

MAREK POLEWSKI
MECHANIKA LOTU 2
PROWADZĄCY: DR. INŻ MACIEJ ŁASEK
WTOREK 14:15-16:00

Projekt 9
„Równowaga podłużna samolotu i siły na sterownicy
wysokości”

DATA ODDANIA PROJEKTU:

OCENA:

Spis treści

1 Wstęp	1
2 Współczynnik momentu podłużnego usterzenia wysokości	1
2.1 Cecha objętościowa usterzenia poziomego	1
2.2 Współczynnik siły nośnej usterzenia poziomego	2
3 Kąt zaklinowania usterzenia wysokości	3
4 Kąt wychylenia steru	3
5 Siła na drążku w warunkach równowagi	5

1 Wstęp

Celem projektu jest wyznaczenie kątów wychylenia usterzenia poziomego samolotu koniecznych do zachowania równowagi oraz wyznaczenia siły na drążku. Obliczenia zostały wykonane w Pythonie.

Wysokość przyjęta do obliczeń to $h = 3000m$. Gęstość jej odpowiadająca wynosi $\rho = 0.908kgm^{-3}$.

Dane z poprzednich projektów:

- powierzchnia skrzydeł $S = 15.0m^2$,
- powierzchnia usterzenia poziomego $S_h = 2.2m^2$,
- $\left(\frac{V_{H\infty}}{V_\infty}\right)^2 = 0.85$,

Do obliczeń zostały wykorzystane wartości środków ciężkości wyliczone Marek Polewski. *Projekt 8 - Moment podłużny samolotu*. 2023

	$\bar{x}_c [-]$
\bar{x}_{c1}	0.12
\bar{x}_{c2}	0.25
\bar{x}_{c3}	0.38

Tab. 1: Położenia środka ciężkości samolotu

2 Współczynnik momentu podłużnego usterzenia wysokości

2.1 Cecha objętościowa usterzenia poziomego

Wzór na cechę usterzenia:

$$\kappa'_h = (\bar{x}_{SAH} - \bar{x}_c) \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \left(\frac{V_{H\infty}}{V_\infty}\right)^2 \quad (1)$$

, gdzie $\bar{x}_{SAH} = 2.86$.

Na podstawie powyższego wzoru uzyskałem:

\bar{x}_i	κ'_{Hi}
0.25	0.33
0.12	0.34
0.38	0.31

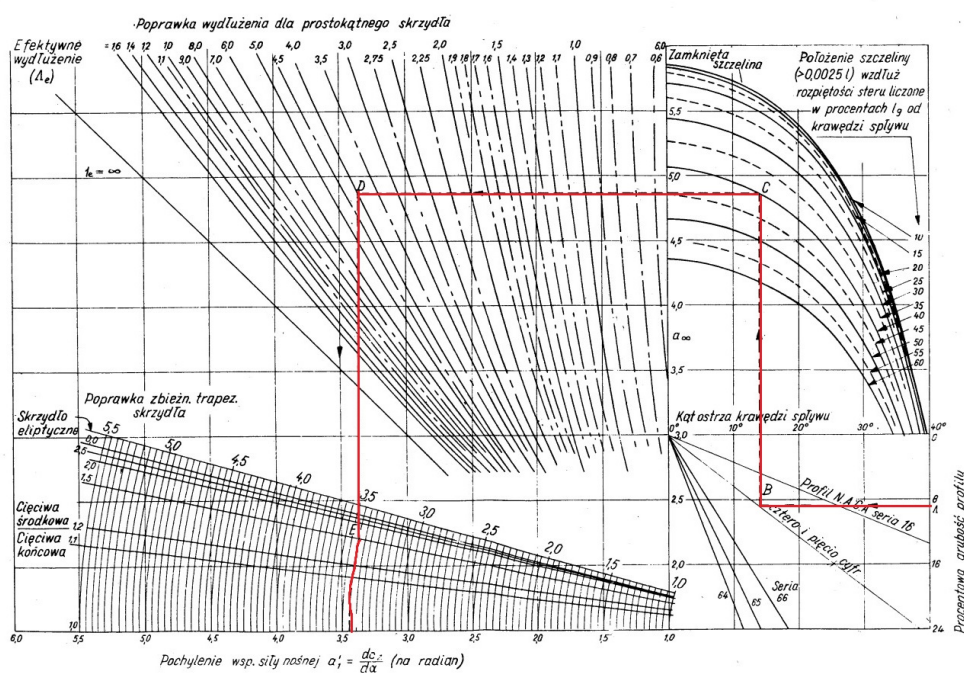
Tab. 2: Cecha objętościowa usterzenia poziomego

