu na prawe skrzydło, oś Ax_3 w kierunku brzucha samolotu;

Ax_i' — prędkościowy układ współrzędnych powstały z Ax_i przez obrót wokół osi Ax_2 w jej ujemnym kierunku o kąt natarcia α ;

Ax_i'' — opływowy układ współrzędnych (w przypadku braku bocznego opływu nazywany również układem prędkościowym), powstały z Ax_i' przez obrót wokół osi Ax_3' w jej dodatnim kierunku o kąt bocznego opływu β_0 (rys. 1).

Wprowadzenie jednolitych oznaczeń:

$F_i F_i' F_i''$ dla współrzędnych siły i momentu,

$S_j S_j' S_j''$ dla wymiarowych przyrostów prędkości liniowych, kątowych i przyspieszenia liniowego \dot{w} ,

$s_j s_j' s_j''$ dla bezwymiarowych przyrostów prędkości liniowych, kątowych i przyspieszenia liniowego \dot{w} ,

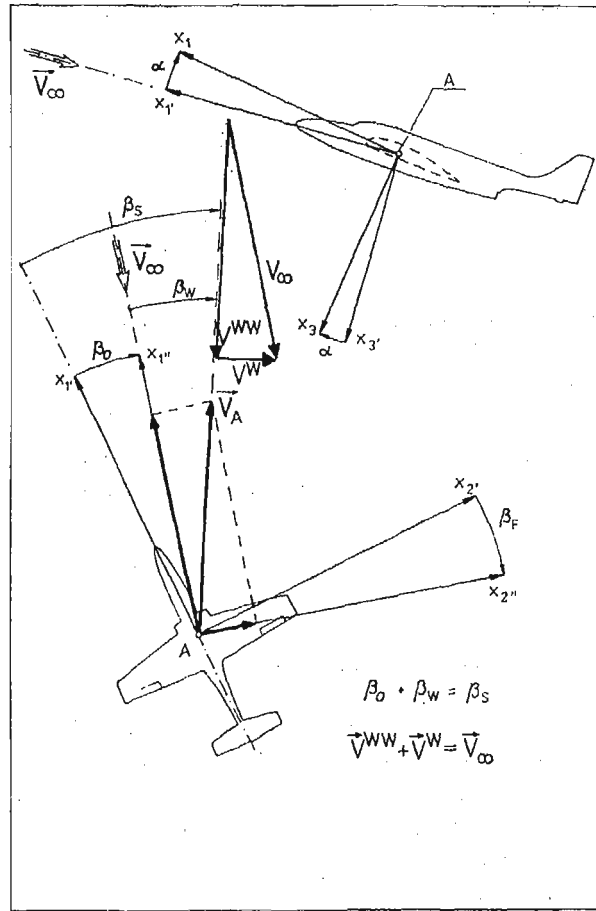
$l_i l_i' l_i''$ dla wymiaru charakterystycznego, odpowiadającego kolejnym równaniom sił i momentów oraz bezwymiarowym prędkościom liniowym i kątowym oraz przyspieszeniu \dot{w} ,

$C_i C_i' C_i''$ dla bezwymiarowych współczynników sił i momentów aerodynamicznych,

$c_{ij} c_{ij}' c_{ij}''$ dla pochodnych bezwymiarowych współczynników sił i momentów C_i względem bezwymiarowych przyrostów s_j prędkości liniowych, kątowych i przyspieszenia,

$F_{ij} F_{ij}' F_{ij}''$ dla wymiarowych pochodnych aerodynamicznych,

$p_{ij} p_{ij}' p_{ij}''$ dla bezwymiarowych pochodnych aerodynamicznych, umożliwi przeprze-



Rys. 1.

