PROJEKTOWANIE I BUDOWA OBIEKTÓW LATAJĄCYCH
II
Kryteria oceny własności lotnych (ruchy boczne)

Kryterium ruchu przechylania

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

1. stałą czasową inercji T_R, opisując właściwości samolotu w ruchu przechylania 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 kątowa przechylania,
$\delta_L(t)$ – kąt wychylenia lotek.

2. czas przechylania T_φ o określony kąt φ po wychyleniu lotek o kąt δ_L

Kryterium ruchu przechylania

Analiza bazuje na liniowym równaniu różniczkowym:

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

gdzie:

$$L_{\delta_a} = \frac{q\,S\,b\,C_{l_{\delta_a}}}{I_{xx}} \qquad L_p = \frac{q\,S\,b^2\,2\,C_{l_p}}{2\,I_{xx}\,V}$$

podczas gdy:

$$C_{l_{\delta a}} = \frac{\partial\, C_l}{\partial\, \delta_a} \qquad C_{l_p} = \frac{\partial\, C_l}{\partial\, \frac{p\,b}{V}}$$

Kryterium ruchu przechylania

Właściwości przechylania definiujemy jako:

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

$$\left(1 - e^{-1}\right)\Phi_{ss} = 0.63\,\Phi_{ss}$$

gdzie:

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

- Sterowność przechylania:

$$T_{30} = -3\frac{b}{V}\left\{\frac{\frac{\partial C_l}{\partial \frac{pb}{V}}}{\frac{\partial C_l}{\partial \delta_a}}\right\}$$

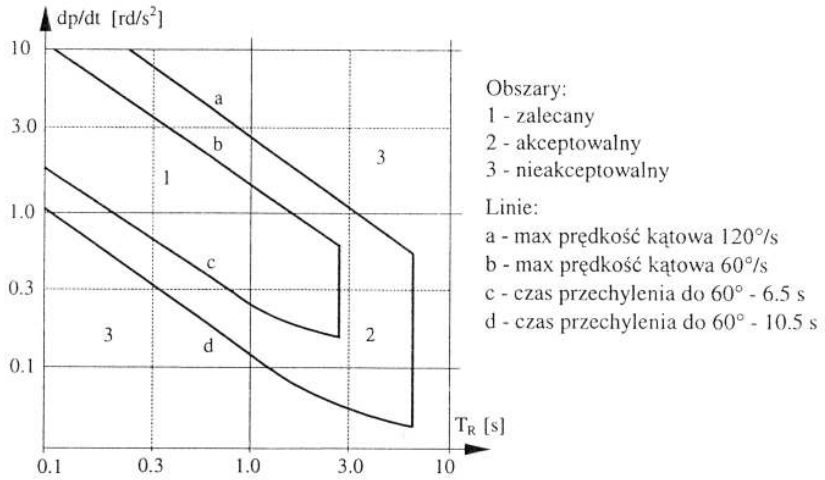
czas przechylenia od 0^o do kąta o wartości 30^o po wychyleniu lotek o kąt 10^o.

Kryterium ruchu przechylania

Stałe czasowe ruchu przechylania

Faza lotu	Klasa samolotu	Poziomy akceptowalności		
		1	2	3
		największa dopuszczalna stałą 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	

Kryterium ruchu przechylania



Kryterium przechylenia dla samolotów transportowych

Sterowność ruchu przechylania

Klasa samolotu	Faza lotu	Poziom akceptowalności		
		1	2	3
		(φ-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 przechylania.

Kryterium stateczności spiralnej

Ruch spiralny samolotu ma zazwyczaj charakter aperiodyczny. Na podstawie zgromadzonych doświadczeń dopuszcza się niestateczność spiralną samolotu, lecz wymaga się odpowiednio długiego czasu podwojenia początkowej wartości kąta przechylenia.

Definiuje się również stałą czasową związaną z czasem podwojenia przechylenia wzorem:

$$T_S = \frac{T_2}{\ln 2}$$

Kryterium stateczności spiralnej

Stateczność spiralna
Najkrótszy dopuszczalny czas podwojenia kąta przechylenia

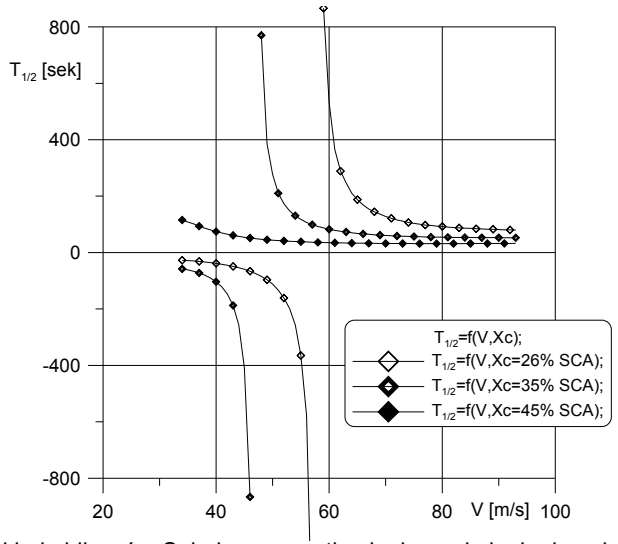
Faza lotu	Poziomy akceptowalności		
	1	2	3
	czas podwojenia T_2 [s]		
A i C	12	8	5
B	20	8	5
Uwagi: Pomiar czasu podwojenia kąta przechylenia wykonuje się z oswobodzonymi sterami, po zaburzeniu kąta przechylenia do 20°.			

