

PROJEKTOWANIE I BUDOWA OBIEKTÓW LATAJĄCYCH

II

Kryteria oceny własności lotnych

Kryteria oceny własności lotnych

- Kryterium częstości własnej i tłumienia ruchu podłużnego
- Częstotliwościowo-fazowe kryterium Neala-Smitha
- Kryterium nachylenia charakterystyki fazowej (Gibsona)
- Kryterium oczekiwanej sterowności samolotu

Kryteria oceny własności lotnych – c.d.

- Kryterium sterowalności C^*
- Kryterium sterowalności Gibsona
- Kryterium wielkości sił przykładanych do sterownic
- Kryterium ruchu przechylenia
- Kryterium stateczności spiralnej
- Kryterium oscylacji holendrowania

Kryterium częstości własnej i tłumienia ruchu podłużnego

zagadnienie na wartości własne:

$$[A - I\lambda]x = 0$$

rozwiązanie

ogólnie:

$$\lambda = \xi + i\eta$$

okres:

$$T = \frac{2\pi}{\eta}$$

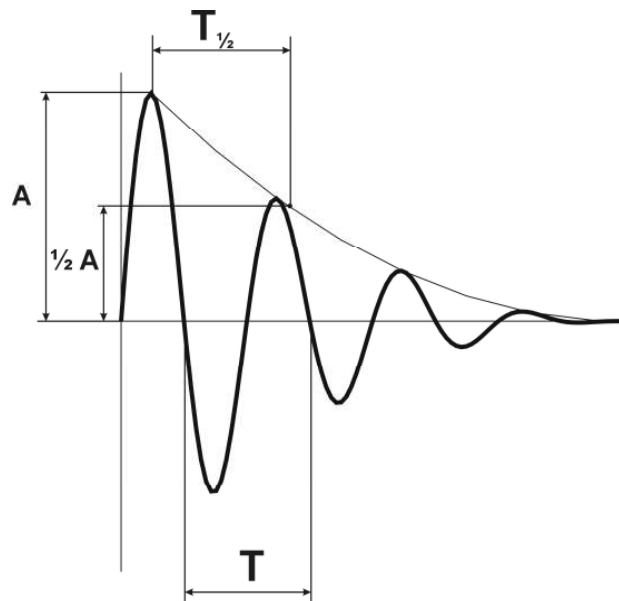
czas stłumienia amplitudy ($\xi < 0$):

$$T_{\frac{1}{2}} = -\frac{\ln 2}{\xi}$$

czas podwojenia amplitudy ($\xi > 0$):

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

Kryterium częstości własnej i tłumienia ruchu podłużnego



Kryterium częstości własnej i tłumienia ruchu podłużnego

Dodatkowe pojęcia

jeżeli wartości własne mają postać:

$$\lambda = \xi + i\eta$$

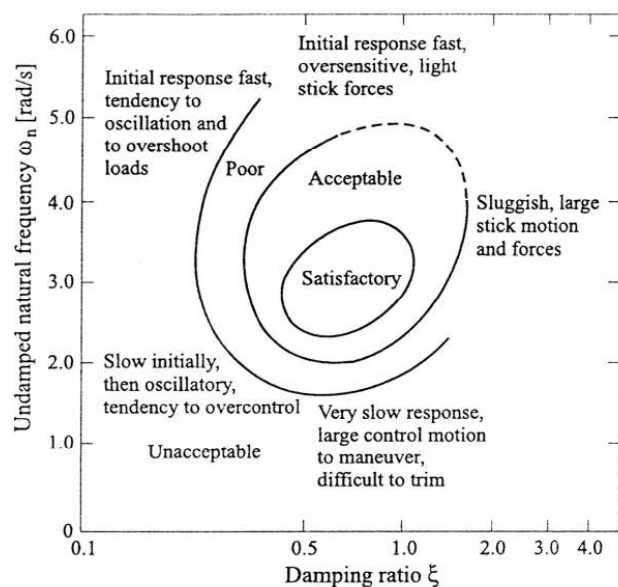
to częstość drgań nie tłumionych definiujemy:

$$\omega_n = \sqrt{\xi^2 + \eta^2}$$

a współczynnik tłumienia:

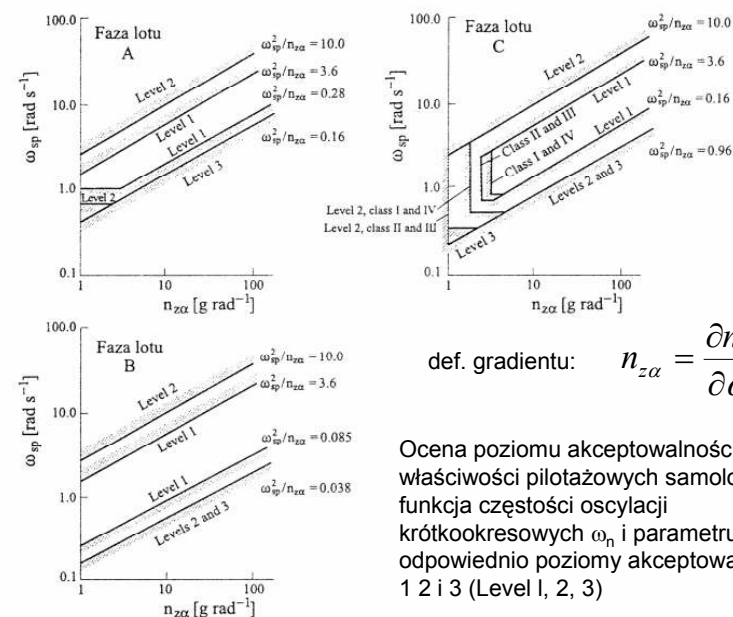
$$\zeta_d = -\frac{\xi}{\sqrt{\xi^2 + \eta^2}}$$

Kryterium częstości własnej i tłumienia ruchu podłużnego



Wpływ nie tłumionej częstotliwości własnej ω_n i bezwymiarowego współczynnika tłumienia ξ , ruchu krótkookresowego na ocenę właściwości pilotażowych samolotu: obszar zalecany (*Satisfactory*), dopuszczalny (*Acceptable*) oraz nieprawidłowych właściwości (*Poor*)

Kryterium częstości własnej i tłumienia ruchu podłużnego



def. gradientu: $n_{z\alpha} = \frac{\partial n_z}{\partial \alpha}$

Ocena poziomu akceptowalności
właściwości pilotażowych samolotu jako
funkcja częstości oscylacji
krótkookresowych ω_n i parametru $n_{Z\alpha}$;
odpowiednio poziomy akceptowalności
1 2 i 3 (Level 1, 2, 3)

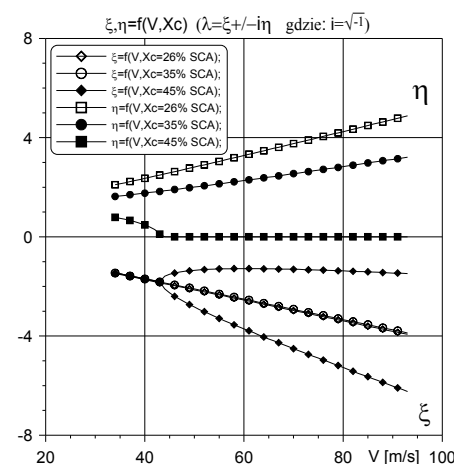
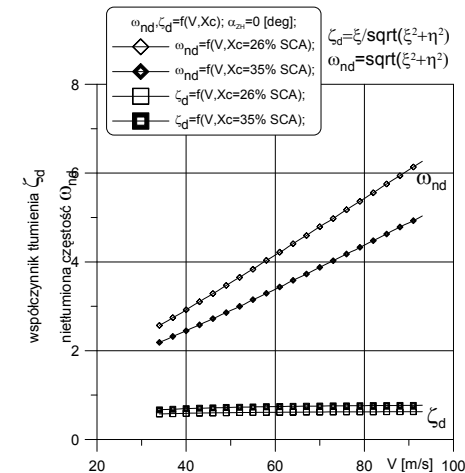
Zalecane wartości bezwymiarowego współczynnika tłumienia

