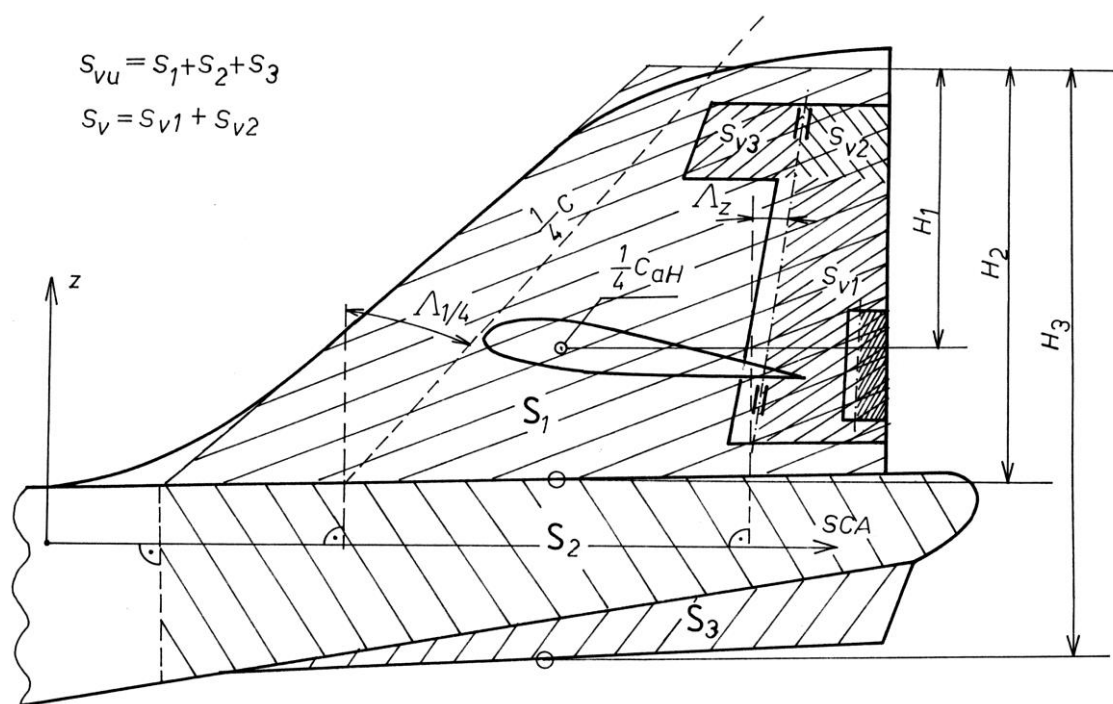


Projekt 7 – Usterzenie pionowe i lotki

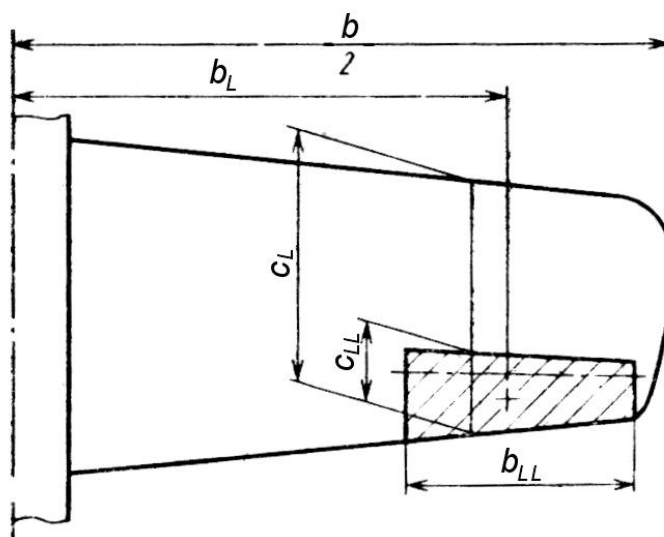
Projekt zatytułowany „Usterzenie pionowe i lotki” obejmuje następujące etapy:

- wyznaczenie brakujących danych geometrycznych usterzenia pionowego i wykonanie rysunku usterzenia wg schematu pokazanego na Rys. 7.1.
- wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych usterzenia pionowego:
 - pochodnych współczynnika siły nośnej na usterzeniu względem kąta boczego ślizgu β - a_{1V} oraz względem kąta wychylenia steru kierunku a_{2V} ;
 - pochodnych współczynnika momentu zawiasowego steru kierunku względem kąta boczego ślizgu β - b_{1V} oraz względem kąta wychylenia steru kierunku b_{2V} ;
- wyznaczenie brakujących danych geometrycznych lotek i wykonanie rysunku skrzydła z lotką wg schematu pokazanego na Rys. 7.2.
- wyznaczenie pochodnej sterowania lotkami,
- wyznaczenie charakterystyk przechylenia samolotu (skuteczności lotek) i ewentualna korekta geometrii lotek.

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



Rys. 7.1 – Schemat wymiarowania usterzenia pionowego



Rys. 7.2 – Schemat wymiarowania lotek

Dane geometryczne

Wyznaczenie danych geometrycznych usterzenia pionowego można wykonać w następujący sposób:

- oszacować powierzchnię usterzenia pionowego 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,
- szczegółowe wymiary (Rys. 7.1) należy określić na podstawie danych statystycznych, konsultując je z prowadzącym projekt,
- geometrię lotek należy wyznaczyć w oparciu o dane statystyczne, konsultując szczegółowe rozwiązania z prowadzącym projekt.

Uwaga: wyznaczone w tym punkcie dane geometryczne mogą nie spełniać kryteriów dotyczących momentów zawiasowych (ster kierunku) czy skuteczności w przypadku lotek. Po analizie przedstawionej poniżej należy skorygować geometrię tak, aby wszystkie kryteria były spełnione.

Charakterystyki aerodynamiczne

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

1. Na podstawie [W.01.01.05](#) obliczyć gradient współczynnika siły nośnej $(a_{v1})_0$ profilu usterzenia pionowego. Obliczyć gradient współczynnika siły nośnej, a_{v1} , dla usterzenia o skończonym wydłużeniu na podstawie [C.01.01.01](#) dla pojedynczego usterzenia lub na podstawie [C.01.01.02](#) dla podwójnego usterzenia pionowego.
2. Na podstawie [C.01.01.03](#) obliczyć gradient współczynnika siły nośnej dla profilu usterzenia pionowego z klapą, $(a_{v2})_0$. 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_{v2} ze steru o pełnej rozpiętości na ster o częściowej rozpiętości.

3. Na podstawie [A.06.01.09](#) - [A.06.01.11](#) obliczyć parametr

$$\frac{(l_v)_\Gamma \sqrt{1 - Ma^2}}{k\Gamma}$$

zakładając, że lotki są odpowiednikiem częściowego wzniosu, rozciągającego się od rozpiętości η_1 do rozpiętości η_2 (najczęściej $\eta_2 = 1$). Przyjąć liczbę Macha Ma odpowiadającą prędkości przelotowej. W przypadku zbieżności różnej niż $\{0, 0.5, 1\}$ należy wykonać obliczenia dla dwóch zbieżności najbliższych i dokonać liniowej interpolacji. Obliczyć $(a_1)_{0M}$ profilu płata głównego dla liczby Macha Ma ze wzoru $(a_1)_{0M} = (a_1)_0 / \beta_e$. Współczynnik Prandtla-Glauerta β_e obliczyć z [W.01.01.01](#). Na podstawie [C.06.01.01](#) obliczyć pochodną od sterowania l_ξ ($\partial C_l / \partial \delta_L$).