2.2 Współczynnik siły nośnej usterzenia poziomego

Współczynnik siły nośnej usterzenia poziomego wyrażam

$$C_{zH} = a_1 \alpha_H + a_2 \delta_H + a_3 \delta_{Hk}$$

- procentowa grubość profilu: 10%,
- położenie szczeliny w stosunku do średniej cięciwy płata stabilizatora 0.428%,
- wydłużenie efektywne usterzenia poziomego: $\Lambda_H = 4.118$
- odwrotność zbierności usterzenia poziomego: $\frac{1}{\lambda_H} = 0.667$



Rys. 1: Odczyt charakterystyki $a_1 = \frac{dC_z}{d\alpha}$ dla usterzenia poziomego

Wyznaczanie współczynnika a_2

$$a_2 = 1.27 \cdot a_1 \cdot \sqrt{\frac{S_{sH}}{S_H}} \left(1 - 0.2 \cdot \frac{S_{sH}}{S_H} \right)$$

gdzie $\frac{S_{sh}}{S_H} = \frac{0.934}{2.2} = 0.425$ to stosunek powierzchni steru do powierzchni usterzenia.

$$a_2 = 1.27 \cdot 3.1 \cdot \sqrt{0.425} (1 - 0.2 \cdot 0.425) = 2.218 \text{ rad}^{-1} \quad (2)$$

3 Kąt zaklinowania usterzenia wysokości

Obliczenia przyjmę dla prędkości przelotowej równej $V = 106 \text{ kt} = 32.4 \text{ m/s}$ oraz wysokości $h = 0 \text{ m}$. Przy tej prędkości płat będzie musiał wytworzyć współczynnik C_z o pewnej wartości.

$$C_z = \frac{2mg}{\rho SV^2} = \frac{2 \cdot 726.0 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 15.0 \cdot 34.0^2} = 0.68 \quad (3)$$

Równanie kąta zaklinowania łopaty:

$$\alpha_{zH} = \frac{C_{mbu}}{\kappa'_H \cdot a_1} - \frac{C_z}{a} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$

gdzie

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2a}{\pi \Lambda} = \frac{2 \cdot 4.452}{\pi \cdot 6.59} = 0.43 \quad (4)$$

x_c	C_{mbu}	κ	$a_{zh}[\text{rad}]$	$a_{zh}[\text{deg}]$
0.120	-0.075	0.343	-0.164	-9.421
0.250	-0.040	0.326	-0.133	-7.624
0.380	-0.004	0.310	-0.098	-5.640

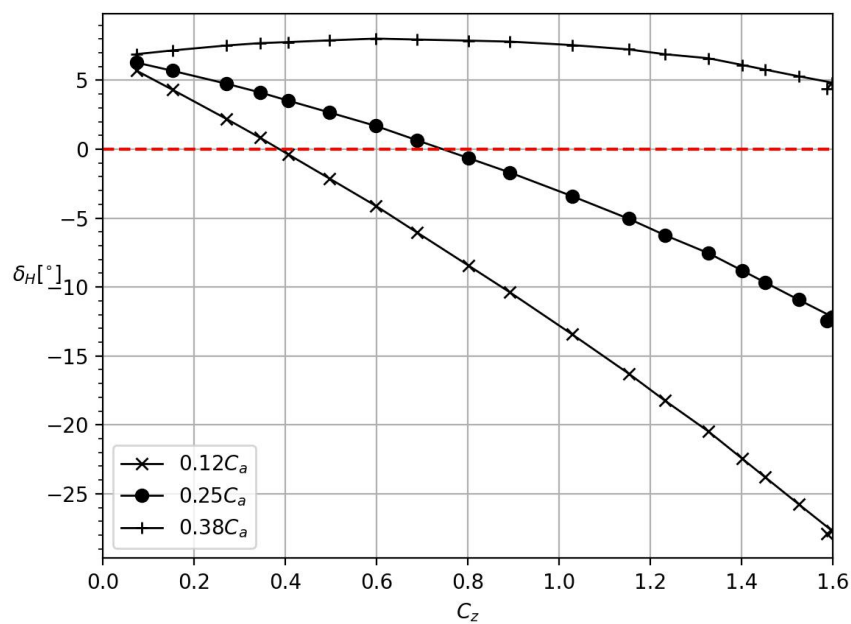
Tab. 3: Wyznaczanie α_{zH} - kąta zaklinowania płata

