

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

Projekt 3

Charakterystyki aerodynamiczne samolotu

DATA ODDANIA PROJEKTU

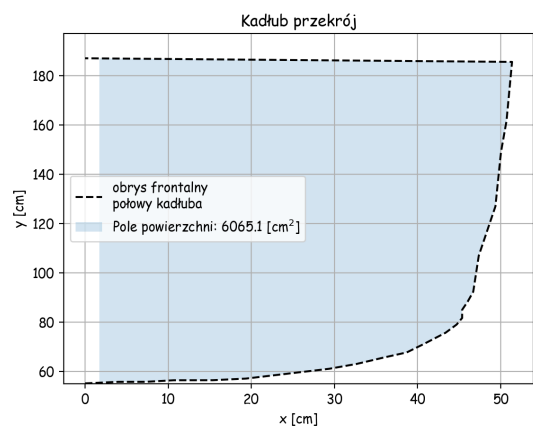
.....

OCENA:

Spis treści

1	Kadłub	1
2	Usterzenie poziome	2
3	Usterzenie pionowe	3
4	Inne elementy	3
4.1	Podwozie	3
4.2	Belka skrzydłowa	5
5	Podsumowanie wpływu poszczególnych elementów na opór	6
5.1	Opory szkodliwe samolotu	6
5.2	Współczynnik oporu kompletnego samolotu	6
5.3	Współczynnik siły nośnej samolotu	6
5.4	Dokosnałość aerodynamiczna	7
5.5	Aerodynamiczna funkcja energetyczna	7
5.6	Wyniki przedstawione na wykresach	7
6	Aproksymacja charakterystyk aerodynamicznych. Biegunowa analityczna	8

1 Kadłub



(A) Obrys wykonany w przy użyciu rysunku z Projektu 1 [?]



(B) Widok z przodu

RYS. 1: Rzut czołowy kadłuba wraz z polem powierzchni

Pole powierzchni	S	1.21302	m^2
Współczynnik oporu	C_x	0.25	

TAB. 1: Kadłub na podstawie poradnika *opory_kadlubow_v1.pdf*

2 Usterzenie poziome

Ramię usterzenia poziomego	l_h	5.094	m
Pole usterzenia poziomego	S_h	2.1	m^2
Powierzchnia nośna	s	15	m^2
Średnia Ciężka aerodynamiczna	C_a	1.5	m
Środek siły aerodynamicznej	X_{sa}	0.35	m
Środek siły ciężkości (na podstawie poradnika)	X_{sc}	0.28	m
Moment	C_{msa}	-0.048	
na podstawie skryptu	$\left(\frac{V_h}{V}\right)^2$	0.85	
Rozpiętość usterzenia poziomego	b_h	3.01	m
Współczynnik siły nośnej płata	C_{zp} (dla -2.0571 stopnia)	0.0056	

TAB. 2: Wartości

Równanie momentów podczas lotu musi być równe 0.

$$C_{m_{S,A}} + C_z \cdot (\bar{x}_{S,C} - \bar{x}_{S,A}) = \kappa'_H \cdot C_{zH}$$

gdzie:

- $C_{m_{S,A}} = -0.048$ współczynnik momentu podłużnego płata samolotu względem środka aerodynamicznego płata,
- $\bar{x}_{S,A} = \frac{x_{S,A}}{C_a}$ względne położenie środka aerodynamicznego płata,
- $\bar{x}_{S,C} = \frac{x_{S,C}}{C_a}$ względne położenie środka masy samolotu
- $\kappa'_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S \cdot C_a} \cdot \left(\frac{V_h}{V}\right)^2 = \frac{2.2 \cdot 5.094}{15 \cdot 1.5} \cdot 0.85 = 0.423$ - podana w tabelce powyżej
- S_h, l_H pole powierzchni i ramię usterzenia poziomego
- $C_z = 0.1$ dla kąta natarcia równego $\alpha_p = -0.1^\circ$

Na podstawie powyższego związku można wyznaczyć wartość współczynnika C_{zH} zapewniającą równowagę momentów podłużnych względem osi Cy1

$$C_{zH} = \frac{C_{m_{S,A}}}{\kappa'_H} + \frac{\bar{x}_{S,C} - \bar{x}_{S,A}}{\kappa'_H} \cdot C_z$$

