

Projekt 1 – Wymiarowanie (sizing) – analiza trendów, wyznaczenie konstrukcyjnej masy startowej.

Niniejszy projekt obejmuje wstępne wymiarowanie projektowanego samolotu i składa się z następujących punktów

- 1) Wybór klasy samolotu
- 2) Analiza trendów, oszacowanie W_e/W_o
- 3) Obliczenie współczynników A, C
- 4) Wybór typowej misji
- 5) Wyznaczenie $(L/D)_{\max}$ i „wydłużenia omywanego” $A_w = b^2/S_w$
- 6) Wyznaczenie zużycia paliwa W_f/W_o dla segmentów misji
- 7) Wyznaczenie tzw. Konstrukcyjnej masy startowej W_o
- 8) Zbadanie wrażliwości względem istotnego parametru misji.

1 Wybór klasy samolotu

W punkcie niniejszym należy doprecyzować wymagania dla projektowanego samolotu zgodnie z wybranym tematem. W szczególności należy określić masę płątną oraz liczbę osób załogi samolotu. Szczegóły należy omówić z prowadzącym ćwiczenia projektowe.

2 Analiza trendów

Należy wykonać analizę trendów polegającą na wybraniu kilkunastu samolotów o podobnym przeznaczeniu z ostatnich lat i prześledzeniu zmian podstawowych parametrów masowych, geometrycznych i osiągowych. W szczególności należy wyznaczyć bezwymiarowy udział masy własnej w masie całkowitej samolotu

$$\overline{W_e} = \frac{W_e}{W_{TO}} \quad (1)$$

gdzie:

W_e – ciężar własny samolotu (struktury)

W_{TO} – ciężar całkowity (startowy)

Należy wykonać wykres $\overline{W_e}$ w funkcji W_e/W_{TO} . Do sprawdzenia poprawności można porównać wyniki z wykresami pokazanymi na Rys.1-3

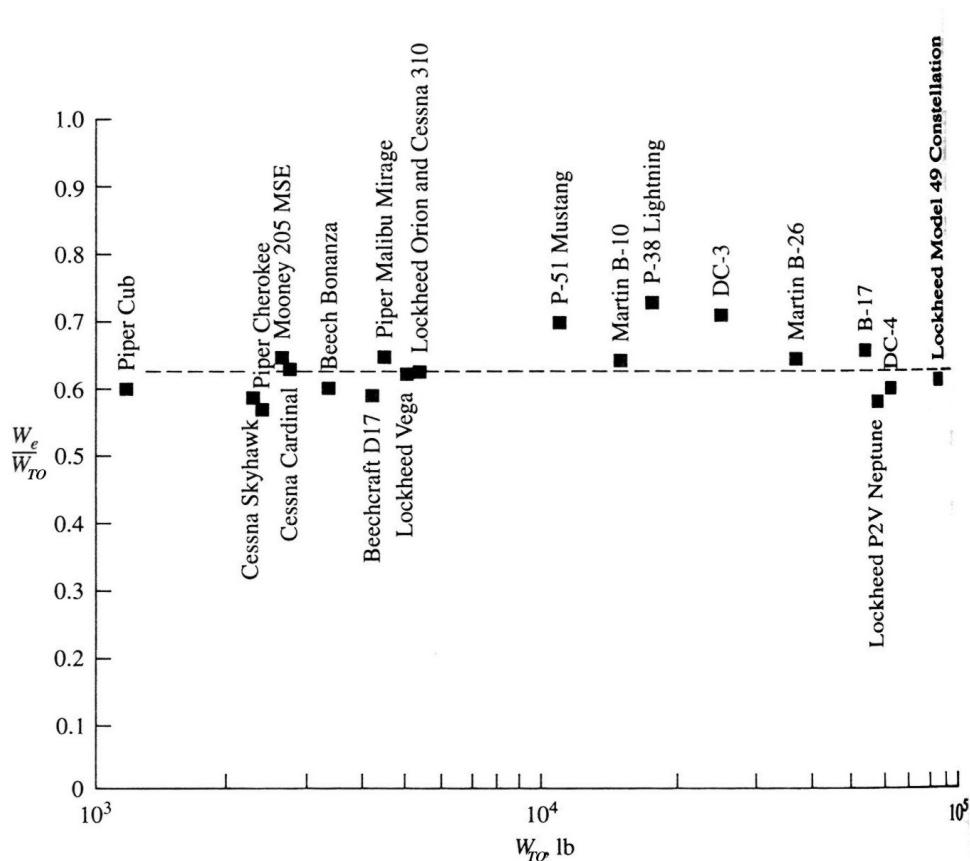
W celu oszacowania masy własnej samolotu należy wyznaczyć linię trendu postaci:

$$\frac{W_e}{W_{TO}} = A W_{TO}^C K_{VS} \quad (2)$$

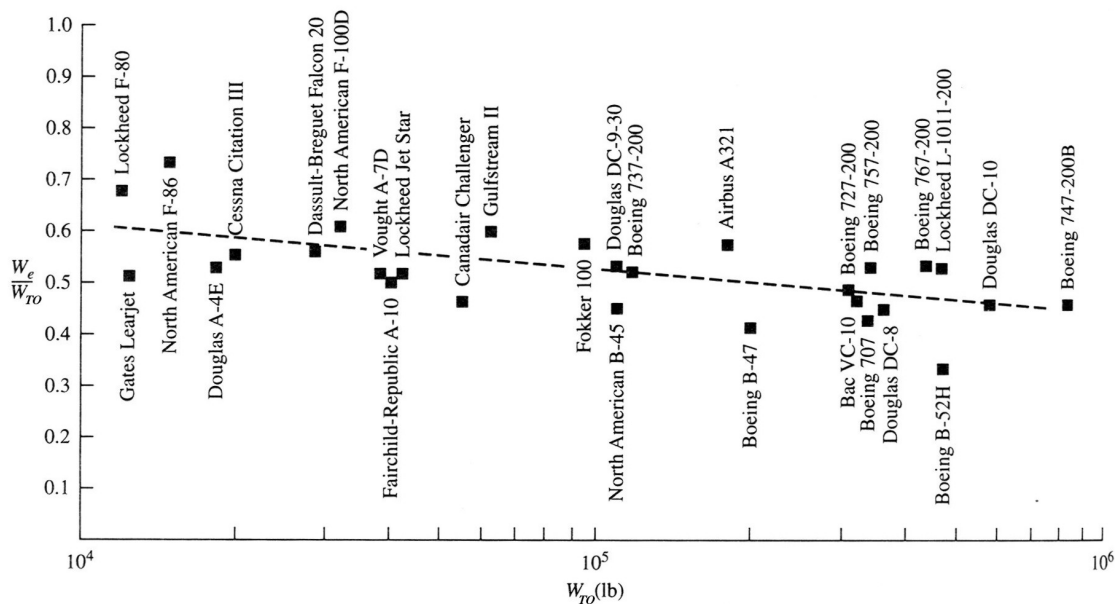
gdzie K_{VS} jest stałą uwzględniającą skos skrzydeł:

$K_{VS} = 1$ – dla skosu stałego,

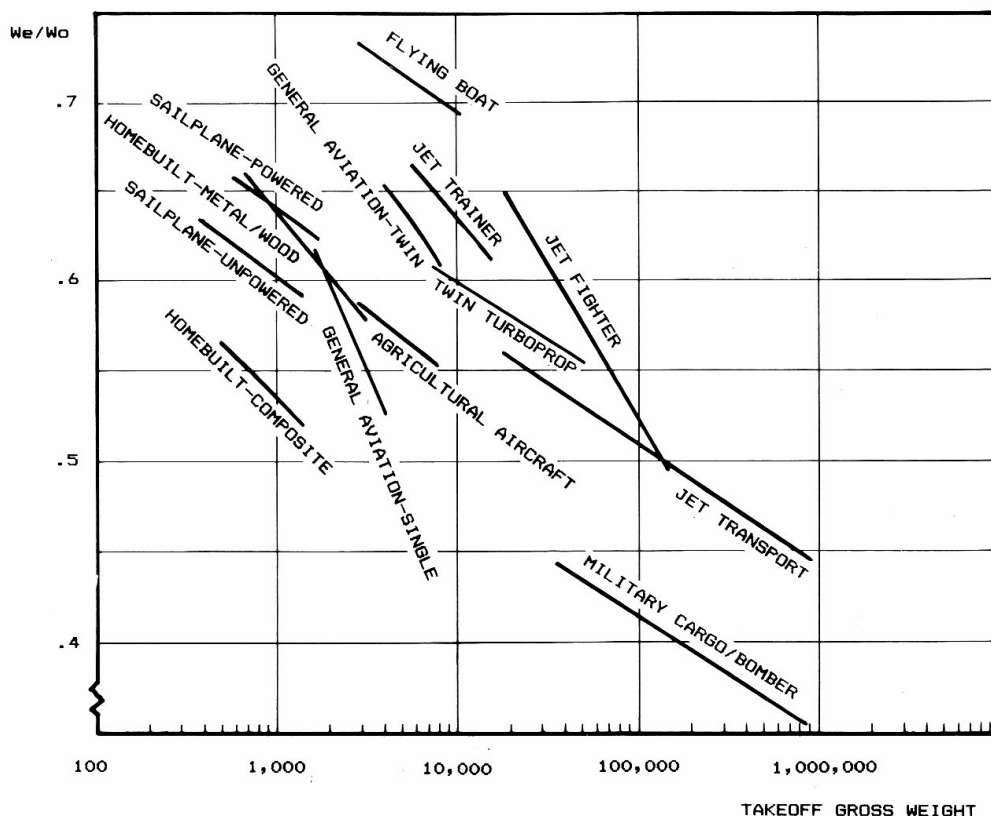
$K_{VS} = 1.04$ – dla skosu zmiennego.



Rys.1 - Udział masy własnej w masie całkowitej samolotu śmigłowego (wg. Anderson [2])



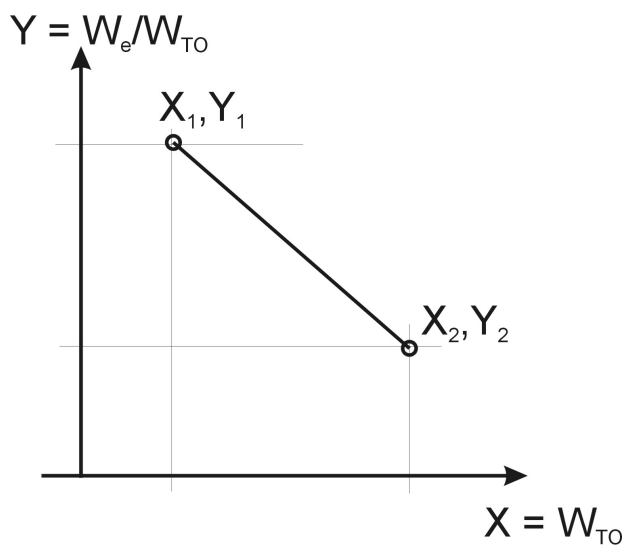
Rys.2 - Udział masy własnej w masie całkowitej samolotu odrzutowego (wg. Anderson [2])



Rys.3 - Udział masy własnej w masie całkowitej dla różnych typów samolotów (wg. Raymer [5])

3 Wyznaczenie współczynników A i C

Współczynniki A i C równania (2) można wyznaczyć wykorzystując opcję poszukiwania linii trendu w arkuszach kalkulacyjnych lub wybierając dwa charakterystyczne punkty skorzystać z zależności podanych poniżej.



Rys.4 – Schemat aproksymacji bezwymiarowej masy własnej

Stosując oznaczenia jak na Rys.4 możemy zapisać:

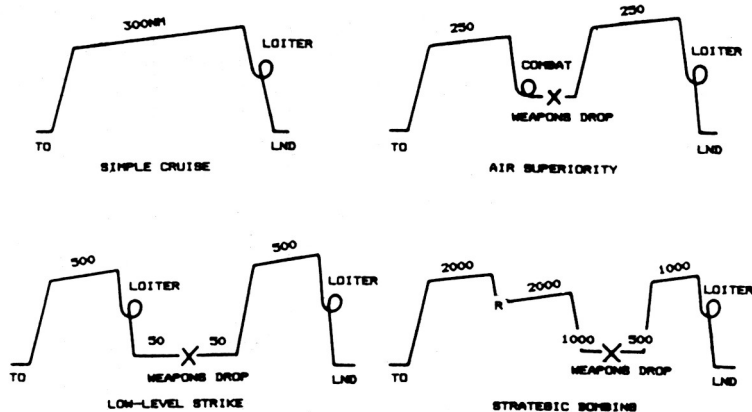
$$\left. \begin{aligned} Y_1 &= A X_1^C \\ Y_2 &= A X_2^C \end{aligned} \right\} \frac{Y_1}{Y_2} = \left(\frac{X_1}{X_2} \right)^C \quad (3)$$

i dalej:

$$\begin{aligned} C \log \left(\frac{X_1}{X_2} \right) &= \log \left(\frac{Y_1}{Y_2} \right) \\ C &= \log \left(\frac{Y_1}{Y_2} \right) / \log \left(\frac{X_1}{X_2} \right) \\ A &= \frac{Y_1}{X_1^C} \end{aligned} \quad (4)$$

4 Wybór misji

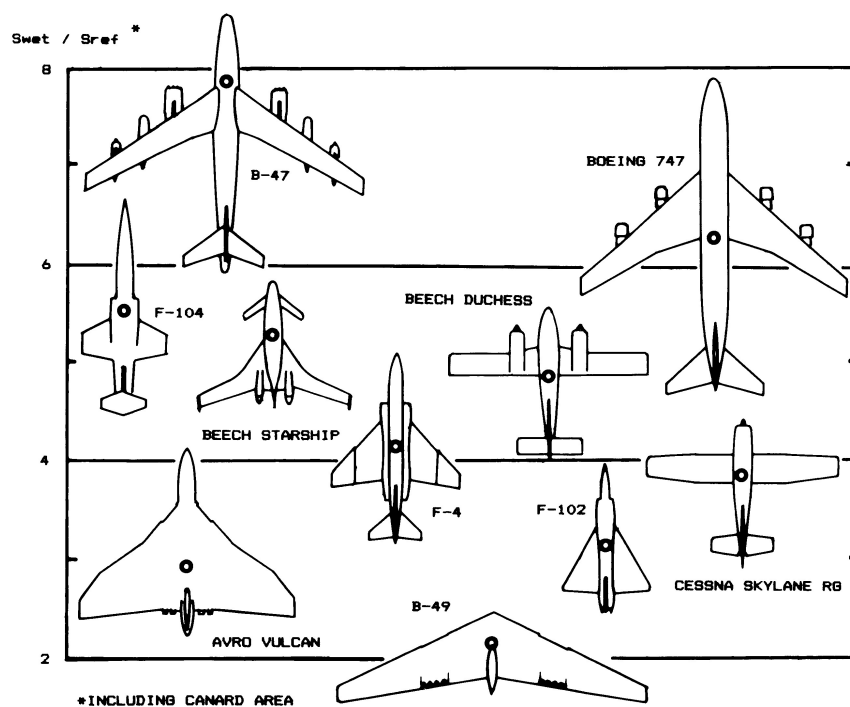
W tym punkcie należy zdefiniować misję samolotu z podziałem na kolejne etapy. Przykładowe schematy misji są pokazane na Rys.5.