Jako podstawową wartość przyjmuję $\alpha_{zH} \approx -0.133 \text{ rad}^{-1} = -7.66 \text{ deg}$.

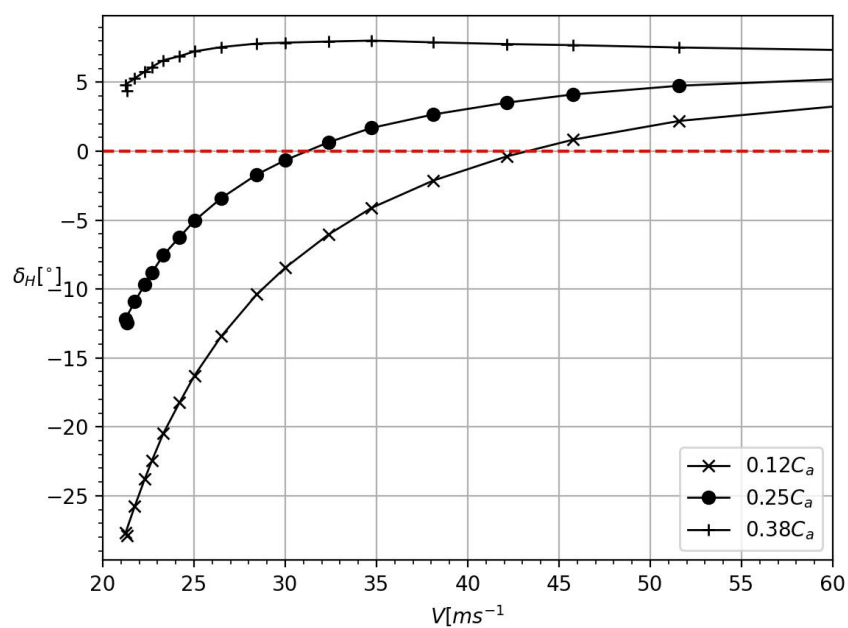
4 Kąt wychylenia steru

Kąt wychylenia steru δ_h z równania równowagi:

$$\delta_h = \frac{C_{mbu}}{\kappa'_H \cdot a_2} - \frac{a_1}{a_2} \cdot \left[\frac{C_z}{a} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + \alpha_{zH} \right] \quad (5)$$



Rys. 2: Kąt wychYLENIA steru niezbedny do zachowania rownowagi dla roznego C_z na podstawie Tab. 4



Rys. 3: Kąt wychYLENIA steru niezbedny do zachowania rownowagi dla roznego V na podstawie Tab. 4