Tak więc:

$$C_{zH} = \frac{1}{0.423} \cdot (-0.0480 + (0.28 - 0.236) \cdot 0.1) = -0.1031 \quad (1)$$

Współczynnik oporu usterzenia poziomego, analogicznie jak dla płata nośnego, wyznaczamy ze związku:

$$C_{xH} = (C_{x_{H\infty}})_{min} + \Delta C_{x_{szcz}} + \frac{C_{zH}^2}{\pi \Lambda_{eH}}$$

gdzie:

- $(C_{x_{H\infty}})_{min} = 0.006$ minimalna wartość współczynnika oporu profilu usterzenia dla NACA 0009 ??
- $\Delta C_{x_{szcz}} = 0.0060$ przyrost współczynnika oporu profilowego wynikający z istnienia szczelin między statecznikiem

- $\Lambda = \frac{b_H^2}{S_H} \cdot e_H = \frac{3.01^2}{2.2} \cdot 0.9 = 3.706$ wydłużenie usterzenia poziomego skorygowane o wpływ obrysu usterzenia i szczelin między statecznikiem a sterem; wartość $e_H = 0.9$ przyjęta z powodu małego wydłużenia

Finalnie

$$Cx_H = 0.006 + 0.006 + \frac{(-0.1031)^2}{\pi \cdot 3.706} = 0.0129 \quad (2)$$

3 Usterzenie pionowe

W locie symetrycznym usterzenie pionowe opływane jest symetrycznie, zaś ster kierunku nie jest wychylony, zatem współczynnik oporu usterzenia pionowego nie zawiera oporu indukowanego i wynosi (oznaczenia analogiczne jak dla usterzenia poziomego):

$$Cx_V = (Cx_V)_{min} + \Delta Cx_{Vszcz} = 0.011$$

gdzie:

- $Cx_V = 0.006$ dla NACA 0012
- $\Delta Cx_{Vszcz} = 0.005$

4 Inne elementy

4.1 Podwozie

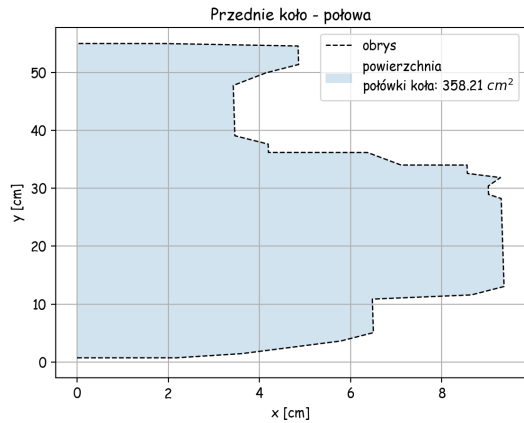


RYS. 2: Podwozie w Cessnie 150m

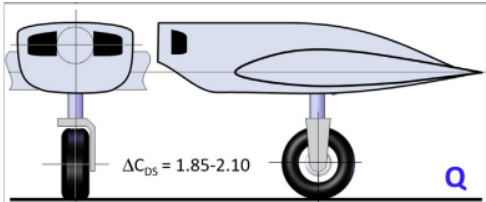
Jak widać na załączonym obrazku, podwozie składa się z przedniego koła oraz dwóch bocznych. Z uwagi na różnice w geometrii i kształcie, trzeba rozpatrzeć je osobno.

Do obliczenia pól przekrojów wykorzystałem Webplotdigitalizer w celu uzyskania obrysu w centymetrach, następnie zinterpolowałem liniowo w Pythonie przy użyciu biblioteki *numpy* i scałkowanym metodą trapezów.

Przednie podwozie



(A) Obrys wykonany w przy użyciu rysunku z Projektu 1 [?]



