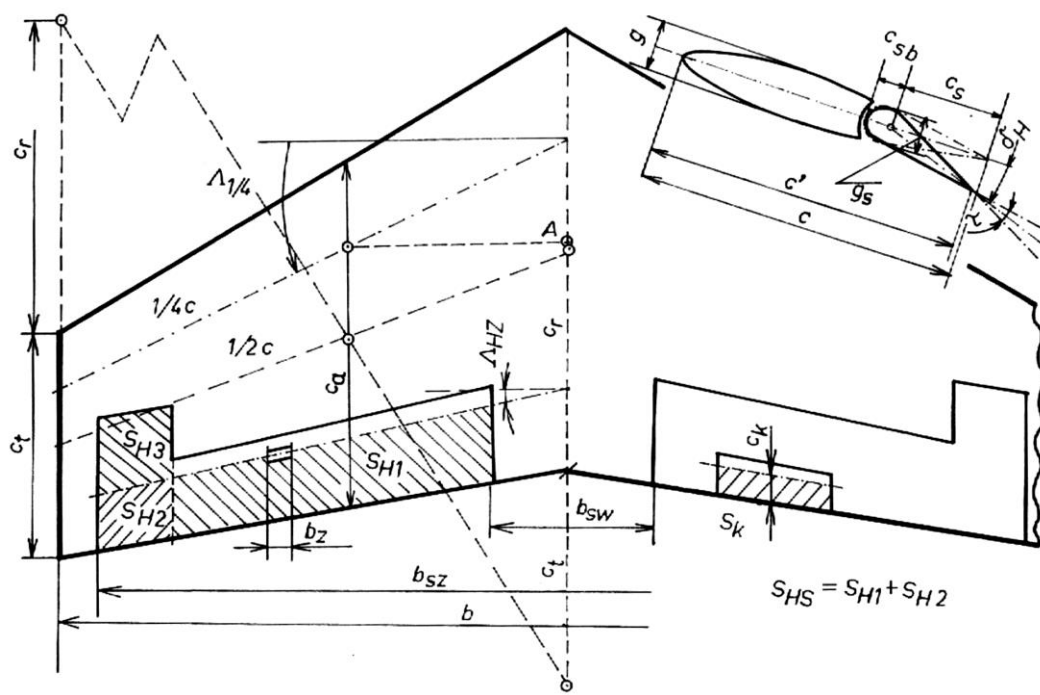


Projekt 6 – Usterzenie poziome - stateczność i sterowność

Projekt zatytułowany „Usterzenie poziome - stateczność i sterowność” obejmuje następujące etapy:

- wyznaczenie brakujących danych geometrycznych usterzenia poziomego i wykonanie rysunku usterzenia wg schematu pokazanego na Rys. 6.1.
- wyznaczenie brakujących charakterystyk aerodynamicznych:
 - współczynnika momentu pochylającego samolotu bez usterzenia wysokości C_{mbh} w funkcji współczynnika siły nośnej;
 - pochodnych współczynnika siły nośnej na usterzeniu względem kąta natarcia a_1 oraz względem kąta wychylenia steru wysokości a_2 ;
 - pochodnych współczynnika momentu zawiasowego steru wysokości względem kąta natarcia b_1 oraz względem kąta wychylenia steru wysokości b_2 ;
- wyznaczenie położenia punktów neutralnych stateczności i sterowności;
- ocena wyważenia samolotu w oparciu o zadane zapasy stateczności i ewentualna korekta projektu;
- wyznaczenie gradientów sił i wychyleń steru wysokości.
- wyznaczenie kąta zaklinowania statecznika poziomego oraz kąta wychylenia steru wysokości potrzebnych do równowagi;

Obliczenia należy wykonać korzystając z raportów [ESDU](#) (Engineering Sciences Data Unit) Poniżej zostanie przedstawiona metodyka obliczeń z uwzględnieniem wykorzystania w/w raportów.



Rys. 6.1 – Schemat wymiarowania usterzenia poziomego

Dane geometryczne usterzenia

Wyznaczenie danych geometrycznych usterzenia poziomego można wykonać w następujący sposób:

- oszacować powierzchnię usterzenia na podstawie typowej, dla danego typu samolotu, wartości cechy objętościowej (można to zrobić w oparciu o [Pomoce do wymiarowania usterzeń](#)). Należy również przyjąć typowe wartości wydłużenia,
- wielkość steru wysokości szacujemy analizując inne samoloty w tej samej klasie, co projektowany; w przypadku usterzenia płytowego, należy oszacować wymiary klapki wyważającej,
- szczegółowe wymiary (Rys. 6.1) należy określić na podstawie danych statystycznych, konsultując je z prowadzącym projekt.

