

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

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

DATA ODDANIA PROJEKTU:

.....

OCENA: .....



# Spis treści

## 0.1 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  $S = 15m^2$ ,
- 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 [?]

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

Tab. 1: Położenia środka ciężkości samolotu

## 0.2 Współczynnik momentu podłużnego usterzenia wysokości

### 0.2.1 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:

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

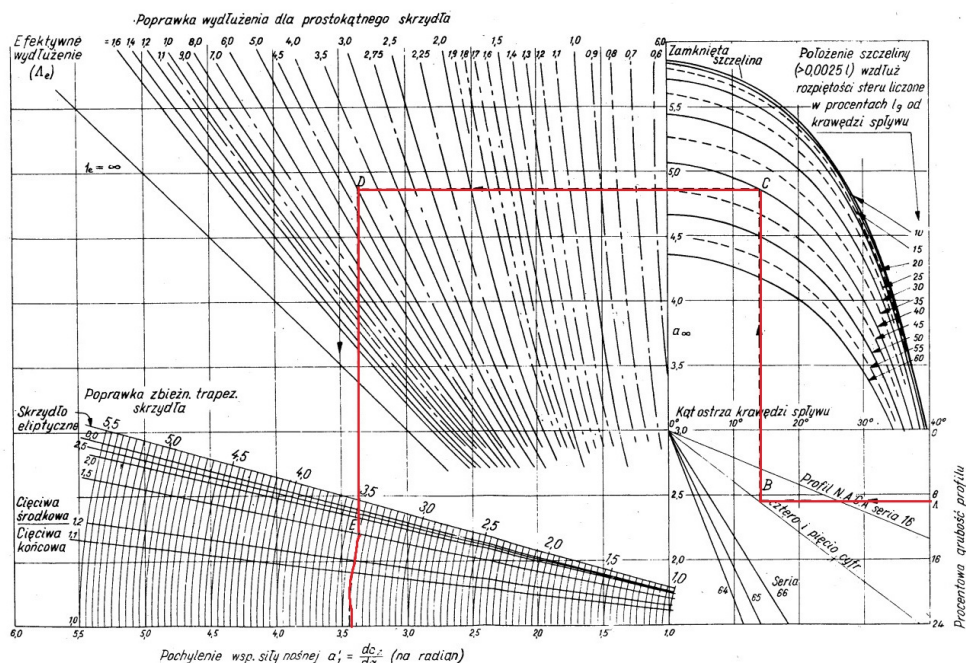
Tab. 2: Cecha objętościowa usterzenia poziomego

## 0.2.2 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:  $\frac{1}{\lambda_H} = 0.666$



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 (?? w ??) do powierzchni usterzenia.

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

### 0.3 Kąt zaklinowania usterzenia wysokości

Obliczenia przyjmę dla prędkości przelotowej równej  $V = 106 kt = 54.4 m/s$  oraz wysokości  $h = 0m$ . Przy tej prędkości płat będzie musiał wytworzyć współczynnik  $C_z$  o pewnej wartości.

$$C_z = \frac{2mg}{\rho S V^2} = \frac{2 \cdot 726 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 15 \cdot 54.4^2} = 0.262 \quad (3)$$

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

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2a}{\pi \Lambda} = \frac{2 \cdot 4.452}{\pi \cdot 6.59} = 0.430 \quad (4)$$

$\bar{x}_c$	$C_{mbu}$	$\kappa'_H$	$\alpha_{zH}[rad]$	$\alpha_{zH}[deg]$
0.12	-0.074	0.34	-0.10	-5.95
0.25	-0.039	0.32	-0.07	-4.16
0.38	-0.004	0.31	-0.03	-2.17

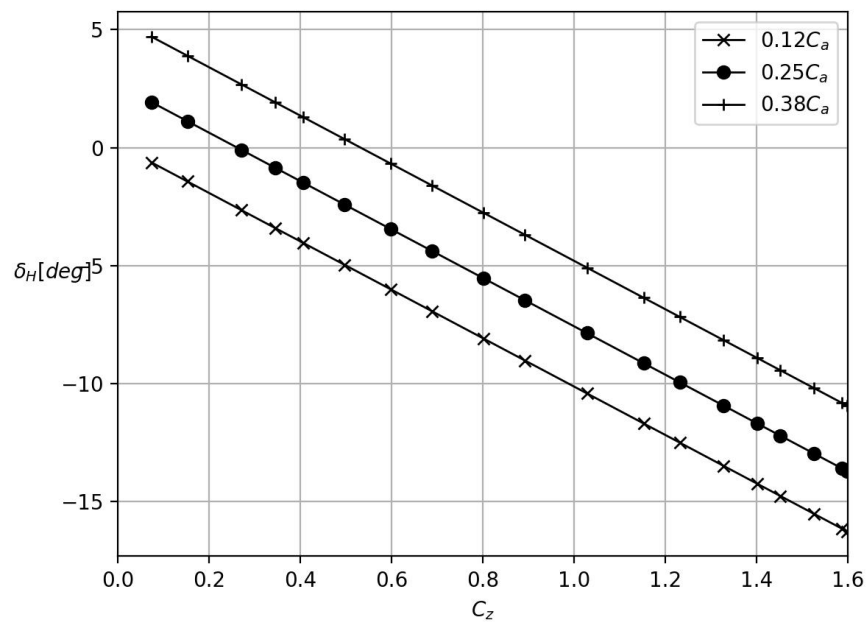
Tab. 3: Wyznaczanie  $\alpha_{zH}$  - kąta zaklinowania płata

Jako podstawową wartość przyjmuję  $\alpha_{zH} \approx -0.1 rad^{-1} = -5.95 deg$ .