$V[ms^{-1}]$	C_z	$\delta_{h1}[^\circ]$	$\delta_{h2}[^\circ]$	$\delta_{h3}[^\circ]$
24	1.253	-12.720	-10.166	-7.392
25	1.155	-11.713	-9.158	-6.384
26	1.068	-10.819	-8.265	-5.490
27	0.990	-10.023	-7.468	-4.694
28	0.921	-9.310	-6.756	-3.981
29	0.858	-8.670	-6.116	-3.341
30	0.802	-8.093	-5.539	-2.764
31	0.751	-7.571	-5.016	-2.242
32	0.705	-7.097	-4.542	-1.768
33	0.663	-6.665	-4.111	-1.336
34	0.624	-6.271	-3.717	-0.942
35	0.589	-5.910	-3.356	-0.582
36	0.557	-5.579	-3.025	-0.250
37	0.527	-5.274	-2.720	0.054
38	0.500	-4.993	-2.439	0.335
39	0.475	-4.734	-2.180	0.595
40	0.451	-4.493	-1.939	0.835
41	0.429	-4.270	-1.716	1.058
42	0.409	-4.063	-1.509	1.265
43	0.390	-3.870	-1.316	1.458
44	0.373	-3.690	-1.136	1.638
45	0.356	-3.522	-0.968	1.806
46	0.341	-3.365	-0.811	1.964
47	0.327	-3.218	-0.663	2.111
48	0.313	-3.079	-0.525	2.249
49	0.301	-2.950	-0.395	2.379
50	0.289	-2.827	-0.273	2.501
51	0.278	-2.712	-0.158	2.616
52	0.267	-2.604	-0.050	2.724
53	0.257	-2.502	0.052	2.827

Tab. 4: Kąt wychylenia stery niezbędnego do zachowania równowagi

5 Siła na drążku w warunkach równowagi

W celu wyznaczenia siły na drążku w warunkach równowagi przyjmuję prędkość $V = 34.0ms^{-1}$.

$$P_{dh} = \frac{1}{2} \cdot S_{sH} \cdot c_{sH} \cdot K_{sd} \cdot V_H^2 \cdot C_{m_{zh}} \quad (6)$$

gdzie:

- $S_{sH} = 2.2$ - pole powierzchni steru wysokości
- $c_{sH} = 0.934$ - średnia cięciwa steru wysokości
- $K_{sd} = \frac{1}{l_d} \cdot \frac{d\delta_h}{d\delta_{dh}} = 1.0$ - przełożenie liniowe sterownica-ster wysokości
- $l_d = 1$ - przełożenie kątowe sterownica-ster wysokości
- $C_{m_{zh}}$ - współczynnik momentu zawiasowego

Na podstawie instrukcji Zbigniew Paturski. *Projekt nr 9 Równowaga podłużna samolotu i siły na sterownicy wysokości*, $C_{m_{zh}}$ wyznaczam wzorem:

$$C_{m_{zh}} = b_0 + b_1 \cdot \alpha_H + b_2 \delta_H + b_3 \delta_{Hk} \quad (7)$$

$$\delta_{Hk} = -\frac{b_1}{b_3} \alpha_H - \frac{b_2}{b_3} \delta_H \quad (8)$$

gdzie α_H wyznaczam wzorem:

$$\alpha_H = \frac{C_z}{a} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + \alpha_{zH} \quad (9)$$

natomiast współczynniki b_1 , b_2 i b_3 na podstawie:

$$b_1 = b_{1\infty} \cdot \frac{a_1}{a_{1\infty}} = -0.229 \cdot \frac{3.1}{4.9} = -0.145 \quad (10)$$

$$b_2 = b_{2\infty} + \left(\frac{a_1}{a_{1\infty}} - 1\right) \cdot b_1 \eta_{sH} = -0.354 + \left(\frac{3.1}{4.9} - 1\right) \cdot -0.145 \cdot 0.6 = -0.322 \quad (11)$$

$$b_3 = b_{3\infty} K_{kl} - \left(1 - \frac{a_1}{a_{1\infty}}\right) b_1 \eta_{skH} = -1.432 \cdot 0.5 - \left(1 - \frac{3.1}{4.9}\right) \cdot -0.145 \cdot 0.47 = -0.388 \quad (12)$$

Wartości współczynników $b_{1\infty}$, $b_{2\infty}$, $b_{3\infty}$, η_{sH} , η_{skH} odczytane zostały z tabeli z instrukcji Paturski, *Projekt nr 9 Równowaga podłużna samolotu i siły na sterownicy wysokości*:

- $b_{1\infty} = -0.00400[1/deg] = -0.229[1/rad]$
- $b_{2\infty} = -0.00618[1/deg] = -0.354[1/rad]$
- $b_{3\infty} = -1.4321/rad$ na podstawie tabeli 9.2 z Paturski, *Projekt nr 9 Równowaga podłużna samolotu i siły na sterownicy wysokości* oraz wartość $\frac{c_{sh}}{c_h} = 0.56$ $\frac{c_{kh}}{c_{sh}} = 0.345$
- $\eta_{sH} = 0.6$ bo $\frac{S_{sH}}{S_H} = 0.425$
- $\eta_{skH} = 0.47$ bo $\frac{S_{skh}}{S_{sh}} = 0.270$