Uwaga: wyznaczone w tym punkcie dane geometryczne mogą nie spełniać kryteriów równowagi, stateczności, gradientów sił, itp. Po analizie przedstawionej poniżej należy skorygować geometrię tak, aby wszystkie kryteria były spełnione.

Moment pochylający samolotu

W celu wyznaczenia momentu pochylającego samolotu w konfiguracji bez usterzenia należy wyznaczyć brakujące charakterystyki momentu pochylającego pochodzące od kadłuba. Należy je obliczyć korzystając z raportu [A.08.01.07](#). Dalej postępować można zgodnie z opisem projektu Z Mechaniki Lotu II (Moment podłużny samolotu). Obliczenia należy wykonać dla jednego położenia środka ciężkości, przy założeniu, że środek ten znajduje się w punkcie 25% SCA. Wynikiem tej części powinien być wykres współczynnika momentu pochylającego w funkcji współczynnika siły nośnej.

Charakterystyki aerodynamiczne usterzenia poziomego

Charakterystyki usterzenia poziomego, w tym pochodne współczynnika zawiasowego należy wyznaczyć następująco:

1. Na podstawie [W.01.01.05](#) obliczyć gradient współczynnika siły nośnej $(a_1)_0$ profilu usterzenia wysokości. Przyjąć liczby Reynoldsa Re odpowiadającą prędkości przelotowej samolotu, Na podstawie [W.01.01.01](#) obliczyć gradient współczynnika siły nośnej, a_1 dla usterzenia wysokości.
2. Na podstawie [C.01.01.03](#) obliczyć gradient współczynnika siły nośnej dla profilu usterzenia wysokości z klapą, $(a_2)_0$. Na podstawie [C.01.01.06](#) obliczyć gradient współczynnika siły nośnej dla usterzenia o skończonym wydłużeniu i pełnej rozpiętości steru. Na podstawie [F.01.01.07](#) przeliczyć otrzymane a_2 ze steru o pełnej rozpiętości na ster o częściowej rozpiętości.
3. Na podstawie raportów ESDU (Data-Sheet DS.) wyznaczyć pochodne współczynników momentu zawiasowego względem kąta natarcia b_1 i kąta wychylenia steru wysokości b_2 . Można skorzystać z przykładu opisanego w raporcie [C.04.01.09](#). Należy sprawdzić ewentualne ograniczenia stosowalności raportów opisane w [C.04.01.00](#). Poniżej znajduje się spis raportów DS. dotyczących wyznaczenia momentów zawiasowych:

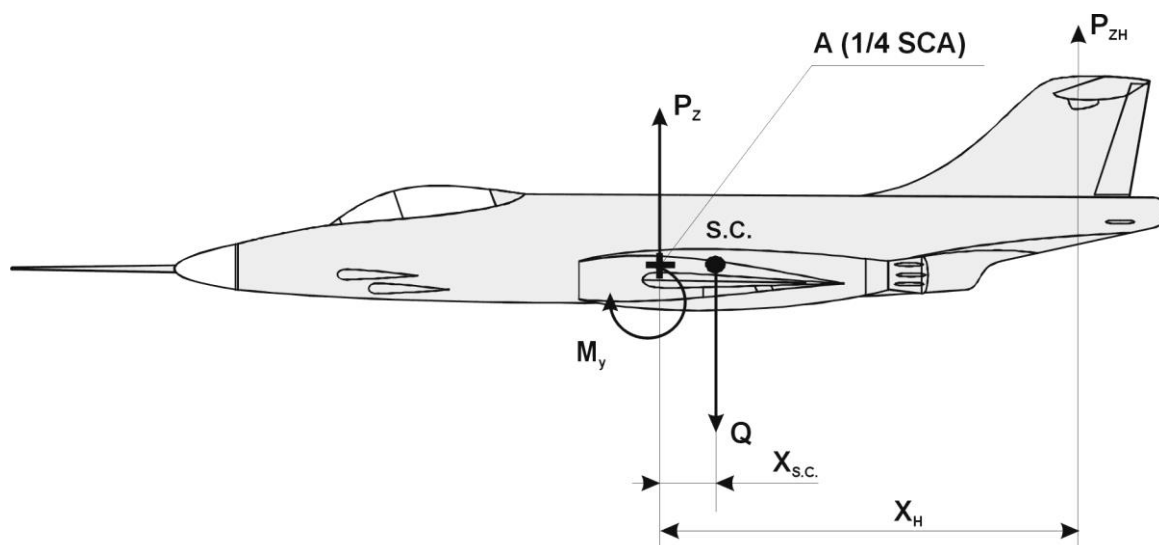
- [C.04.01.00](#) Informacja o wykorzystaniu raportów Data-Sheet w celu obliczenia współczynników momentu zawiasowego
- [C.04.01.01](#) Pochodna współczynnika momentu zawiasowego względem kąta natarcia w przepływie dwuwymiarowym nieściśliwym
- [C.04.01.02](#) Pochodna współczynnika momentu zawiasowego względem wychylenia steru w przepływie dwuwymiarowym, nieściśliwym
- [C.04.01.03](#) Wpływ odciążenia aerodynamicznego na współczynnik momentu nawiasowego profilu ze sterem
- [C.04.01.04](#) Wpływ odciążenia wewnętrznego (Irvinga) na współczynnik momentu zawiasowego w przepływie dwuwymiarowym
- [C.04.01.05](#) Współczynniki przeliczenia momentu zawiasowego na skończone wydłużenie
- [C.04.01.06](#) Przeliczenie współczynnika momentu zawiasowego na zmianę cięciwy steru odniesioną do cięciwy płata i zmianę profilu w funkcji rozpiętości steru
- [C.04.01.07](#) Wpływ odciążenia narożem na współczynniki momentu zawiasowego
- [C.04.01.08](#) Moment zawiasowy spowodowany wychyleniem klapki
- [C.04.01.09](#) Moment zawiasowy - przykład obliczeń steru z narożem i noskiem odciążonym aerodynamicznie

Wynikiem tej części powinny być wyznaczone wartości pochodnych współczynnika siły nośnej na usterzeniu względem kąta natarcia a_1 oraz względem kąta wychylenia steru wysokości a_2 , a także pochodne współczynnika zawiasowego względem kąta natarcia b_1 oraz względem kąta wychylenia steru wysokości b_2 . Należy również podać wielkości odniesienia dla w/w wielkości: powierzchnia usterzenia wysokości S_H , powierzchnia steru S_{SH} wysokości oraz średnia cięciwa steru wysokości c_{SH} .

Punkty neutralne stateczności

Punkt neutralny stateczności definiuje się jako punkt względem, którego współczynnik momentu pochylającego jest stały, tzn. jest spełniony warunek:

$$\frac{\partial C_{m,N}}{\partial C_Z} = 0 \quad (6.1)$$



Rys. 6.2 Uproszczony układ sił działających na samolot w locie

Równowagę momentów pochylających można zapisać równaniem:

$$\sum M_{SC} = M_Y + P_Z x_{SC} - P_{ZH} (x_H - x_{SC}) = 0 \quad (6.2)$$

Po rozwinięciu sił aerodynamicznych równanie (6.2) przybierze postać:

$$\sum M_{SC} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_a \left(C_{mbH} + C_Z \frac{x_{SC}}{C_a} - \frac{S_H}{S} \frac{V_H^2}{V^2} C_{ZH} \frac{x_H - x_{SC}}{C_a} \right) = 0 \quad (6.3)$$

Współczynniki siły nośnej na płacie i usterzeniu możemy zapisać w następujący sposób:

$$C_Z = a(\alpha - \alpha_0) \quad \text{gdzie: } a = \frac{\partial C_Z}{\partial \alpha} \quad (6.4)$$

$$C_{ZH} = a_1 \alpha_H + a_2 \delta_H + a_3 \delta_K, \quad (6.5)$$

gdzie:

δ_H – wychylenie steru wysokości,

δ_K – wychylenie klapki odciążającej steru wysokości,

a_1, a_2, a_3 – pochodne współczynnika siły nośnej na usterzeniu, odpowiednio względem kąta natarcia, wychylenie steru, wychylenia klapki.