4. Na podstawie raportów ESDU (Data-Sheet DS.) wyznaczyć pochodne współczynników momentu zawiasowego względem kąta bocznego ślizgu b_{v1} i kąta wychylenia steru kierunku b_{v2} . 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 nieściślimym
- [C.04.01.02](#) Pochodna współczynnika momentu zawiasowego względem wychylenia steru w przepływie dwuwymiarowym, nieściślimym
- [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 bocznej na usterzeniu pionowym względem kąta bocznego ślizgu a_{1v} oraz względem kąta wychylenia steru kierunku a_{2v} , a także pochodne współczynnika zawiasowego względem kąta bocznego ślizgu b_{1v} oraz względem kąta wychylenia steru kierunku b_{2v} . Należy również podać wielkości odniesienia dla w/w wielkości: powierzchnię usterzenia pionowego S_v , powierzchnię steru kierunku S_{sv} oraz średnią cięciwę steru kierunku c_{sv} . Wielkościami odniesienia dla lotek są: powierzchnia i rozpiętość płata.

Ocena charakterystyk przechylenia

Do oceny właściwości pilotażowych w ruchu przechylenia stosuje się dwa wskaźniki:

- stałą czasową inercji T_R , opisując właściwości samolotu w ruchu przechylenia transmitancją członu dynamicznego I rzędu w postaci:

$$G_R(s) = \frac{p(s)}{\delta_L(s)} = \frac{k_R}{T_R \cdot s + 1}$$

gdzie:

$p(t)$ – prędkość kątowna przechylenia,
 $\delta_L(t)$ – kąt wychylenia lotek.

- czas przechylenia T_φ o określony kąt φ po wychyleniu lotek o kąt δ_L .

Podstawowe zależności

Analiza bazuje na liniowym równaniu różniczkowym:

$$\dot{\Phi}(t) = - \left[\frac{L_{\delta_a} \delta_a}{L_p} \right] (1 - e^{L_p t}) \quad ,$$

gdzie wymiarowe pochodne aerodynamiczne wyrażone są wzorami:

- pochodna momentu przechylającego względem kąta wychylenia lotek

$$L_{\delta_a} = \frac{q S b C_{l_{\delta_a}}}{I_{xx}}$$

- pochodna momentu przechylającego względem prędkości kątowej przechylenia:

$$L_p = \frac{q S b^2 2 C_{l_p}}{2 I_{xx} V}$$

Bezwymiarowe pochodne definiuje się następująco:

$$C_{l_{\delta_a}} = l_\xi = \frac{\partial C_l}{\partial \delta_a} \qquad C_{l_p} = \frac{\partial C_l}{\partial \frac{pb}{V}}$$

Pochodną C_{l_p} można wyznaczyć wykorzystując raport [A.06.01.01](#)

Właściwości przechylania definiujemy przez następujące wielkości:

- o Stała czasowa przechylania $T_r = \frac{-1}{L_p}$, to czas potrzebny do uzyskania:

$$(1 - e^{-1})\dot{\Phi}_{ss} = 0.63\dot{\Phi}_{ss}$$

gdzie:

$\dot{\Phi}_{ss}$ jest ustaloną wartością prędkości kątowej przechylania

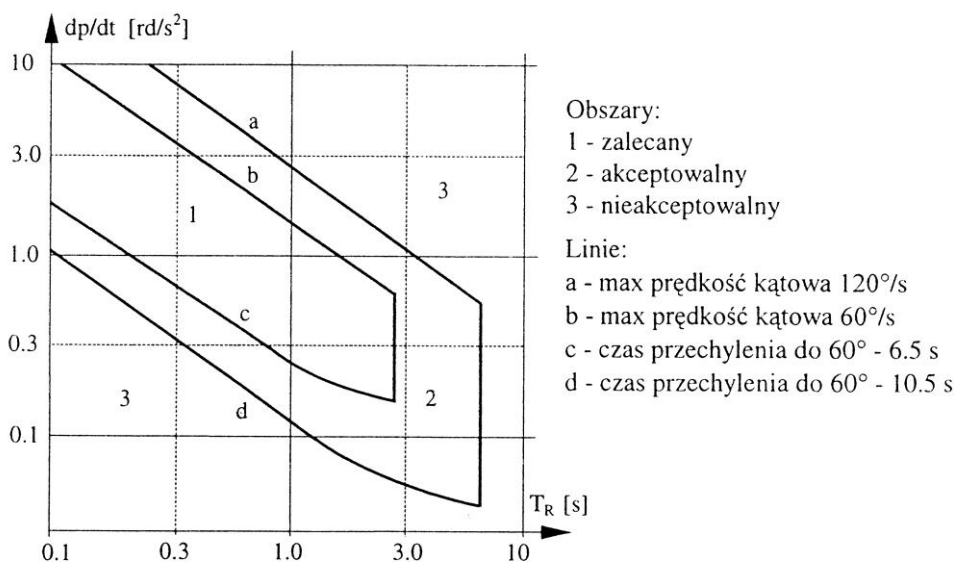
- o Sterowność przechylania:

$$T(\phi, \delta_a) = -\frac{\phi b}{\delta_a V} \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial C_l}{\partial \frac{pb}{V}} \\ \frac{\partial C_l}{\partial \delta_a} \end{array} \right\}$$

gdzie $T(\phi, \delta_a)$ - czas przechylenia od 0° do kąta o wartości ϕ po wychyleniu lotek o kąt δ_a .

Poziomy akceptowalności

Poziomy akceptowalności są w różny sposób definiowane przez przepisy. Jeżeli przepisy nie definiują jednoznacznie w/w wartości, należy przyjąć wielkości zdefiniowane w normie MIL-F8587C. Niezbędne wyjątki są zamieszczone poniżej.



Kryterium przechylenia dla samolotów transportowych

Stałe czasowe ruchu przechylenia

Faza lotu	Klasa samolotu	Poziomy akceptowalności		
		1	2	3
		największa dopuszczalna stała czasowa T_R [s]		
A	I, IV	1.0	1.4	-
A	II, III	1.4	3.0	-
B	wszystkie	1.4	3.0	10
C	I, IV	1.0	1.4	-
C	II, III	1.4	3.0	

Sterowność ruchu przechylenia

Klasa samolotu	Faza lotu	Poziom akceptowalności		
		1	2	3
		$(\phi-T)$ - kąt przechylenia ϕ [°] osiągnięty w czasie T [s]		
I	A	60° w 1.3 s	60° w 1.7 s	60° w 2.6 s
	B	60° w 1.7 s	60° w 2.5 s	60° w 3.4 s
	C	30° w 1.3 s	30° w 1.8 s	30° w 2.6 s
II	A	45° w 1.4 s	45° w 1.9 s	45° w 2.8 s
	B	45° w 1.9 s	45° w 2.8 s	45° w 3.0 s
	C	30° w 2.5 s	30° w 3.5 s	30° w 5.0 s
III	A	30° w 1.5 s	30° w 2.0 s	30° w 3.0 s
	B	30° w 2.0 s	30° w 3.0 s	30° w 4.0 s
	C	30° w 3.0 s	30° w 4.0 s	30° w 6.0 s
IV	A	90° w 1.3 s	90° w 1.7 s	90° w 2.6 s
	B	60° w 1.7 s	60° w 2.5 s	60° w 3.4 s
	C	30° w 1.0 s	30° w 1.3 s	30° w 2.0 s

Uwagi:

1. W samolocie klasy IV przy poziomie 1 organ sterowania sterem kierunku powinien być oswobodzony w czasie próby.
2. W samolotach pozostałych klas i przy pozostałych poziomach można użyć steru kierunku w celu zredukowania kąta ślizgu, jeśli powoduje on tendencję do zmniejszania kąta przechylenia. Niedopuszczalne jest takie użycie steru kierunku, które wywołuje ślizg powiększający prędkość kątową przechylenia.

Podsumowanie

Jeżeli wyznaczone wartości wskaźników definiujących charakterystyki przechylenia nie są zadowalające, należy skorygować wymiary lotek tak, aby w/w wskaźniki poprawić. Należy sprawdzić skorygowaną konfigurację dokonując powtórnych obliczeń. Wynikiem końcowym powinien być rysunek lotek, w pełni zwymiarowany, z uwzględnieniem koniecznych korekt.