Opis		Poziom akceptowalności					
		1		2		3	
Rodzaj ruchu	Faza lotu	bezwymiarowy współczynnik tłumienia					
		Min.	Max.	Min.	Max.	Min.	Max.
krótkookresowy	kategoria A	0.35	1.30	0.25	2.00	0.10	-
krótkookresowy	kategoria B	0.30	2.00	0.20	2.00	0.10	-
krótkookresowy	kategoria C	0.50	-	0.35	2.00	0.25	-
fugoidalny	wszystkie	0.04	-	0.00	-	(N)	-

Uwagi:

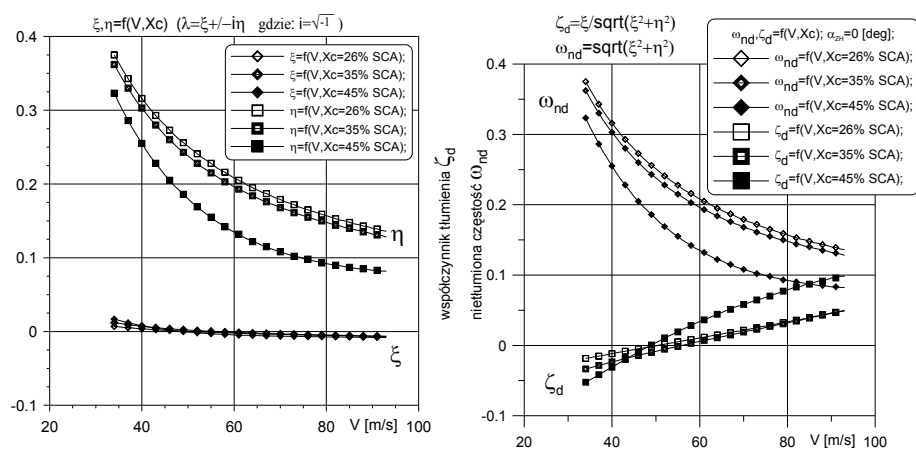
- o Dla poziomu 3 dopuszcza się niestabilność ruchu fugoidalnego (N), pod warunkiem, że okres oscylacji jest nie krótszy niż 55 s.
- o Wymagania określono dla przypadku, gdy częstość oscylacji krótkookresowych jest co najmniej 10-krotnie większa od częstości oscylacji fugoidalnych.

Przykłady zmian częstości i współczynnika tłumienia



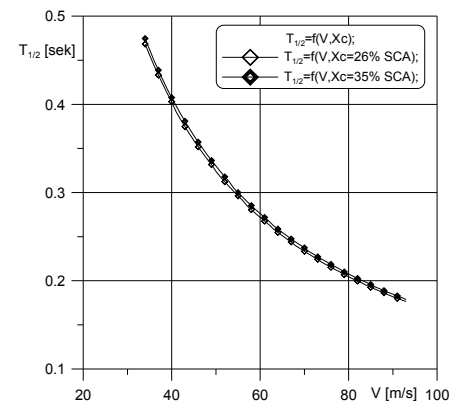
Przykład obliczeń – oscylacje szybkie (w funkcji prędkości lotu i wyważenia)

Przykłady zmian częstości i współczynnika tłumienia

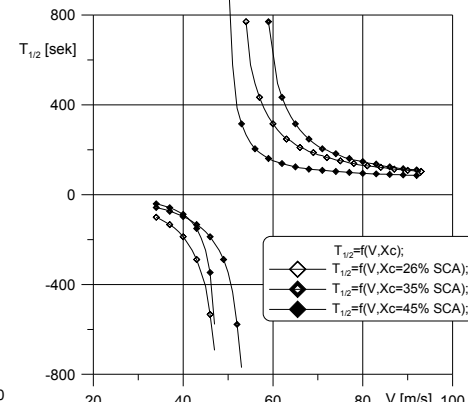


Przykład obliczeń – oscylacje fugoidalne (w funkcji prędkości lotu i wyważenia)