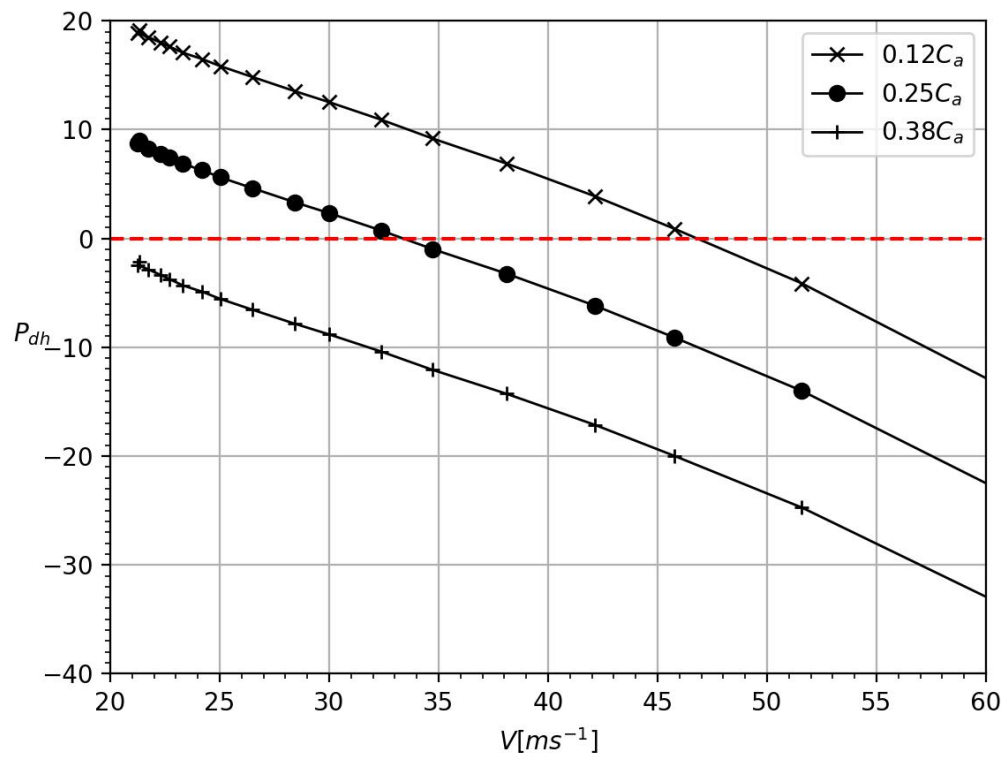
gdzie $\frac{c_{snh}}{c_{sh}} = 0.3$ i oznacza stosunek średniej cięciwy części steru przed osią obrotu do średniej cięciwy całego steru. Wartość K_{kl} wyznaczam z równania:

$$K_{kl} = \frac{S_{sH} \cdot b_{kh}}{S_{kh} \cdot b_{sH}} = \frac{0.934 \cdot 1.615}{0.471 \cdot 3.01} = 0.5 \quad (13)$$

Teraz na podstawie równania (8) jestem w stanie wyznaczyć współczynniki przy oraz zależność $\delta_{Hk}(\delta_H)$

$$\delta_{Hk} = -\frac{-0.145}{-0.388} \alpha_H - \frac{-0.322}{-0.388} \delta_H = 0.0334[rad] = 1.913[deg] \quad (14)$$

Ostatecznie na podstawie Równ. (6) wyznaczam siłę na drążku dla prędkości $v_{eco} = 34.0$ w celu weryfikacji wykresu:



Rys. 4: Siła na drążku w zależności od V

References

Paturski, Zbigniew. *Projekt nr 9 Równowaga podłużna samolotu i siły na sterownicy wysokości*.
 Polewski, Marek. *Projekt 8 - Moment podłużny samolotu*. 2023.