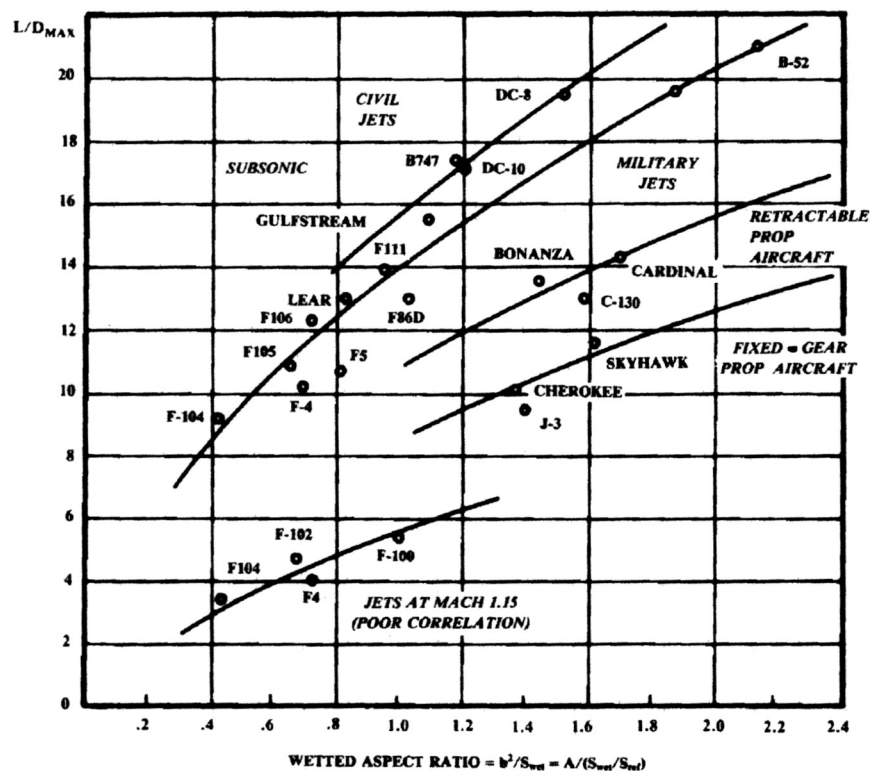
Rys.5 – Przykładowe schematy misji (wg. Raymer [5])

5 Wyznaczenie maksymalnej doskonałości aerodynamicznej (L/D_{MAX})

Maksymalną doskonałość aerodynamiczną należy oszacować w oparciu o zakładaną konfigurację samolotu, stosunek powierzchni omywanej do powierzchni nośnej (S_{WET}/S) i wydłużenie „omywane” (b^2/S_{WET}). Mogą do tego posłużyć rysunki 6-7 oraz inne dane empiryczne [4].



Rys.6 – Powierzchni opływana w odniesieniu do powierzchni nośnej (referencyjnej) dla różnych typów samolotów (wg Raymer [5])



Rys.7 – Maksymalna doskonałość aerodynamiczna w funkcji wydłużenie omywanego dla różnych typów samolotów (wg Raymer [5])

6 Wyznaczenie zużycia paliwa W_f/W_0 dla segmentów misji

Wyznaczenie zużycia paliwa w poszczególnych segmentach misji pozwala na oszacowanie całkowitej masy paliwa potrzebnej do wykonania misji. Polega ono na wyznaczeniu stosunków masy końcowej do masy początkowej każdego etapu. Jeżeli założymy, że $W_1, W_2, W_3, \dots, W_n$ oznaczają ciężary pod koniec każdego segmentu misji, to możemy zapisać:

$$\frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \dots \frac{W_n}{W_{n-1}} = \frac{W_n}{W_0} \quad (5)$$

Bezwymiarowy udział paliwa, z uwzględnieniem zapasu wyniesie:

$$\bar{W}_f = \frac{W_f}{W_{TO}} = 1.06(1 - \frac{W_n}{W_0}) \quad (6)$$

W poszczególnych etapach misji stosunki W_i/W_{i-1} możemy wyznaczyć następująco:

- podgrzanie silników i start:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.970 \quad (7)$$

- wznoszenie:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.985 \quad (8)$$

- przelot (z równania Breguet'a)

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \frac{-RC}{V(L/D)} \quad (9)$$

gdzie:

R – zasięg [nm, km],

C – jednostkowe zużycie paliwa [lb/h/lb, kg/h/kg],

V – prędkość lotu [nm/h, km/h],

L/D – doskonałość aerodynamiczna.