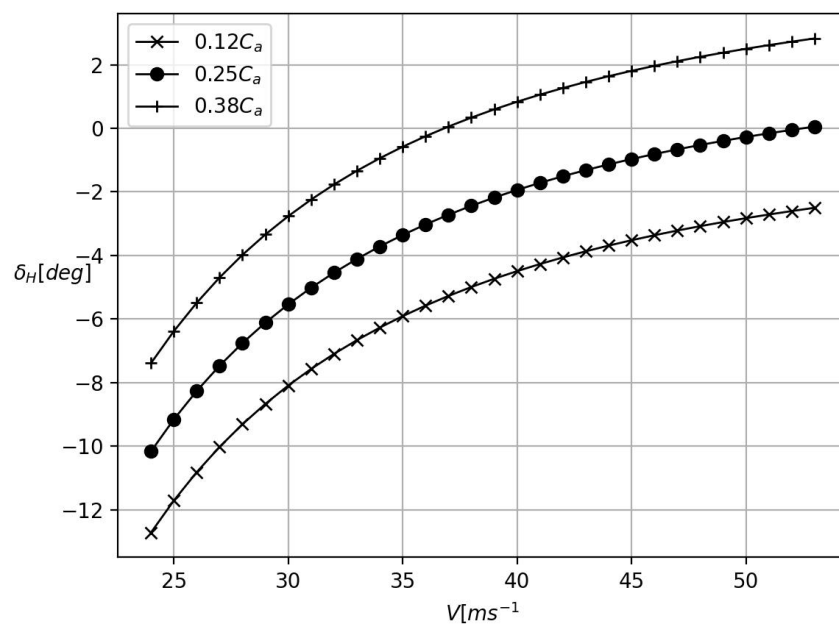
### 0.4 Kąt wychylenia steru

Kąt wychylenia steru  $\delta_h$  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 niezbędny do zachowania równowagi dla różnego  $C_z$



Rys. 3: Kąt wychylenia steru niezbędny do zachowania równowagi dla różnego  $V$

	$V[ms^{-1}]$	$C_z$	$\delta_{h1}[^\circ]$	$\delta_{h2}[^\circ]$	$\delta_{h3}[^\circ]$
24	1.253129	-12.720390	-10.166218	-7.391849	
25	1.154884	-11.712590	-9.158418	-6.384049	
26	1.067755	-10.818822	-8.264650	-5.490281	
27	0.990127	-10.022511	-7.468339	-4.693970	
28	0.920666	-9.309986	-6.755814	-3.981445	
29	0.858267	-8.669892	-6.115720	-3.341351	
30	0.802003	-8.092734	-5.538562	-2.764193	
31	0.751095	-7.570524	-5.016352	-2.241983	
32	0.704885	-7.096503	-4.542331	-1.767962	
33	0.662812	-6.664917	-4.110745	-1.336376	
34	0.624397	-6.270850	-3.716678	-0.942309	
35	0.589226	-5.910076	-3.355904	-0.581535	
36	0.556946	-5.578946	-3.024774	-0.250405	
37	0.527248	-5.274300	-2.720128	0.054241	
38	0.499863	-4.993387	-2.439215	0.335154	
39	0.474558	-4.733804	-2.179632	0.594737	
40	0.451127	-4.493446	-1.939274	0.835095	
41	0.429389	-4.270460	-1.716288	1.058081	
42	0.409185	-4.063210	-1.509039	1.265331	
43	0.390374	-3.870252	-1.316080	1.458289	
44	0.372832	-3.690299	-1.136127	1.638242	
45	0.356446	-3.522210	-0.968038	1.806331	
46	0.341116	-3.364963	-0.810791	1.963578	
47	0.326755	-3.217646	-0.663474	2.110895	
48	0.313282	-3.079440	-0.525268	2.249101	
49	0.300626	-2.949609	-0.395437	2.378932	
50	0.288721	-2.827490	-0.273318	2.501051	
51	0.277510	-2.712483	-0.158312	2.616058	
52	0.266939	-2.604048	-0.049876	2.724493	
53	0.256961	-2.501692	0.052480	2.826849	

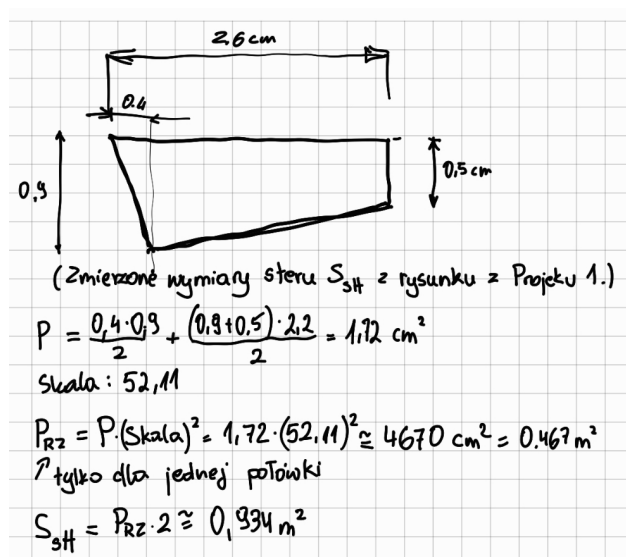
Tab. 4: Kąt wychylenia stery niezbędnego do zachowania równowagi





## Dodatek A

### Obliczenia powierzchni steru



Rys. A.1: Obliczanie pola  $S_{st}$  z wysunku z Projektu 1 [?]



# Bibliografia

- [1] Marek Polewski. *Projekt 1 - Wybór samolotu*. 2023.
- [2] Marek Polewski. *Projekt 8 - Moment podłużny samolotu*. 2023.