Przykłady zmian czasu s tłumienia do połowy



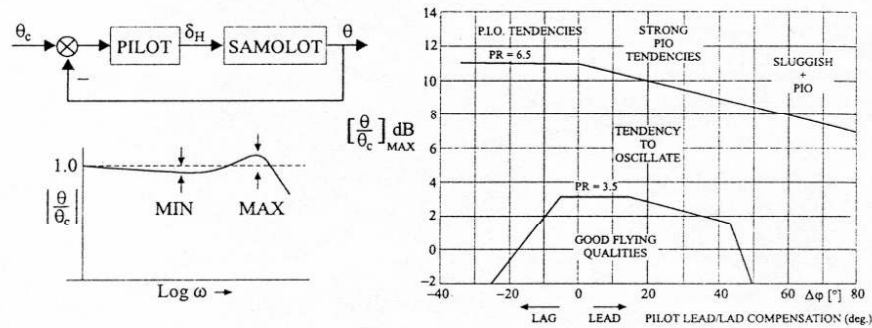
oscylacje szybkie



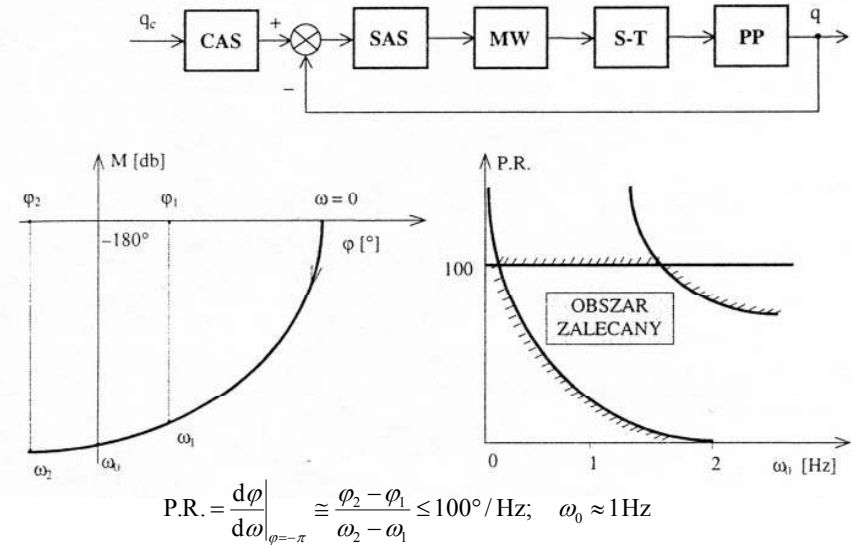
fugoida

Obszary poziomów akceptowalności właściwości pilotażowych samolotu wg kryterium Neala-Smitha

$$G_p(s) = k_p e^{-\tau s} \frac{T_D s + 1}{(T_N s + 1)(T_I s + 1)}$$



Kryterium nachylenia charakterystyki fazowej



Analizowany układ sterowania i parametry kryterium Gibsona

Kryterium oczekiwanej sterowności samolotu

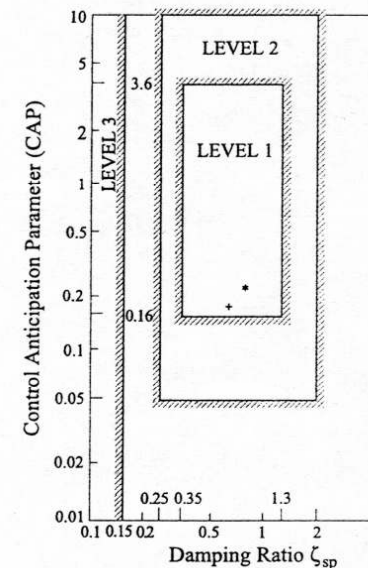
CAP – Control Anticipation Parameter

$$CAP = \frac{q(t=0^+)}{\Delta n_z(t \rightarrow \infty)} [\text{rd} / \text{s} \cdot \text{g}]$$

przy krótkookresowej aproksymacji:

$$CAP \cong \frac{\omega_{sp}^2}{n_{z\alpha}}$$

Kryterium oczekiwanej sterowności samolotu



Kryterium CAP dla fazy lotu C

Kryterium oczekiwanej sterowności samolotu - CAP

Faza lotu	Poziom akceptowalności					
	1		2		3	
	parametr oczekiwanej sterowności CAP					
	min.	max	min.	max	min.	max
A	0.28 ¹⁾	3.6	0.16 ³⁾	10.0	0.16	-
B	0.085	3.6	0.038	10.0	0.038	-
C	0.16 ²⁾	3.6	0.096 ⁴⁾	10.0	0.096	-

Uwagi: ¹⁾ dla $\omega_{sp} > 1.0$, ²⁾ dla $\omega_{sp} > 0.6$, ³⁾ dla $\omega_{sp} > 0.7$, ⁴⁾ dla $\omega_{sp} > 0.4$.