wadzenie wspólnych obliczeń i wspólnego dowodu o transformacji na przykładzie jednej z grup pochodnych aerodynamicznych, np. siły względem prędkości kątowej. Wprowadzone powyżej symbole oznaczają w zależności od wskaźnika i lub j następujące współrzędne (pierwotne definicje odnoszą się albo do układu samolotowego, jak np. l_i , albo do układu optywowego, jak np. C_i' , albo też równie dobrze do każdego układu współrzędnych):

$$\{F_i''\} = \{-P_x, P_y, -P_z, L, M, N\},$$

$$\{S_j''\} = \{u'', v'', w'', p'', q'', r'', \dot{w}''\},$$

$$\{s_j''\} = \left\{ \frac{u''}{V_A}, \frac{v''}{V_A}, \frac{w''}{V_A}, \frac{p''b}{V_A}, \frac{q''c_a}{V_A}, \frac{r''b}{V_A}, \frac{\dot{w}''c_a}{V_A^2} \right\} = \left\{ \frac{S_j'' l_j''}{V_A^{2-n}} \right\},$$

gdzie $n = 1$ dla $j'' = 1, 2, \dots, 6$ i $n = 0$ dla $j'' = 7$,

$$\{l_i\} = \{1, 1, 1, b, c_a, b, c_a\},$$

$$\{C_i''\} = \{-c_x, c_y, -c_z, c_l, c_m, c_n\},$$

$$\{c_{i''j''}\} = \left\{ \frac{\partial C_{i''}}{\partial \frac{S_{j''} l_{j''}}{V_A^{2-n}}} \right\},$$

$$\{F_{i''j''}\} = \left\{ \frac{\partial F_{i''}}{\partial S_{j''}} \right\},$$

gdzie $F_{i''} = 0,5 \rho V_A^2 S l_{i''} C_{i''}$,

$$\{p_{i''j''}\} = \left\{ \frac{\partial}{\partial S_{j''}} (0,5 \rho V_A^2 S l_{i''} C_{i''}) \frac{1}{0,5 \rho S V_A^n l_{i''} l_{j''}} \right\}.$$

Wymiarową pochodną aerodynamiczną zdefiniujemy następująco:

$$F_{i''j''} = \frac{\partial F_{i''}}{\partial S_{j''}} = \frac{\partial}{\partial S_{j''}} (0,5 \rho V_A^2 S l_{i''} C_{i''}), \quad (2)$$

gdzie

$$l_{i''} = l_i \delta_{ii''} (\delta_{ii''} \text{ jest Deltą Kroneckera}),$$

$$V_A^2 = \sum_{k''=1}^3 (U_{k''} + u_{k''})^2 \text{ przy czym na podstawie rys. 1 mamy:} \quad (3)$$

$$U_{1''} = V_A \cos \beta_w, \quad U_{2''} = V_A \sin \beta_w, \quad U_{3''} = 0. \quad (4)$$

Różniczkując (3) względem $S_{j''}$ otrzymujemy:

$$\frac{\partial V_A^2}{\partial S_{j''}} = 2(U_{j''} + u_{j''}) \approx 2U_{j''},$$

co przy uwzględnieniu (4) daje

$$\frac{\partial V_A^2}{\partial S_{1''}} = 2V_A \cos \beta_w, \quad \frac{\partial V_A^2}{\partial S_{2''}} = 2V_A \sin \beta_w, \quad \frac{\partial V_A^2}{\partial S_{j''}} = 0 \quad \text{dla } j'' = 3, 4, \dots, 7. \quad (5)$$

Pochodne bezwymiarowych współczynników $C_{i''}$ obliczymy następująco:

$$C_{i''j''} = \frac{\partial C_{i''}}{\partial S_{j''}} = \frac{\partial C_{i''}}{\partial \left(\frac{S_{j''} l_{j''}}{V_A^{2-n}} \right)} \frac{l_{j''}}{V_A^{2-n}} = c_{i''j''} \frac{l_{j''}}{V_A^{2-n}}. \quad (6)$$

