

Projekt 1 – analizy wstępne

Niniejszy projekt składa się z czterech części:

1. analizy trendów
2. wykonania odrębnego szkicu samolotu do oszacowania biegunowej analitycznej (Rys.1)
3. definicji misji i założenia najważniejszych osiągnięć samolotu
4. wyznaczenia masy startowej i masy własnej samolotu

1. Analiza trendów

Dla co najmniej dwudziestu samolotów, podobnych do projektowanego, wyznaczyć zależności najważniejszych parametrów od roku produkcji i ekstrapolować je na 5 lat naprzód.

Wyznaczyć zależności najważniejszych parametrów osiągowych od wydłużenia skrzydła, obciążenia powierzchni i ciągu (mocy).

Wyznaczyć zależność stosunku masy samolotu pustego do masy startowej od masy startowej. Można ją przedstawić w postaci zależności:

$$\frac{W_e}{W_0} = A \cdot W_0^C \cdot K_{vs} \quad (1)$$

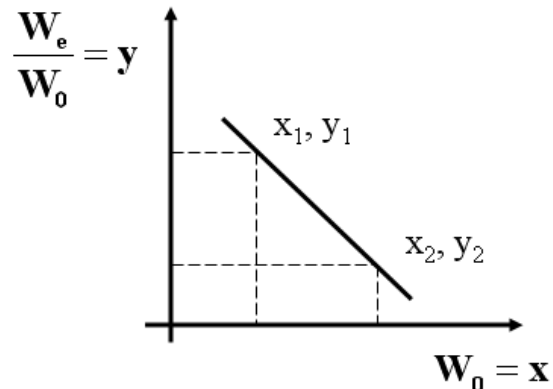
Gdzie: A i C – współczynniki wynikające z wykresu $W_e/W_0 = f(W_0)$

$$C = \log\left(\frac{y_1}{y_2}\right) / \log\left(\frac{x_1}{x_2}\right)$$

$$A = \frac{y_1}{x_1^C}$$

K_{vs} – współczynnik stałości skosu:

- 1.0 – dla skosu stałego
- 1.04 – dla skosu zmiennego wzdłuż rozpiętości



Obliczyć średnie parametry:

- Cecha objętościowa usterzenia poziomego,
- Cecha objętościowa usterzenia pionowego,
- Stosunek masy samolotu pustego do masy startowej
- Część rozpiętości skrzydeł objęta lotkami
- Względna cięciwa lotki
- Względna cięciwa steru wysokości
- Względna cięciwa steru kierunku
- Wznios

2. Definicja misji

W porozumieniu z prowadzącym zdefiniować profil misji i najważniejsze osiągi samolotu (warunki techniczne)

3. Szkic samolotu i szacunkowa biegunowa analityczna

W porozumieniu z prowadzącym sporządzić odręczny szkic samolotu. Przyjąć biegunową analityczną w postaci:

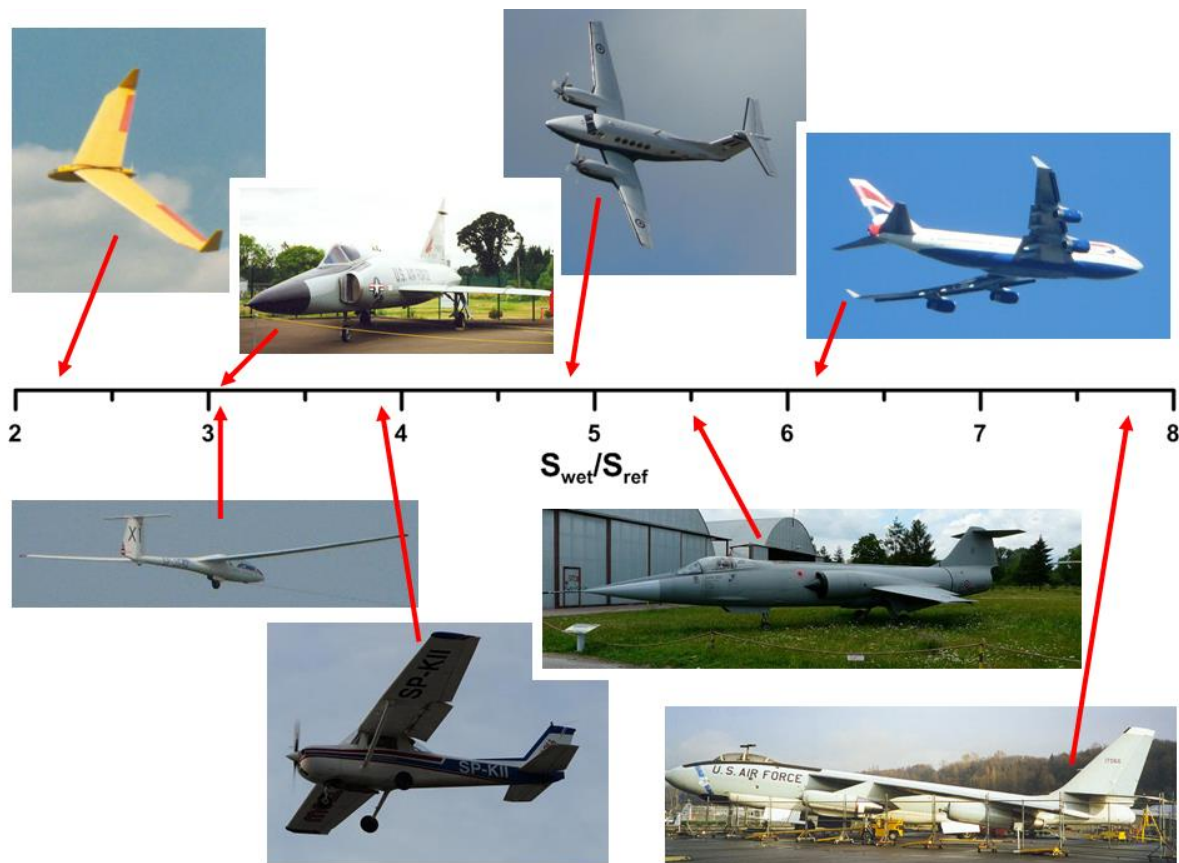
$$C_x = C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (2)$$