Kryterium stateczności spiralnej

Stateczność spiralna – stała czasowa T_S

Faza lotu	Poziomy akceptowalności		
	1	2	3
	stała czasowa T_S [s]		
A i C	17.3	11.5	7.2
B	28.9	11.5	7.2

Kryterium stateczności spiralnej



Przykład obliczeń – Spirala – czas stłumienia wychylenia do połowy w funkcji prędkości i położenia środka ciężkości

Kryterium oscylacji holendrowania

Minimalne parametry holendrowania

Poziom akceptowalności	Faza lotu	Klasa samolotu	Parametry holendrowania		
			ω_d	ζ_d	$\zeta_d\omega_d=\xi$
1	A	I, IV	1.0	0.19	0.35
		II, III	0.4	0.19	0.35
	B	wszystkie	0.4	0.08	0.15
	C	I, IIp, IV	1.0	0.08	0.15
		IIa, III	0.4	0.08	0.15
2	wszystkie	wszystkie	0.4	0.02	0.05
3	wszystkie	wszystkie	0.4	0.02	

Uwagi:

1. IIa - samolot w konfiguracji do lądowania.
2. IIp - samolot w konfiguracji przelotowej.
3. Częstość oscylacji ω_H [rd/s] oraz bezwymiarowy współczynnik tłumienia ζ_H wyznacza się z zależności:

$$\omega_H \le \omega_d ; \qquad \zeta_H \ge \max\left\{\zeta_d, \frac{\xi}{\omega_H}\right\}$$

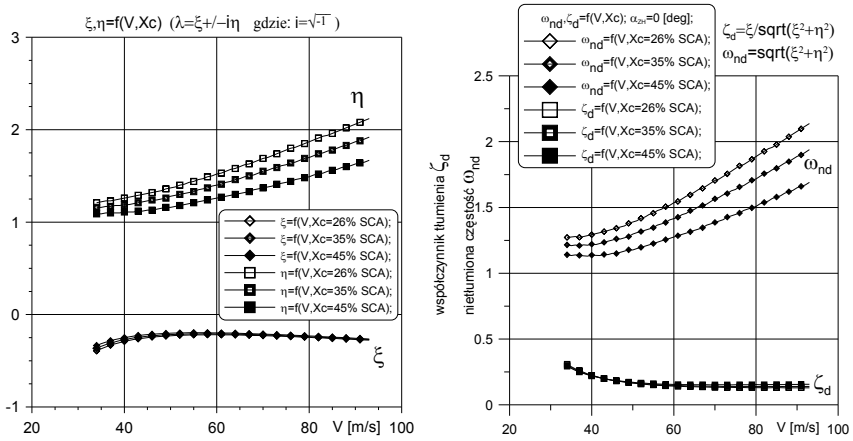
Ponadto dla samolotów kategorii III powinien być spełniony warunek $\zeta_H < 0.7$.

Kryterium oscylacji holendrowania

- ponadto wg przepisów FAR/JAR 23/25 oscylacje typu holendrowanie musza być tłumione do 1/10 amplitudy w ciągu minimum 7 cykli
- daje to następujące kryterium liczbowe

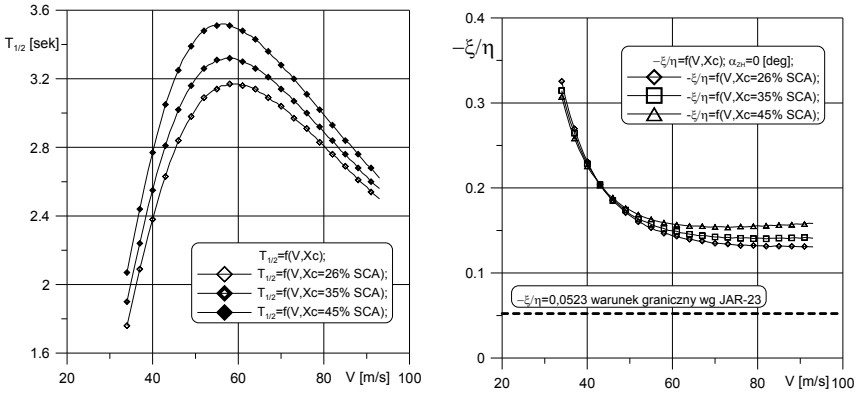
$$\frac{-\xi}{\eta} \geq 0.0523$$

Kryterium oscylacji holendrowania



Przykłady obliczeń charakterystyk holendrowania (w funkcji prędkości lotu i wyważenia)

Kryterium oscylacji holendrowania



Przykłady obliczeń charakterystyk holendrowania (w funkcji prędkości lotu i wyważenia)