Bezwymiarowe pochodne aerodynamiczne $p_{i''j''}$ są równe:

$$p_{i''j''} = \frac{\partial}{\partial S_{j''}} (0,5 \rho V_A^2 S l_{i''} C_{i''}) \frac{1}{0,5 \rho S V_A^n l_{i''} l_{j''}} =$$

$$= \frac{\rho S U_{j''} l_{i''} C_{i''}}{0,5 \rho S V_A^n l_{i''} l_{j''}} + \frac{0,5 \rho V_A^2 S l_{i''} c_{i''j''} \frac{l_{j''}}{V_A^{2-n}}}{0,5 \rho V_A^n S l_{i''} l_{j''}}, \quad (7)$$

po uwzględnieniu zaś (5) przybiorą postać

$$p_{i''j''} = 2C_{i''} f_{j''} + c_{i''j''}, \quad (8)$$

gdzie

$$f_1'' = \cos \beta_w, \quad f_2'' = \sin \beta_w, \quad f_3'' = f_4'' = \dots = 0 \quad (9)$$

Wzór (8) definiujący bezwymiarowe pochodne aerodynamiczne zapiszemy w postaci:

$$p_{i''j''} = 2C_{i''}f_{j''} + c_{i''j''} \quad \text{dla } j'' = 1, 2 \text{ oraz} \quad (10)$$

$$p_{i''j''} = c_{i''j''} = \frac{\partial C_{i''}}{\partial \frac{S_{j''}l_{j''}}{V_A^{2-n}}} \quad \text{dla } j'' = 3, 4, 5, 6, 7. \quad (11)$$

Macierze transformacji T^{SP} z układu samolotowego do prędkościowego, T^{PO} z układu prędkościowego do opływowego i $T^{SO} = T^{PO}T^{SP}$ z układu samolotowego do prędkościowego są następujące:

$$T^{SP} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix}, \quad T^{PO} = \begin{bmatrix} \cos \beta_0 & \sin \beta_0 & 0 \\ -\sin \beta_0 & \cos \beta_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Współrzędne C_i dowolnego wektora \mathbf{C} w układzie samolotowym Ax_i mogą być obliczone, jeśli znane są współrzędne $C_{i''}$ tego wektora w układzie opływowym. Mamy

$$C_{i''} = T_{i''i}^{SO} C_i,$$

skąd, biorąc pod uwagę ortogonalność macierzy T^{SP} , T^{PO} , T^{SO} wynika

$$T_{i''k}^{SO} C_{i''} = T_{i''k}^{SO} T_{i''i}^{SO} C_i = \delta_{ki} C_i = C_k,$$

co jest równoznaczne z

$$C_k = T_{i''k}^{SO} C_{i''}. \quad (12)$$

Transformacja wymiarowych pochodnych aerodynamicznych może być przeprowadzona następująco:

$$F_{ij} = \frac{\partial F_i}{\partial S_j} = \frac{\partial F_i}{\partial F_{i''}} \frac{\partial F_{i''}}{\partial S_j} = \frac{\partial F_i}{\partial F_{i''}} \frac{\partial F_{i''}}{\partial S_{j''}} \frac{\partial S_{j''}}{\partial S_j}. \quad (13)$$

Z równania (12) wynikają związki:

$$\frac{\partial F_i}{\partial F_{i''}} = T_{i''i}^{SO}, \quad \frac{\partial S_{j''}}{\partial S_j} = T_{j''j}^{SO}, \quad (14)$$

z pomocą których (13) przepisujemy w postaci

$$F_{ij} = T_{i''i}^{SO} T_{j''j}^{SO} F_{i''j''}. \quad (15)$$

Równania (15) przedstawiają zasadę transformacji wymiarowych pochodnych aerodynamicznych. Jest to transformacja tensorowa [4, 5]. Jednakże jeżeli weźmiemy pod uwagę, że równania (15) uwzględniają tylko transformację kątową bez transformacji liniowej, to dojdziemy do wniosku, że tylko pochodna wektora głównego sił aerodynamicznych względem wektora prędkości liniowej, $\partial \mathbf{F} / \partial \mathbf{V}_A$, jest tensorem. Pozostałe pochodne, a więc $\partial \mathbf{F} / \partial \Omega$, $\partial \mathbf{F} / \partial \dot{\mathbf{V}}_A$, $\partial \mathbf{M}_A / \partial \mathbf{V}_A$, $\partial \mathbf{M}_A / \partial \Omega$, $\partial \mathbf{M}_A / \partial \dot{\mathbf{V}}_A$, są pseudotensorem (tzn. transformują się tensorowo tylko przy obrotach, natomiast transformacja liniowa nie ma charakteru tensorowego).

