

MAREK POLEWSKI
CESSNA 150M
PROWADZĄCY: MACIEJ LASEK
GRUPA: ML6

Projekt 6

Moment podłużny samolotu

DATA ODDANIA PROJEKTU

.....

OCENA:

Spis treści

1 Współczynnik momentu podłużnego płata nośnego

Współczynnik momentu podłużnego płata nośnego względem środka masy wynosi

$$C_{m_p} = C_{m_{SA}} + C_n(\bar{x}_c - \bar{x}_{sa}) - C_t(\bar{z}_c - \bar{z}_{sa})$$

Założmy że użytkowe kąty natarcia na jakich na ogół lata samolot są małe, nie przekraczają 10. W takim przypadku $\sin(\alpha) \approx \alpha$, $\cos(\alpha) \approx 1$ a współczynniki siły normalnej i stycznej wynoszą:

$$C_n \approx C_z \quad C_t \approx C_x - \alpha \cdot C_z$$

Pozwala to na związek

$$C_{m_p} = C_{m_{sa}} + C_z \cdot \bar{x}_s - (C_x - \alpha \cdot C_z) \bar{z}_s$$

$$\bar{x}_s = \bar{x}_c - \bar{x}_{sa} \quad \bar{z}_s = \bar{z}_c - \bar{z}_{sa}$$

$C_a[m]$	1.5
$\bar{x}_{sa}[-]$	0.239
$\bar{z}_{sa}[-]$	0.009
$\bar{x}_c[-]$	0.28
$\bar{z}_c[-]$	0.8/1.5

TAB. 1: Dane odczytane z rysunku z projektu 1

Obliczenia \bar{x}_{s1} , \bar{x}_{s2} i \bar{x}_{s3} :

$$\bar{x}_{s1} = \bar{x}_{c1} - \bar{x}_{sa} = 0.12 - 0.24 = -0.12$$

$$\bar{x}_{s2} = \bar{x}_{c2} - \bar{x}_{sa} = 0.25 - 0.24 = 0.01$$

$$\bar{x}_{s3} = \bar{x}_{c3} - \bar{x}_{sa} = 0.38 - 0.24 = 0.14$$

Położenie środka ciężkości na osi Z określam poprzecz zmierzaniem odległości od początku układu współrzędnych do osi kadłuba. Zatem:

$$z_c = 0.37m \quad \bar{z}_c = \frac{z_c}{c_a} = \frac{0.37}{1.5} = 0.246$$

$$\bar{z}_s = \bar{z}_c - \bar{z}_{sa} = 0.01$$

Z projektu 2 wiem, że $C_{m_{SA}} = -0.048$, Przyjmuję, że środek ciężkości położony jest neutralnie:

$$C_{m_p} = -0.048 + C_z \cdot 0.041 - (C_x - \alpha \cdot C_z) \cdot 0.01$$

2 Kadłub

Cessna 150 ma / nie ma kadłuba opływowego. Stąd do wyznaczanie współczynnika momentu podłużnego w zakresie niewielkich kątów natarcia wykorzystam zależność liniową:

$$C_{mk} = C_{m0k} + C_z \cdot (-\Delta \overline{x_{SAk}})$$

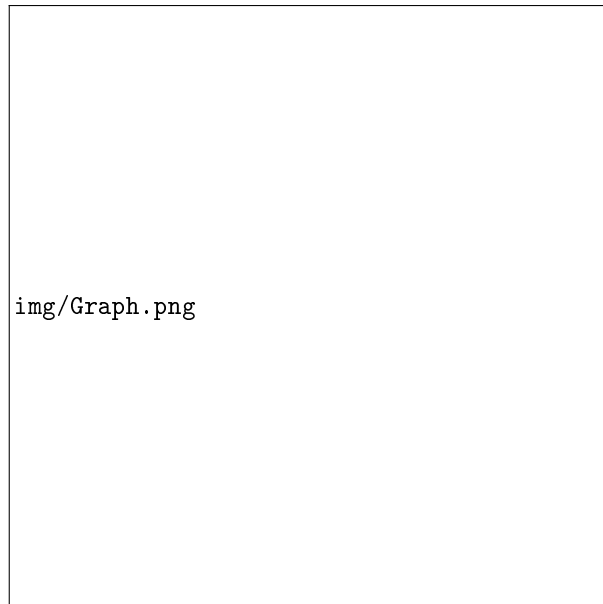
$$C_{m0k} = \frac{b_k \cdot c_0^2}{S \cdot c_a} \cdot (-0.025 \cdot \alpha_{zk} + \Delta C_{mk})$$