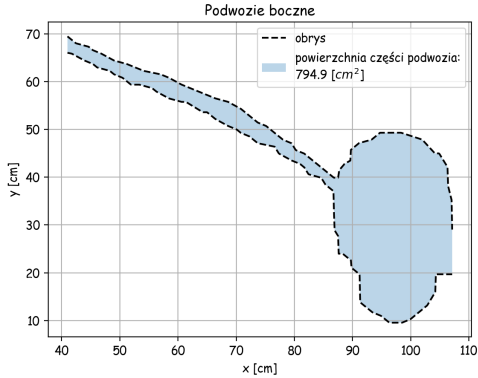
(B) Na podstawie przykładu ze strony 722 General Aviation Aircraft [General Aviation Aircraft]

RYS. 3: Rzut czołowy przedniego koła

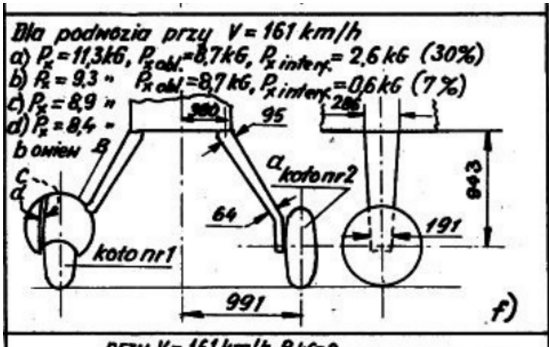
Powierzchnia czołowa	S_j	$358.210\text{cm}^2 = 0.071642\text{m}^2$
Współczynnik oporu	C_x	1.8

TAB. 4: Wartości dla przedniego podwozia

Boczne podwozie



(A) Obrys wykonany w przy użyciu rysunku z Projektu 1 [?]



(B) Na podstawie pliku [?]

RYS. 4: Caption

Pole przekroju	S_j	0.15898	m^2
Siła oporu	P_x	91.233	N
Gęstość powietrza	ρ_0	1.225	$\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
Prędkość przelotowa	V	54.444	$\frac{\text{m}}{\text{s}}$

TAB. 5: Boczne podwozie - dane

$$C_x = \frac{1}{S_j} \frac{P_x}{\frac{1}{2} \rho_0 v^2} = \frac{1}{0.159} \frac{9.3 \cdot 9.81}{\frac{1}{2} 1.225 \cdot (54)^2} = 0.3160$$

4.2 Belka skrzydłowa

EXAMP

Determine the additive drag of a (Cessna-like) wing strut whose length is 5 ft, chord is 4 inches, and t/c is 0.2 at S-L at airspeed of 110 KTAS. The reference area is 160 ft². Assume no interference and $C_f = 0.008$.

Solution

Using Equation (15-86) we get:

$$\begin{aligned} \Delta C_{Dstrut} &= \left[2C_f \left(1 + \frac{t}{c} \right) + \left(\frac{t}{c} \right)^2 \right] \left(\frac{L \times c}{S_{ref}} \right) \\ &= \left[2(0.008)(1 + 0.2) + (0.2)^2 \right] \left(\frac{5 \times (4/12)}{160} \right) \\ &= 0.0006167 \end{aligned}$$

(A) Przykład z [General Aviation Aircraft]



(B) Rozpórka skrzydła - wing strut

Rys. 5: Rozpórka skrzydła

Wyliczone na podstawie przykładu ze strony 716 z książki [General Aviation Aircraft].

$$\Delta C_{Dstrut} = \left[2C_f \left(1 + \frac{t}{c} \right) + \left(\frac{t}{c} \right)^2 \right] \left(\frac{L \cdot c}{S_{ref}} \right) = \left[2 * 0.008(1 + 0.2) + (0.2)^2 \right] \left(\frac{1.52 \cdot 0.1}{0.0304} \right) = 0.2072$$

gdzie:

- c - cięciwa rozpórki
- $C_f = 0.008$ - współczynnik tarcia
- $S_{ref} = 0.0304$ - powierzchnia odniesienia (przekrój czołowy rozpórki)
- $t/c = 0.2$
- ΔC_{Dstrut} - wsp oporu rozpórki na podstawie powierzchni odniesienia