Norma MIL-STD-1797A dopuszcza minimalną wartość CAP = 0.05 dla drugiego poziomu akceptowalności w fazie lotu C.

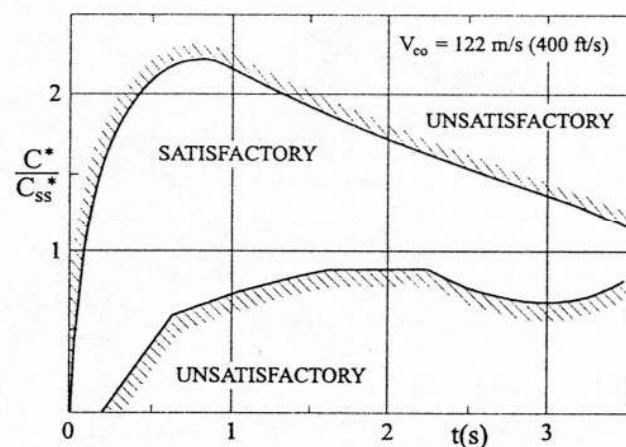
Kryterium sterowności C*

Kryterium C* służy do oceny procesu przejściowego ruchu pochylenia po skokowym wychyleniu sterownicy

$$C^*(t) = \Delta n_{zp}(t) + \frac{U_c}{g} \dot{q}(t); \quad \Delta n_{zp}(t) = \Delta n_z + l_p \dot{q}(t)$$

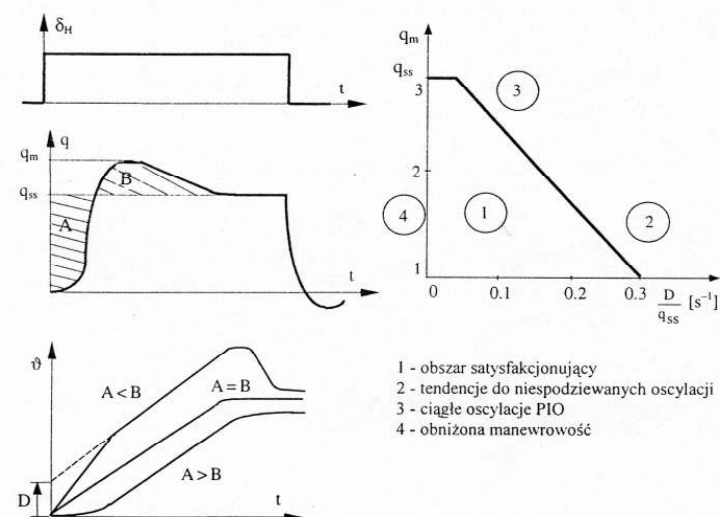
gdzie: Δn_{zp} – przyrost przyspieszenia odczuwalny przez pilota
 Δn_z – przyrost przyspieszenia środka masy samolotu
 l_p – odległość pilota od środka masy samolotu, $l_p > 0$ gdy środek masy jest za pilotem

Kryterium sterowności C*



Zalecane obszary trajektorii unormowanego parametru C*

Kryterium sterowności Gibsona



Parametry ruchu po skokowym wychyleniu steru wysokości oraz zalecany obszar ich zmienności wg kryterium Gibsona

Kryterium wielkości sił przykładanych do sterownic

$$\delta_H^{n_z} = \frac{\partial P_H}{\partial n_{zss}} [N / g]$$

Norma MIL-F8587C zaleca wybór gradientu z przedziału:

$$\delta_H^{n_z} = \frac{A}{(n_{zmax} - 1)} [N / g]$$

gdzie: n_{zmax} maksymalny dopuszczalny współczynnik obciążenia

A – parametr zależny od rodzaju sterownicy:

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