Gdzie:

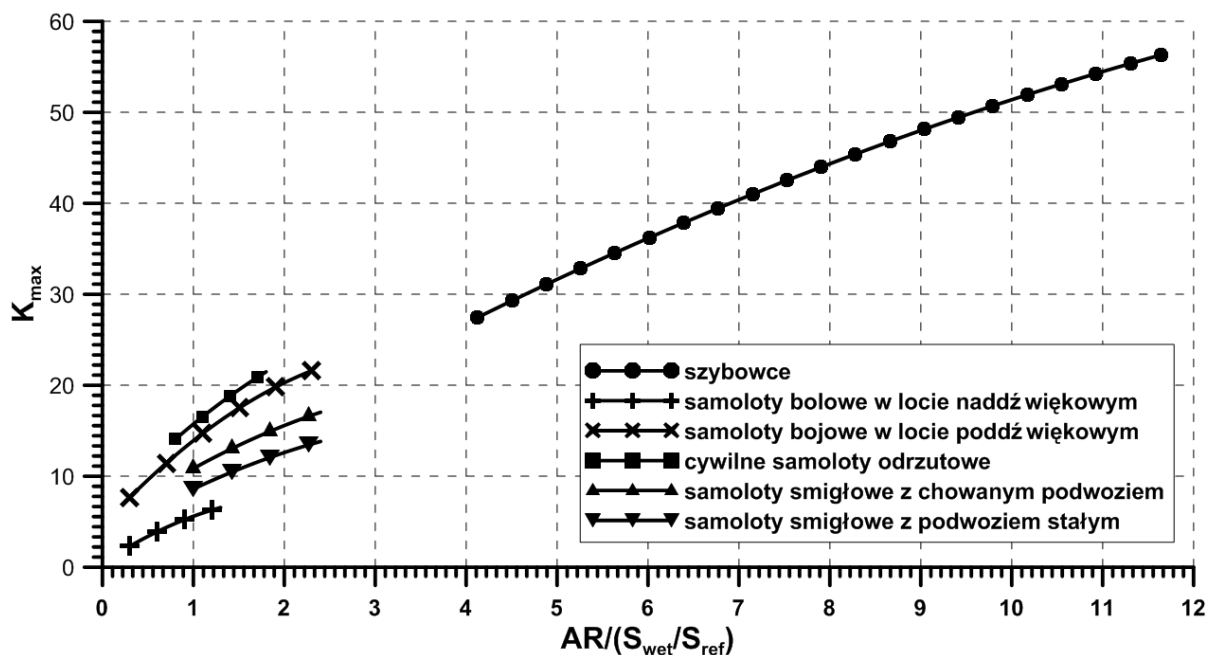
A – wydłużenie płata

e ≈ 0,8 - współczynnik Oswalda

Na podstawie analizy trendów założyć wydłużenie skrzydła. Na podstawie szkicu oraz rys. 1 określić stosunek powierzchni omywanej S_{wet} do powierzchni odniesienia S_w . Na podstawie rys. 2 oszacować maksymalną doskonałość samolotu K_{max} .