Transformacja współrzędnych dowolnego punktu z układu samolotowego Ax_i do układu opływowego $Ax_{i''}$ może być przeprowadzona następująco:

$$x_{i''} = T_{i''i}^{SO} x_i,$$

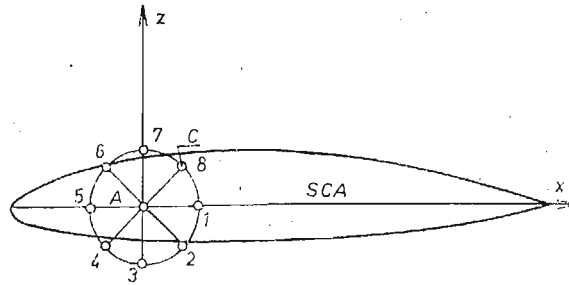
skąd wynika, że transformacja pseudotensora bezwładności ma postać:

$$J_{i''j''} = \int T_{i''i}^{SO} x_i T_{j''j}^{SO} x_j dm = T_{i''i}^{SO} T_{j''j}^{SO} J_{ij}. \quad (16)$$

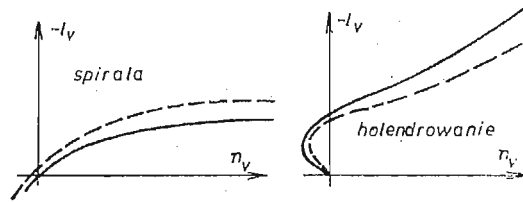
Rozważmy zagadnienie obliczania wartości własnych i postaci drgań samolotu przy wielu różnych prędkościach lotu i różnych kątach bocznego opływu. Założymy przy tym, że pochodne aerodynamiczne są znane w układzie opływowym. Założenie to jest w większości przypadków spełnione. W przypadku pomiarów pochodnych aerodynamicznych w tunelu składowe siły i momentów mierzone są właśnie wzdłuż osi związanych z opływem. Podobnie jest w przypadku, gdy pochodne są oszacowywane na podstawie metod teoretycznych [4]. W przypadku zapisania równań ruchu w układzie samolotowym należy w każdym kroku obliczeniowym dokonywać transformacji współrzędnych sześciu pseudotensorów pochodnych aerodynamicznych. W zapisie skalarnym sprowadzi się to do transformacji 54 pochodnych aerodynamicznych (pod warunkiem, że istnieją również tzw. pochodne skrośne). W tym przypadku nie podlegają transformacji współrzędne pseudotensora bezwładności oraz współrzędne środka masy. Natomiast w przypadku gdy równania ruchu zapisane są w układzie opływowym, pochodne aerodynamiczne nie podlegają transformacji, należy zaś transformować współrzędne pseudotensora bezwładności (6 współrzędnych) i 3 współrzędne środka masy x_c , y_c , z_c . Tak więc obliczenia stateczności w układzie opływowym są szybsze (wykonuje się mniejszą liczbę operacji), a więc i tańsze. Nawet w przypadku gdy pominiemy pochodne aerodynamiczne skrośne oraz pochodne względem przyspieszeń, to i tak pozostanie do transformacji 18 pochodnych aerodynamicznych, co w każdym przypadku przemawia na korzyść układu opływowego.