$$b_k = 0.98[m] \quad c_o = 1.61[m] \quad \Delta C_{mk} = 0.006 \quad \alpha_{zk} = 1.1[\text{deg}] \quad S = 15[m^2]$$

$$C_{m0k} = \frac{0.98 \cdot 1.61^2}{15 \cdot 1.5} \cdot (-0.025 \cdot 1.9 + 0.006) = -0.00242$$

Odczytane $\Delta \overline{x_{SAk}}$ z wykresy (z proj 8) dla to:

$$\frac{c}{l} = \frac{1.61}{3.1} = 0.52 \quad \frac{l}{l_n} = \frac{3.1}{2.04} = 1.51$$



RYS. 1: Wykres Momentu wzłużnego

$$-\Delta \overline{x_{SAk}} \cdot \frac{S \cdot c_a}{b_k \cdot c} = 0.36$$

$$-\Delta \overline{x_{SAk}} \cdot \frac{15 \cdot 1.5}{0.98 \cdot 1.61} = 0.36$$

$$-\Delta \overline{x_{SAk}} = 0.36 \cdot \frac{1}{14.26} = 0.0252$$

3 Wyniki

3.1 Wyznaczanie współczynnika momentu podłużnego samolotu bez usterzenia

Wychodząc z równania równowagi momentów działających na samolot

$$C_{m_{sa}} + C_n \cdot (\bar{x}_c - \bar{x}_{SA}) - C_t \cdot (\bar{z}_c - \bar{z}_{SA}) + \sum_j C_{mj} + [C_{m_{SAh}} - C_{nh} \cdot (\bar{x}_{SAh} - \bar{x}_c) + C_{th} \cdot (\bar{z}_{SAh} - \bar{z}_c)] \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \left(\frac{V_{h\infty}}{V_\infty} \right)^2 = 0$$

Z uwagi na wskazówki zawarte w instrukcji nie uwzględniłem wpływu rozprętek skrzydła oraz podwozia!

Po redukcji elementów otrzymuje równanie takie, że:

$$C_{m_{bu}} = \underbrace{C_{m_{sa}} + C_z \cdot \bar{x}_s - (C_x - \alpha \cdot C_z) \cdot \bar{z}_s}_{C_{mp}} + \underbrace{C_{m0k} + (-\Delta \bar{x}_{sak}) \cdot C_z}_{C_{mk}}$$

$C_{m_{bu}}$ - współczynnika momentu podłużnego samolotu bez usterzenia

Przykładowe obliczenia dla $\bar{x}_{s1} = -0.12$ oraz $\bar{z}_s = -0.24$ oraz $\alpha = 1^\circ$:

$$\begin{aligned} C_{m_{bu1}} &= \underbrace{-0.048 + 0.345 \cdot (-0.12) - (0.012 - 0.017 \cdot 0.271) \cdot (-0.24)}_{C_{mp1}} + \underbrace{(-0.0024) + (-0.0252) \cdot 0.271}_{C_{mk}} = \\ &= 0.006 + (-0.089) = 0.007 \end{aligned}$$