Rys.1 Powierzchnia omywana różnych układów samolotów (Raymer)



Rys. 2 zależność maksymalnej doskonałości od wydłużenia i powierzchni omywanej (Raymer)

C_{X0} można obliczyć ze wzoru:

$$K_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \cdot A \cdot e}{C_{x0}}} \quad (3)$$

Gdzie:

K_{\max} – maksymalna doskonałość

Można oczekiwać, że C_{X0} będzie mieścić się w zakresie:

Typ samolotu	C_{X0}
Bojowe	0,014 – 0,02
Duże samoloty transportowe	0,018 – 0,024
Małe dwusilnikowe	0,022 – 0,028
Jednosilnikowe z podwoziem chowanym	0,02 – 0,03
Jednosilnikowe z podwoziem stałym	0,025 – 0,04
Rolnicze	0,06 – 0,08
Motoszybowce	0,014 – 0,02

4. Wyznaczenie masy startowej i masy własnej samolotu

Wyznaczyć masę startową i masę pustego samolotu jedną z dwóch metod:

Iteracyjną - dla samolotów zrzucających ładunek w trakcie lotu

Proporcji - dla samolotów nie zrzucających ładunku

Metoda iteracyjna:

- 1) Zakładamy masę startową
- 2) Obliczamy masę samolotu po starcie
- 3) Obliczamy masę samolotu po wznoszeniu (UWAGA: masa samolotu na początku wznoszenia jest równa masie samolotu po starcie)
- 4) Obliczamy masę samolotu po dolicie do celu (UWAGA: j.w.)
- 5) Obliczamy masę samolotu po wykonaniu zadania (UWAGA1: j.w., UWAGA2: samolot może zrzucić część ładunku płatnego)
- 6) Obliczamy masę samolotu po powrocie (UWAGA: j.w.)
- 7) Obliczamy masę samolotu po oczekiwaniu w kolejce do lądowania (UWAGA: j.w.)
- 8) Obliczamy masę samolotu po lądowaniu i kołowaniu (UWAGA: j.w.)
- 9) Obliczamy masę samolotu pustego (UWAGA: od masy samolotu po lądowaniu odjąć masę ładunku, masę rezerwy paliwa i masę paliwa nieużywalnego)
- 10) Wyznaczamy realistyczną masę samolotu pustego (zakładana masa startowa* stosunek masy samolotu pustego do masy startowej z równania (1))
- 11) Obliczamy różnicę mas z punktów 9) i 10)
- 12) Modyfikujemy masę startową i wracamy do punktu 1)

Obliczenia prowadzić aż do uzyskania zgodności mas na poziomie 0,1%. Na podstawie dwóch iteracji można wyznaczyć liniową zależność zakładanej masy startowej od różnicy pomiędzy masami startowymi (zakładaną i otrzymaną), a następnie zmodyfikować masę startową w taki sposób, aby oczekiwana różnica pomiędzy nimi była równa zero. Pozwoli to zmniejszyć niezbędną ilość iteracji.

Metoda proporcji:

Obliczyć stosunek ciężaru przed i po każdej fazie lotu.
 Obliczyć iloczyn wyznaczonych powyżej proporcji.
 Obliczyć stosunek ciężaru paliwa do ciężaru startowego

$$W_f/W_0 = 1,06 * (1 - W_n/W_0) \quad (4)$$

Współczynnik 1,06 w powyższym wzorze oznacza rezerwę paliwa i paliwo nieużywalne.

Do równania

$$W_0 = \frac{W_{cr} + W_{pay}}{1 - \frac{W_f}{W_0} - \frac{W_e}{W_0}} \quad (5)$$