5 Podsumowanie wpływu poszczególnych elementów na opór

Wyliczony opór poszczególnych elementów

Elementy samolotu					
LP	Podzespół	C _{xj}	S _j	C _{xj} *S _j	Źródło danych
1	Kadłub	0.25	1.21302	0.3033	opory_kadlubow_v1.pdf
2	Usterzenie poziome	0.01291326318	2.2	0.0284	Poradnik2
3	Usterzenie pionowe	0.011	0.02	0.0002	Poradnik2
4	Podwozie boczne	0.3160794268	0.15898	0.0503	Podwozia.pdf
5	Podwozie przednie	1.8	0.071642	0.1290	[General Aviation Aircraft]
6	Belka skrzydłowa	0.2072	0.0304	0.0063	[General Aviation Aircraft]
			suma C _{xj} *S _j	0.5174	

TAB. 6: Wszystkie elementy konstrukcyjne wybrane do obliczeń oporu

Minimalny opór szkodliwy:

$$C_{x_{szk} min} = \frac{C_{xj} \cdot S_j}{S} = \frac{0.5174}{15} = 0.0345$$

5.1 Opory szkodliwe samolotu

$$C'_{x_{szk}} = (C_{x_{szk}})_{min} \cdot \left(1 + \frac{|C_z|}{\zeta}\right)$$

gdzie ζ współczynnik proporcjonalności zamian oporów szkodliwych. Dla Cessny 150m założyłem $\zeta = 4.5$ z uwagi na kanciastą sylwetkę. Wszystkie te wartości zostały policzone w arkuszu kalkulacyjnym.

Przykład dla $\alpha = -1^\circ$:

$$C'_{x_{szk}} = 0.0345 \cdot \left(1 + \frac{|0.07526240|}{4.5}\right) = 0.03509$$

5.2 Współczynnik oporu kompletnego samolotu

$$C_x = \left(Cx'_p + Cx'_{szk} + \frac{S_h}{S} \cdot Cx_H\right) \cdot (1 + K_{interf})$$

gdzie

- Cx'_p - wsp oporu płata
- Cx'_{szk} - współczynnik oporów szkodliwych
- $K_{interf} = 0.07$ współczynnik wzrostu oporów na skutek interferencji aerodynamicznej

Przykład dla $\alpha = -1^\circ$:

$$C_x = (0.0071 + 0.03509 + \frac{2}{15} \cdot 0.0129) \cdot (1 + 0.07) = 0.0472$$

5.3 Współczynnik siły nośnej samolotu

$$Cz' = C_z + \frac{S_H}{S} \cdot Cz_H$$

Przykład dla $\alpha = -1^\circ$:

$$Cz' = 0.07526 + \frac{2}{15} \cdot (-0.106) = 0.0598$$

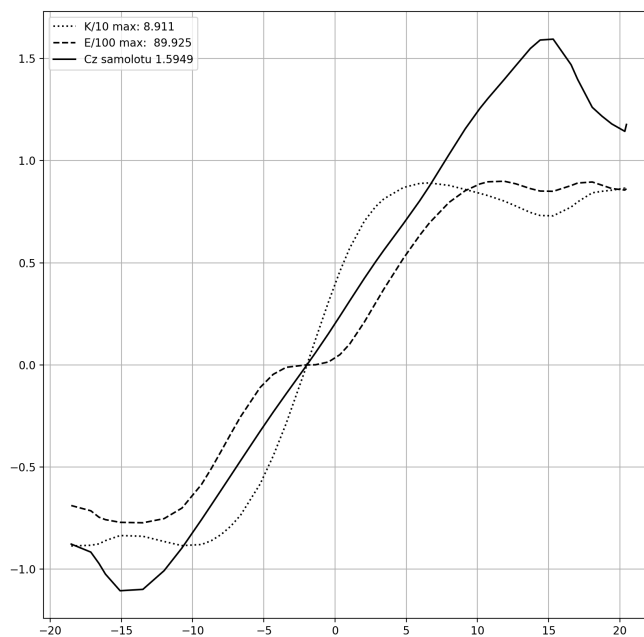
5.4 Dokosnałość aerodynamiczna

$$K = \frac{Cz'}{Cx}$$

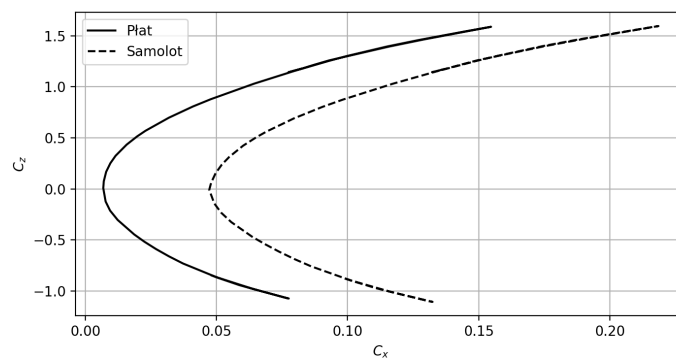
5.5 Aerodynamiczna funkcja energetyczna

$$E = \frac{Cz'^3}{Cx^2}$$

5.6 Wyniki przedstawione na wykresach



(A) Wykresy zależności $K(\alpha)$, $E(\alpha)$, $Cz'(\alpha)$



(B) $Cz(Cx)$

RYS. 6: Wyniki obliczeń

6 Aproksymacja charakterystyk aerodynamicznych. Biegunowa analityczna

Zależność współczynnika oporu aerodynamicznego samolotu od współczynnika siły nośnej $C_x(C_z)$ przyjmuje się w postaci niepełnego wielomianu drugiego stopnia:

$$C_x = C_{x_0} + \frac{C_z^2}{\pi \Lambda_e}$$

Zależność ta nosi nazwę biegunowej analitycznej. Skorzystamy z mniej dokładnej dokładnej metody wykreślnorachunkowej. Wartość współczynnika aproksymacji odczytujemy z wykresu jako $C_{x_0} = 0.05$.

$$\frac{\Delta C_x}{\Delta C_z^2} = \frac{1}{\pi \Lambda} = 1/15.22 = 0.0657$$

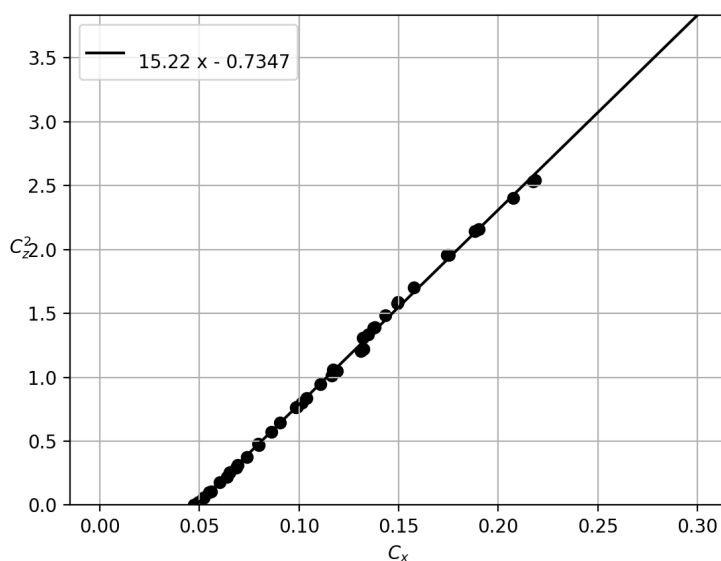
Obliczamy wartość wydłużenia efektywnego

$$\Lambda_e = \frac{1}{\pi \frac{\Delta C_x}{\Delta C_z^2}} = \frac{1}{0.0657\pi} = 4.8449$$

Następnie porównujemy ją z wydłużeniem geometrycznym licząc współczynnik Oswalda:

$$e = \frac{\Lambda_e}{\Lambda} = \frac{4.8449}{6.5967841} = 0.73443$$

Wyliczony współczynnik Oswalda znajduje się w dopuszczalnym zakresie od 0.7 do 0.98.



RYS. 7: $C_z^2(c_x)$

Bibliografia

Współczynnik na podstawie <https://aeroknowledge77.files.wordpress.com/2011/09/58986488-theory-of-wing-sections-including-a-summary-of-airfoil-data.pdf>

Na podstawie przykładu ze strony 722 General Aviation Aircraft