- krążenie (z równania długotrwałości)

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \frac{-EC}{(L/D)} \quad (10)$$

gdzie:

E – długotrwałość lotu [h],

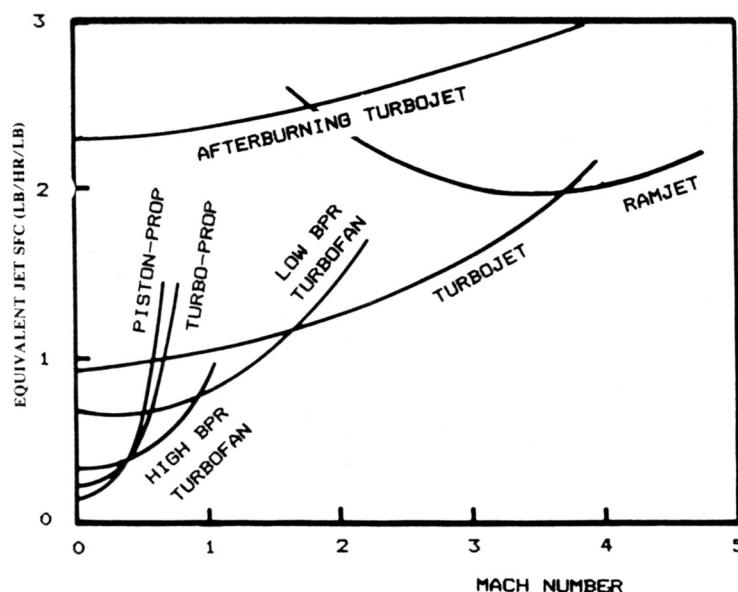
- lądowanie:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.995 \quad (11)$$

Doskonałość aerodynamiczna we wzorach 10-11 powinna odpowiadać warunkom odpowiednio maksymalnego zasięgu i długotrwałości. Można przyjąć w zależności od typu samolotu, że

Typ	przelot	krążenie
odrzutowy	0.866 L/D _{MAX}	L/D _{MAX}
śmigłowy	L/D _{MAX}	0.866 L/D _{MAX}

Jednostkowe zużycie paliwa można oszacować posługując się wykresem na Rys. 8 lub zaczerpnąć z literatury [6] lub z danych producentów silników.



Rys.7 – Jednostkowe zużycie paliwa (SFC) (wg Raymer [5])

7 Wyznaczenie tzw. Konstrukcyjnej masy startowej W_0

Masę całkowitą możemy wyznaczyć z zależności:

$$W_{TO} = \frac{W_p + W_{cr}}{1 - \frac{W_e}{W_{TO}} - \frac{W_f}{W_{TO}}} \quad (12)$$

gdzie:

- W_{TO} – masa całkowita (maksymalna startowa),
- W_p – masa płatna,
- W_{cr} – masa załogi,
- W_e – masa samolotu pustego,
- W_f – masa paliwa.

Bezwymiarowy udział paliwa wyznaczamy z zależności (6). Po podstawieniu bezwymiarowego udziału masy własnej (2) otrzymamy:

$$W_{TO} = \frac{W_p + W_{cr}}{1 - \frac{W_e}{W_{TO}} - \frac{W_f}{W_{TO}}} \quad (13)$$

Nieliniowe równanie (13) rozwiązujemy metodą iteracyjną otrzymując masę startową samolotu W_{TO} .

8 Zbadanie wrażliwości względem istotnego parametru misji.

W celu zbadania wrażliwości względem wybranego parametru misji (np. zasięg, udźwig, itp.) należy powtórzyć operacje opisane w punktach 6 i 7 dla kilku wartości tego parametru. Wyniki należy przedstawić na wykresach.

Literatura:

1. H.C. „Skip” Smith, *The Illustrated Guide to Aerodynamics*, TAB Books, McGraw-Hill, Inc., 1992
2. John D. Anderson, Jr., *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill, 1999
3. R. Cymerkiewicz, *Budowa samolotów*, WKiŁ, Warszawa 1982.
4. Ira H. Abbot, Albert E. von Doenhoff, *Theory of Wing Section*, Dover Publications Inc., New York, 1958
5. D.P. Raymer, *Aircraft Design, a Conceptual Approach*, AIAA Education Series, 1999
6. E. Cichosz, W. Kordziński, M. Łyżwiński, S. Szczeciński: *Charakterystyka i zastosowanie napędów*, Seria: Napędy Lotnicze, WKiŁ Warszawa 1980,