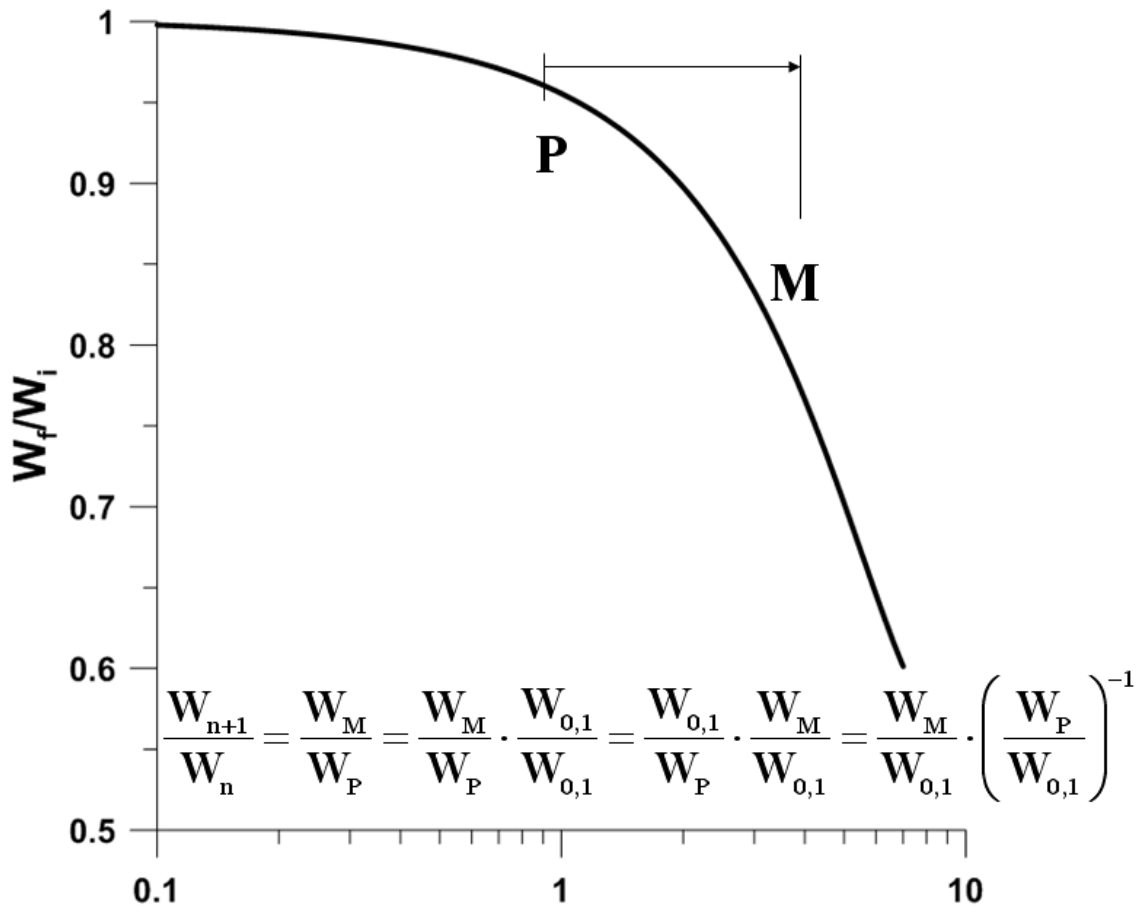
wstawiamy równanie (1) a następnie rozwiązujemy je iteracyjnie.

W obu przypadkach można zakładać następujące spadki ciężaru w wyniku zużycia paliwa

$$\text{Start: } 0,97 \leq (W_{n+1} / W_n)_f \leq 0,975$$

Wznoszenie i rozpędzanie: spadek masy obliczyć na podstawie rys.3. (UWAGA: jeżeli prędkość na początku i końcu wznoszenia jest taka sama, to zmiana liczby

Macha wynika ze zmiany prędkości dźwięku pomiędzy pułapem końcowym i początkowym)



Rys.3 Zależność proporcji między masą przed i po rozpędzeniu od przyrostu liczby Macha (Corke)

Przelot: $R = \frac{V}{C \cdot g} \cdot 0,8 \cdot K_{\max} \cdot \ln(W_n / W_{n+1})$ samoloty odrzutowe

$R = \frac{\eta}{C \cdot g} \cdot 0,8 \cdot K_{\max} \cdot \ln(W_n / W_{n+1})$ samoloty śmigłowe

Gdzie:

$\eta \sim 0,8$ - sprawność śmigła

C – jednostkowe zużycie paliwa w kg/h/kN dla s. odrzutowych, kg/h/kW dla s. śmigłowych (patrz E. Cichosz „Charakterystyka i zastosowania napędów” rys 2.7-9, 2.16, 2.20-21, tab 1-7)

Lot z maksymalnym ciągiem $\frac{W_{n+1}}{W_n} = 1 - \frac{C_{\max} \cdot T_{\max} \cdot t}{W_n}$

Gdzie

T_{\max} – maksymalny ciąg (moc)

t – czas pracy silnika na maksymalnym ciągu (mocy)

Patrowanie $t = \frac{1}{C \cdot g} \cdot 0,8 \cdot K_{\max} \cdot \ln(W_n / W_{n+1})$ dla samolotów odrzutowych

(oczekiwanie) $t = \frac{\eta}{C \cdot g} \cdot 0,8 \cdot K_{\max} \cdot \frac{1}{V} \cdot \ln(W_n / W_{n+1})$ dla samolotów śmigłowych

Lądowanie $0,97 \leq (W_{n+1} / W_n)_f \leq 0,975$