Do wyznaczenia pochodnej momentu pochylającego względem współczynnika siły nośnej potrzeba pochodnej współczynnika siły nośnej na usterzeniu względem współczynnika siły nośnej na płacie. Można to zrobić wykorzystując zależności:

$$a_1 \alpha_H = a_1 (\alpha - \varepsilon) = a_1 \left(\alpha - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha - \varepsilon_0 \right) = a_1 \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \alpha - a_1 \varepsilon_0 \quad (6.6)$$

Ponieważ zakładamy, że ster (drażek) jest nieruchomy (trzymany) to możemy założyć, że kąt wychylenia steru wysokości i kąt wychylenia klapki są stałe. Pochodna współczynnika siły nośnej na usterzeniu przybierze wtedy postać:

$$\frac{\partial C_{ZH}}{\partial C_Z} = \frac{\frac{\partial C_{ZH}}{\partial \alpha}}{\frac{\partial C_Z}{\partial \alpha}} = \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (6.7)$$

Różniczkując obustronnie równanie (6.3) otrzymamy:

$$\frac{\partial C_{mSC}}{\partial C_Z} = \frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_Z} + \frac{x_{SC}}{C_a} - \frac{S_H}{S} \frac{V_H^2}{V^2} \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \frac{x_H - x_{SC}}{C_a} \quad (6.8)$$

Zakładając, że środek ciężkości jest punktem neutralnym możemy zapisać

$$\frac{\partial C_{mSC}}{\partial C_Z} = \frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_Z} + \frac{x_{SC}}{C_a} \left(1 + \frac{S_H}{S} \frac{V_H^2}{V^2} \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right) - \frac{S_H}{S} \frac{x_H}{C_a} \frac{V_H^2}{V^2} \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = 0$$

Położenie punktu neutralnego stateczności (względem punktu $A = \frac{1}{4} SCA$) z trzymany sterem będzie miało więc postać:

$$\bar{X}_N = \frac{X_N}{C_a} = \frac{-\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_Z} + \frac{S_H}{S} \frac{x_H}{C_a} \frac{V_H^2}{V^2} \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)}{1 + \frac{S_H}{S} \frac{V_H^2}{V^2} \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)} \quad (6.9)$$

Do wyznaczenia położenia punktu neutralnego stateczności z puszczonego sterem przyjmuje się założenie, że jest spełniona równowaga momentów zawiasowych steru wysokości:

$$b_1\alpha_H + b_2\delta_H + b_3\delta_K = 0 \quad (6.10)$$

gdzie:

b_1, b_2, b_3 – pochodne współczynnika momentu zawiasowego steru wysokości, odpowiednio względem kąta natarcia, wychylenie steru, wychylenia klapki

Wychylenie steru będzie więc równe:

$$\delta_H = \frac{-b_1\alpha_H - b_3\delta_K}{b_2} \quad (6.11)$$

a przyjmując, że kąt wychylenia klapki $\delta_K = 0$, otrzymamy kąt wychylenia steru:

$$\delta_H = \frac{-b_1\alpha_H}{b_2} \quad (6.12)$$

Stąd wykorzystując (6.5) otrzymamy wyrażenie na współczynnik siły nośnej na usterzeniu:

$$C_{ZH} = a_1\alpha_H + a_2 \frac{-b_1\alpha_H}{b_2} = a_1\alpha_H \left(1 - \frac{b_1 a_2}{b_2 a_1}\right) = a'_1\alpha_H \quad (6.13)$$

Podstawiając (6.13) do (6.3), różniczkując obustronnie otrzymane równanie i dokonując podobnych przekształceń jak dla przypadku z trzymany sterem wzór na położenie punktu neutralnego z puszczonego sterem będzie miał postać:

$$\bar{X}_{N'} = \frac{X_{N'}}{C_a} = \frac{-\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_Z} + \frac{S_H}{S} \frac{x_H}{C_a} \frac{V_H^2}{V^2} \frac{a'_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)}{1 + \frac{S_H}{S} \frac{V_H^2}{V^2} \frac{a'_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)} \quad (6.14)$$

gdzie:

$$a'_1 = a_1 \left(1 - \frac{a_2 b_1}{a_1 b_2}\right) \quad (6.15)$$

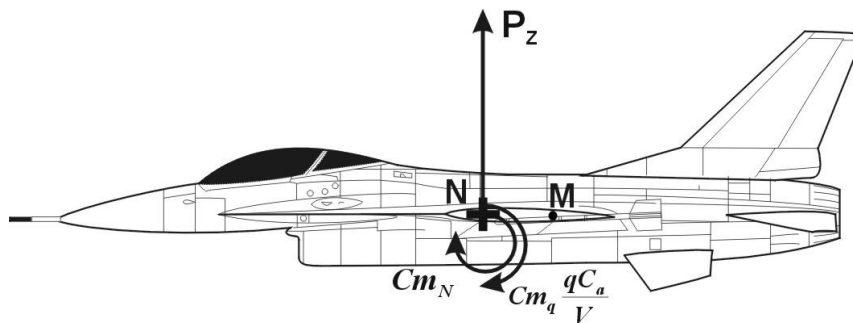
Wynikiem tej części powinny być wyznaczone położenia punktów neutralnych stateczności z trzymany i z puszczonego sterem. Należy pamiętać, że położenia wyznaczone przy pomocy wzorów (6.9) i (6.14) są liczone względem punktu $\frac{1}{4}$ średniej cięciwy aerodynamicznej. Dla układu średniopłata wielkości te są stałe, dla układów górno- i dolnopłata zmieniają się wraz z kątem natarcia. Należy rozpatrzyć najmniej korzystne, z punktu widzenia stateczności, przypadki.

Punkty neutralne sterowności

Punkt neutralny sterowności definiuje się jako punkt względem, którego współczynnik momentu pochylającego jest stały względem współczynnika obciążenia, tzn. jest spełniony warunek:

$$\frac{\partial C_{m,M}}{\partial n} = 0 \quad (6.16)$$

Przyjmijmy układ, w którym siły aerodynamiczne redukujemy do punktu neutralnego stateczności – Rys. 6.3



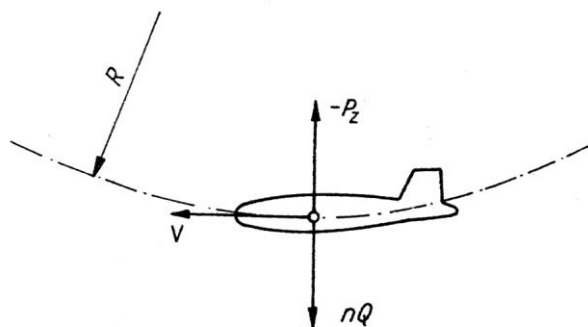
Rys. 6.3 – Układ sił zredukowany do punktu N (punktu neutralnego stateczności)

Przy założeniu, że samolot wykonuje lot po łuku z prędkością kątową pochylenia q , suma momentów pochyłających względem punktu M jest równa:

$$\sum M_M = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_a C_{m,N} + \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z (x_M - x_N) + \frac{1}{2} \rho S V^2 C_a C_{mq}^N \frac{q C_a}{V} \quad (6.17)$$

Pochodna współczynnika momentu pochyłającego względem, prędkości kątowej pochylenia zależy głównie od usterzenia wysokości i wynosi:

$$C_{mq,H}^N = - \left(\frac{x_H - x_N}{C_a} \right) \frac{S_H}{S} \frac{V_H^2}{V_A^2} a_1 \quad (6.18)$$



Rys. 6.4 – Symetryczny ruch krzywoliniowy samolotu
(W. Błażewicz – Budowa samolotów, Warszawa 1979)

Z zależności na rysunku:

$$nQ = mg + m\omega_y^2 R \quad (6.19)$$

skąd:

$$n - 1 = \frac{\omega_y^2 R}{g} \quad (6.20)$$

wiedząc, że:

$$V = \omega_y R \quad (6.21)$$

otrzymamy:

$$q = \omega_y = \frac{g(n-1)}{V} \quad (6.22)$$

Równanie (6.17) po podstawieniu (6.22) otrzyma postać:

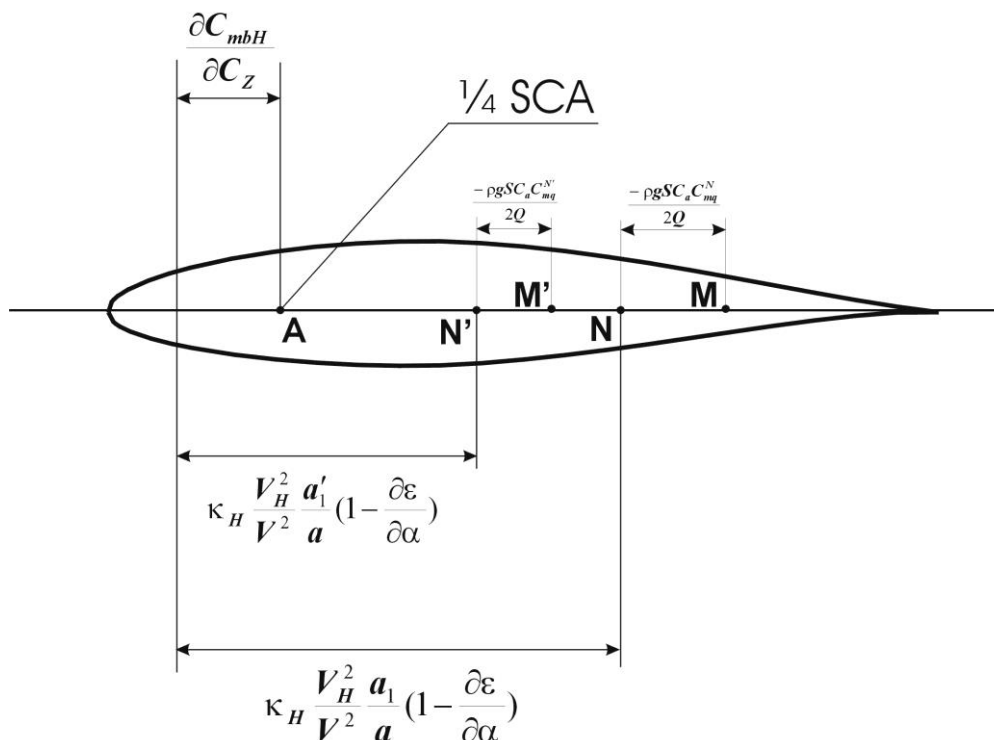
$$\sum M_M = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_a C_{m,N} + nQ(x_M - x_N) + \frac{1}{2} \rho S V^2 C_a C_{mq}^N \frac{g(n-1)C_a}{V^2} \quad (6.23)$$

Po obustronnym zróżniczkowaniu i przyrównaniu do zera (zgodnie z definicją (6.16) otrzymamy:

$$Q(x_M - x_N) + \frac{1}{2}\rho g S C_a^2 C_{mq}^N = 0 \quad (6.24)$$

W rezultacie położenie punktu neutralnego sterowności (względem punktu neutralnego stateczności) będzie równe:

$$\frac{x_M - x_N}{C_a} = \frac{-\rho g S C_a C_{mq}^N}{2Q} \quad (6.25)$$



Rys. 6.4 – Przykładowe położenie punktów neutralnych stateczności i sterowności

Podobną analizę można przeprowadzić dla przypadku ze sterem puszczone. Wówczas pochodna C_{mq}^N zostanie zastąpiona pochodną $C_{mq}^{N'}$:

$$C_{mq}^{N'} = -\left(\frac{x_H - x_{N'}}{C_a}\right) \frac{S_H}{S} \frac{V_H^2}{V_A^2} a_1' \quad (6.26)$$

Do wyznaczenie punktu neutralnego sterowności z puszczone sterem można zatem wykorzystać zależność:

$$\frac{x_{M'} - x_{N'}}{C_a} = \frac{-\rho g S C_a C_{mq}^{N'}}{2Q} \quad (6.27)$$

Wzory opisujące pochodne C_{mq}^N i $C_{mq}^{N'}$ są związkami przybliżonymi. Zakładają, że obrót odbywa się wokół punktu neutralnego. W istocie środkiem obrotu jest środek masy samolotu, jednak jego odległość od punktu neutralnego, w porównaniu z odległością od usterzenia jest bardzo niewielka, co powoduje, że błąd jest nieznaczny.

Wynikiem tej części powinny być wyznaczone położenia punktów neutralnych sterowności z trzymanym i z puszczone sterem. Należy pamiętać, że położenia wyznaczone przy pomocy wzorów (6.25) i (6.27) są liczone względem punktów neutralnych stateczności odpowiednio z trzymanym i z puszczone sterem. Typowe położenia punktów neutralnych stateczności i sterowności pokazuje Rys.6.4.