4. Diagramy stateczności

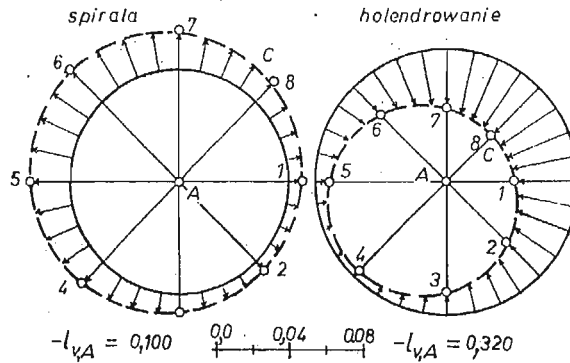
Przy modyfikacji konstrukcji często napotyka się na sprzeczne cele. I tak np. zwiększenie usterzenia pionowego „poprawia stateczność” holendrowania, pogarsza natomiast stateczność spirali (poprawę czy też pogorszenie stateczności rozumie się tutaj jako zmniejszenie lub zwiększenie czasu podwojenia amplitudy drgań). Wydaje się, że przy modyfikacji konstrukcji celowe byłoby zastosowanie teorii wrażliwości. Jednakże nawet małe zmiany konstrukcyjne mogą spowodować duże zmiany w opływie, a w związku z tym spore zmiany pochodnych aerodynamicznych. Nieliniowa wersja teorii wrażliwości jest zbyt kłopotliwa w zastosowaniach i trudno byłoby przekonać do niej konstruktorów samolotu. Klasyczna metoda obliczeń stateczności również wydaje się niecelowa, gdyż liczba wariantów ze względu na możliwe zmiany geometrii jest bardzo duża. Okazuje się, że bardzo wygodną metodą jest w tym przypadku sporządzenie diagramów stateczności. Dynamiczne równania ruchu, oddzielnie dla modelu symetrycznego i antysymetrycznego, mogą być sprowadzone do równań algebraicznych IV stopnia. Obliczenie pierwiastków takiego równania może być wykonane nawet na kalkulatorze kieszonkowym. Typowe diagramy stateczności przedstawione są w [4, 6]. W niniejszej pracy zamieszczono wyniki obliczeń granic obszarów stateczności samolotu TS-11 przy zmianie wyważenia. Założono, że zmiana wyważenia odbywa się w wyniku wędrówki środka masy po okręgu o promieniu równym 10% SCA , którego środek znajduje się w $\frac{1}{4} SCA$ (rys. 2). Zmianie położenia środka masy towarzyszy



Rys. 2.



Rys. 3.



Rys. 4.

zmiana momentów bezwładności samolotu. Przyjęto założenie, że we wszystkich konfiguracjach momenty bezwładności względem środka masy i układu osi równoległych do układu samolotowego są takie same, czyli że $J_{x,C} = \text{const}$, $J_{z,C} = \text{const}$, $J_{xz,C} = \text{const}$. Oznacza to, że momenty bezwładności odniesione do $\frac{1}{4}$ SCA (a więc do punktu stałego) mogą być obliczone następująco:

$$J_{x,A} = J_{x,C} + mz_c^2, \quad J_{z,A} = J_{z,C} + mx_c^2, \quad J_{xz,A} = J_{xz,C} + mx_c z_c,$$

gdzie indeks A oznacza $\frac{1}{4}$ SCA, indeks zaś C oznacza środek masy.

Na podstawie obliczeń stwierdzono, że najkorzystniejsza sytuacja ze względu na stateczność spirali i holendrowania jest wtedy, gdy środek masy znajduje się w $\frac{1}{4}$ SCA. Przemieszczenie środka masy poza $\frac{1}{4}$ SCA podnosi granicę stateczności spirali i obniża granicę stateczności holendrowania (rys. 3). Zmiany granic stateczności w funkcji położenia