κ_h

$\alpha[^\circ]$	c_z	c'_{x_p}	$a_p[^\circ]$	C_{mk}	C_{mp1}	C_{mp2}	C_{mp3}	C_{mbu1}	C_{mbu2}	C_{mbu3}
-13.5	-1.062	0.076	-16.507	-0.029	0.024	-0.114	-0.252	-0.005	-0.143	-0.281
-12.0	-0.983	0.064	-14.766	-0.027	0.024	-0.104	-0.232	-0.003	-0.131	-0.259
-10.7	-0.859	0.050	-13.198	-0.024	0.019	-0.092	-0.204	-0.005	-0.116	-0.228
-9.4	-0.734	0.037	-11.439	-0.021	0.013	-0.082	-0.177	-0.007	-0.103	-0.198
-8.7	-0.661	0.032	-10.554	-0.019	0.009	-0.077	-0.163	-0.010	-0.096	-0.182
-8.0	-0.576	0.027	-9.667	-0.017	0.004	-0.071	-0.146	-0.013	-0.088	-0.163
-7.3	-0.520	0.023	-8.779	-0.016	0.000	-0.067	-0.135	-0.015	-0.083	-0.150
-6.6	-0.458	0.019	-7.891	-0.014	-0.004	-0.064	-0.123	-0.018	-0.077	-0.137
-5.3	-0.294	0.012	-6.117	-0.010	-0.018	-0.056	-0.094	-0.027	-0.066	-0.104
-4.3	-0.209	0.010	-4.942	-0.008	-0.025	-0.052	-0.079	-0.033	-0.060	-0.087
-3.4	-0.124	0.008	-3.776	-0.006	-0.033	-0.049	-0.066	-0.039	-0.055	-0.071
-2.1	0.006	0.007	-2.033	-0.002	-0.047	-0.046	-0.046	-0.049	-0.049	-0.048
-1.4	0.073	0.007	-1.158	-0.001	-0.055	-0.045	-0.036	-0.055	-0.046	-0.036
-0.5	0.153	0.008	0.018	0.001	-0.064	-0.044	-0.025	-0.063	-0.043	-0.023
0.3	0.271	0.010	1.057	0.004	-0.079	-0.044	-0.009	-0.075	-0.040	-0.004
1.0	0.345	0.012	1.950	0.006	-0.089	-0.044	0.001	-0.083	-0.038	0.007
2.1	0.407	0.016	3.287	0.008	-0.098	-0.045	0.008	-0.090	-0.037	0.015
2.9	0.497	0.020	4.316	0.010	-0.111	-0.047	0.018	-0.101	-0.037	0.028
3.4	0.599	0.023	5.044	0.013	-0.126	-0.048	0.029	-0.114	-0.036	0.042
4.8	0.689	0.032	6.778	0.015	-0.142	-0.052	0.037	-0.127	-0.037	0.052
5.9	0.802	0.041	8.233	0.018	-0.161	-0.057	0.048	-0.143	-0.039	0.065
6.6	0.893	0.048	9.120	0.020	-0.177	-0.061	0.056	-0.156	-0.040	0.076
8.0	1.028	0.064	10.922	0.023	-0.202	-0.068	0.066	-0.178	-0.044	0.089
9.1	1.153	0.080	12.417	0.027	-0.225	-0.076	0.074	-0.199	-0.049	0.101
10.2	1.232	0.093	13.725	0.029	-0.242	-0.082	0.078	-0.214	-0.054	0.106
10.7	1.328	0.100	14.434	0.031	-0.262	-0.089	0.084	-0.231	-0.058	0.115
11.9	1.401	0.115	15.836	0.033	-0.279	-0.097	0.085	-0.246	-0.064	0.118
12.7	1.452	0.127	16.822	0.034	-0.292	-0.103	0.086	-0.257	-0.069	0.120
13.7	1.525	0.145	18.087	0.036	-0.309	-0.111	0.087	-0.273	-0.075	0.123
14.4	1.599	0.154	18.888	0.038	-0.327	-0.119	0.089	-0.289	-0.081	0.127
15.3	1.588	0.155	19.815	0.038	-0.330	-0.124	0.082	-0.293	-0.086	0.120

Bibliografia

Przewodnik po zadaniach domowych z mechaniki lotu - Charakterystyki zasięgu i długotrwałości lotu

<https://www.cpaviation.com/images/downloads/CESSNA150POH.pdf>

<https://www.manualslib.com/manual/1476191/Continental-Motors-O-200-D.html?page=52manual>

Współczynnik na podstawie

Na podstawie przykładu ze strony 722 General Aviation Aircraft