Punkty neutralne dla usterzenia płytowego

Przypadek usterzenia płytowego wymaga innego podejścia przy wyznaczaniu położenia punktów neutralnych stateczności i sterowności ze sterem puszczoneym. Wzór (6.5) opisujący współczynnik siły nośnej na usterzeniu przybierze w przypadku usterzenia płytowego postać:

$$C_{ZH} = a_1 \alpha_H + a_1 \delta_H + a_3 \delta_K \quad (6.28)$$

gdzie:

$$\delta_K = k \delta_H$$

$$k = \frac{\partial \delta_K}{\partial \delta_H} \text{ – przełożenie w układzie sterowania klapką}$$

Wzór (6.28) można wtedy zapisać następująco:

$$C_{ZH} = a_1 \alpha_H + \delta_H (a_1 + k a_3) \quad (6.29)$$

Równanie momentów względem osi obrotu usterzenia będzie miało postać:

$$C_{ZH} x_{HH} + C_{mH\delta k} \delta_K c_{aH} = 0 \quad (6.30)$$

gdzie:

x_{HH} – odległość osi obrotu steru od środka aerodynamicznego usterzenia wysokości (dodatnia, gdy oś obrotu znajduje się za środkiem aerodynamicznym),

c_{aH} – średnia cięciwa aerodynamiczna usterzenia wysokości,

$C_{mH\delta k}$ – pochodna współczynnika momentu pochylającego usterzenia wysokości, obliczonego względem środka aerodynamicznego usterzenia, względem kąta wychylenia klapki; można ją obliczyć według korzystając z raportów:

[F.08.01.01](#), [F.01.01.08](#), [F.08.01.02](#)

Po podstawieniu (6.29) do równania (6.30) możemy otrzymać wychylenie usterzenia:

$$\delta_H = \frac{-a_1 \alpha_H \bar{x}_{HH}}{(a_1 + k a_3) \bar{x}_{HH} + k C_{mH\delta k}} \quad (6.31)$$

gdzie:

$$\bar{x}_{HH} = \frac{x_{HH}}{c_{aH}} \text{ - bezwymiarowa odległość osi obrotu usterzenia od środka aerodynamicznego usterzenia.}$$

Współczynnik siły nośnej na usterzeniu będzie wtedy równy:

$$C_{ZH} = \frac{a_1 \alpha_H k C_{mH\delta k}}{(a_1 + k a_3) \bar{x}_{HH} + k C_{mH\delta k}} \quad (6.32)$$

a jego pochodna względem współczynnika siły nośnej:

$$\frac{\partial C_{ZH}}{\partial C_Z} = \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{k C_{mH\delta k}}{(a_1 + k a_3) \bar{x}_{HH} + k C_{mH\delta k}} \quad (6.33)$$

Jeśli oznaczymy

$$f = \frac{k C_{mH\delta k}}{(a_1 + k a_3) \bar{x}_{HH} + k C_{mH\delta k}} \quad (6.34)$$

to wzór na położenie punktu neutralnego stateczności z puszczoneym sterem (6.14) przybierze postać:

$$\bar{X}_{N'} = \frac{X_{N'}}{C_a} = \frac{-\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_Z} + \frac{S_H}{S} \frac{x_H}{C_a} \frac{V_H^2}{V^2} \frac{a_1}{a} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) f}{1 + \frac{S_H}{S} \frac{V_H^2}{V^2} \frac{a_1}{a} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) f} \quad (6.35)$$

a wzór na położenie punktu neutralnego sterowności z puszczonego sterem (6.27) będzie miał postać następującą:

$$\frac{x_{M'} - x_{N'}}{C_a} = \frac{-\rho g S C_a C_{mq}^N f}{2Q} \quad (6.36)$$

Uwaga: Przy wszystkich obliczeniach należy zwrócić szczególną uwagę na zgodność jednostek, w tym jednostek kątowych.

Ocena wyważenia samolotu – gradienty sił i wychyleń steru wysokości

Ocenę wyważenia samolotu dokonujemy w oparciu o kryterium wartości gradientów sił i wychyleń steru wysokości. W tym celu należy wyznaczyć zapasy stateczności i sterowności, które można obliczyć wykorzystując związki na:

zapas stateczności z trzymanym sterem:

$$h_N = \bar{x}_N - \bar{x}_{SC} \quad (6.37)$$

zapas stateczności z puszczonego sterem:

$$h_{N'} = \bar{x}_{N'} - \bar{x}_{SC} \quad (6.38)$$

zapas sterowności z trzymanym sterem:

$$h_M = \bar{x}_M - \bar{x}_{SC} \quad (6.39)$$

zapas sterowności z puszczonego sterem:

$$h_{M'} = \bar{x}_{M'} - \bar{x}_{SC} \quad (6.40)$$

oraz gradienty wychyleń steru wysokości i sił na sterownicy względem prędkości i przeciążenia ze wzorów:

$$\frac{\partial \delta_H}{\partial V} = \frac{4 m g c_a}{\rho V^3 S_H x_H a_2} h_N \quad \left[\frac{\text{deg}}{\text{m/s}} \right] \quad (6.41)$$

$$\frac{\partial \delta_H}{\partial n} = \frac{-2 m g c_a}{\rho V^2 S_H x_H a_2} h_M \quad \left[\frac{\text{deg}}{\text{"g"}} \right] \quad (6.42)$$

$$\frac{\partial F_D}{\partial V} = \frac{-2 m g}{V} \frac{c_a}{x_H} \frac{S_{HS}}{S_H} \frac{b_2}{a_2} c_{HS} f_g h_{N'} \quad \left[\frac{\text{N}}{\text{m/s}} \right] \quad (6.43)$$

$$\frac{\partial F_D}{\partial n} = m g \frac{c_a}{x_H} \frac{S_{HS}}{S_H} \frac{b_2}{a_2} c_{HS} f_g h_{M'} \quad \left[\frac{\text{N}}{\text{"g"}} \right] \quad (6.44)$$

gdzie:

m – masa samolotu [kg],

ρ – gęstość powietrza [kg/m^3],

V – prędkość samolotu [m/s],

c_a – średnia cięciwa aerodynamiczna [m],

S_H, S_{HS} – powierzchnie odpowiednio, usterzenia i steru wysokości [m^2],

c_{HS} – cięciwa steru wysokości [m],

x_H – ramię usterzenia wysokości (Rys. 6.2) [m],

a_2 – pochodna współczynnika siły nośnej na usterzeniu względem kąta wychyleń steru [1/deg],

- b_2 – pochodna współczynnika momentu zawiasowego steru wysokości względem kąta wychylenia steru [1/deg],
 f_g – stosunek przemieszczenia kąтового steru do liniowego przemieszczenia rączki drążka sterowego [rad/m] – wielkość ujemna wynikająca z konwencji znaków wychyleń sterów i organów sterowania,
 F_D – siła na drążku sterowym [N]

Wynikiem tej części powinny być wartości zapasów stateczności wyznaczone dla skrajnych położen środków ciężkości. Jeżeli zmiany położenia środka ciężkości związane są ze znacznymi zmianami masy samolotu, należy wyznaczyć również zapasy dla położen pośrednich środka ciężkości samolotu. Obliczenia gradientów należy przeprowadzić dla wszystkich charakterystycznych punktów obwiedni obciążeń i określić ich maksymalne i minimalne wartości. Ocenę wyważenia samolotu należy dokonać wg kryterium wziętego z normy MIL-F8587C, które mówi, że gradient siły na drążku powinien spełniać następujący warunek:

Jeżeli:

$$\frac{\partial F_D}{\partial n} = \frac{A}{(n_{z \max} - 1)} \left[\begin{array}{c} \text{N} \\ \text{"g"} \end{array} \right] \quad (6.45)$$

gdzie: $n_{z \max}$ maksymalny dopuszczalny współczynnik obciążenia,

to A – parametr zależny od rodzaju sterownicy powinien mieć następujące wartości:

- dla drążka $A_{\min}=93$, $A_{\max}=250$
- dla wolantu $A_{\min}=133$, $A_{\max}=370$

Równowaga samolotu

Kolejnym etapem tego projektu jest wyznaczenie kąta zaklinowania statecznika poziomego oraz kąta wychylenia steru wysokości potrzebnych do równowagi. W tym celu należy skorzystać z równania (6.3) i dla prędkości przelotowej wyznaczyć takie zaklinowanie statecznika poziomego, aby wychylenie steru było równe zero. Następnie należy wyznaczyć wartości wychyleń steru wysokości potrzebne do równowagi dla skrajnych położen środka ciężkości w funkcji prędkości lotu.

Podsumowanie

Jeżeli wyznaczone wartości gradientów nie spełniają podanego powyżej kryterium, należy zaproponować zmiany w projektowanym samolocie prowadzące do poprawienia w/w wskaźników. Należy sprawdzić skorygowaną konfigurację dokonując powtórnych obliczeń. Wynikiem końcowym powinien być rysunek usterzenia w pełni zwymiarowany, z uwzględnieniem koniecznych korekt.