środku masy samolotu przedstawiono na rys. 4. Linie ciągłe oznaczają wartość pochodnej aerodynamicznej ($-l_v$) na granicy stateczności spirali i holendrowania przy środku masy położonym w $\frac{1}{4}$ SCA. Linie przerywane oznaczają odpowiednie granice przy niezmięnionej pochodnej n_v , w funkcji położenia środka masy. Z rysunku 4 widać, że ze względu na spiralę najkorzystniejszą konfiguracją jest górnopłat z wyważeniem tylnym, ze względu zaś na holendrowanie — górnopłat z wyważeniem przednim (środek masy znajduje się zwykle w pobliżu osi kadłuba, więc ujemne z_c odpowiada konfiguracji górnopłata). Na zakończenie należy podkreślić, że wymagania co do stateczności samolotu są zwykle spełniane przez konstruktora dopiero w dalszej kolejności, np. po zagwarantowaniu dobrych osiągnięć, prostoty konstrukcji czy wreszcie taniej eksploatacji. Są to często sprzeczne ze sobą cele i sprzeczne również z wymogami stateczności. Jednakże konstruktor powinien być świadomy, jakie zmiany mogą powstać ze względu na stateczność samolotu po zmianie wyważenia czy też innych parametrów.

5. Podsumowanie

W pracy przedyskutowano różne aspekty wiążące się z organizacją i metodyką obliczeń stateczności samolotu. Wykazano, że ze względu na szybkość, a więc i koszty obliczeń numerycznych celowe jest związanie równań ruchu z punktem stałym na samolocie oraz zapisanie tychże równań w opływowym układzie współrzędnych (pod warunkiem, że pochodne aerodynamiczne znane są też dla układu opływowego). W pracy wskazano również na korzyści wynikające z zastosowania zapomnianych już dziś i rzadko stosowanych diagramów stateczności. Diagramy stateczności, w odróżnieniu od nieliniowej teorii wrażliwości, są bardzo łatwe do otrzymania i mogą być cenną pomocą dla konstruktora samolotu przy modyfikacji i ustalaniu właściwego kierunku zmian.

Literatura

1. FAR-23, Vol. III, part 23. *Federal Aviation Administration, Department of Transport.*, Washington 1965 (with Amendments of 23.10.1972).
2. Z. GORAJ, *Comparison between Analytical and Vectorial Methods of the Synthesis of Equations of Motion*. Proc. Instn. Mech. Engrs, Vol 197C, 99/83 IMechE, December pp. 265 - 274, 1983.
3. J. MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*. Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Mechanika z. 32, Warszawa 1975.
4. Z. GORAJ, *Obliczenia sterowności, równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym*, preskrypt wydany przez Zakłady Graficzne Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1984.
5. Z. GORAJ, *Tensory pochodnych aerodynamicznych i ich rola w modelowaniu własności dynamicznych samolotu*, Materiały XX Sympozjonu „Modelowanie w Mechanice”, Gliwice—Wisła 1981, Wydawnictwa Politechniki Śląskiej w Gliwicach, str. 166 - 178, 1981.
6. A. W. BABISTER, *Aircraft Dynamics, Stability and Response*, Pergamon Press, Oxford, New York 1980.

Резюме

ЧИСЛЕННЫЕ И ОРГАНИЗАЦИОННЫЕ АСПЕКТЫ ВЫЧИСЛЕНИЙ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА

В работе рассматриваются различные аспекты вычислений устойчивости самолёта. Доказано, что с точки зрения времени и цены вычислений целесообразно связать уравнения движения с постоянной точкой самолёта, а также вычертить проекцию этих уравнений на координатную систему, связанную с вектором скорости невозмущённого обтекания. В работе указано тоже достоинства диаграмм устойчивости при модификации конструкции.

Summary

NUMERICAL AND ORGANIZATIONAL SIDES TO THE COMPUTING OF STABILITY OF AN AIRCRAFT

In the paper many sides to the computing of stability are considered. It is shown that from point of view of the time and the cost of computations it is advisable to join the equations of motion with a „fixed point“ of the aircraft. Also it is advisable to project these equations on the stability axes (i.e. axes, which are connected with the vector of undisturbed flow). An advantage of usage of the stability diagrams in the design modification is mentioned.

Praca została złożona w Redakcji 12 kwietnia 1985 roku