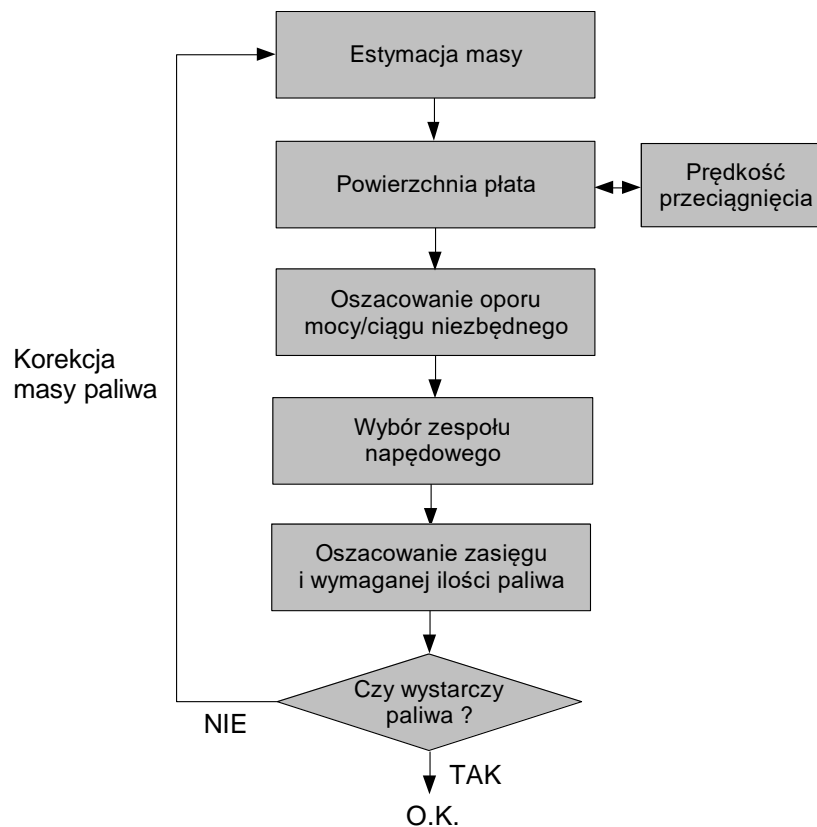


Projekt 2 – Projekt wstępny

Projekt drugi, zatytułowany „Projekt wstępny” składa się z dwóch części:

1. oszacowanie wybranych (podstawowych) parametrów geometrycznych i masowych statku powietrznego,
2. rysunek w trzech rzutach projektowanego samolotu (szybowca, śmigłowca).

Niniejszy projekt powinien mieć formę opisaną w [Wymaganiach](#), rysunek powinien być wykonany na formacie nie mniejszym niż A3. Sposób oszacowania podstawowych parametrów geometrycznych zależy od rodzaju statku powietrznego (samolot, szybowiec, śmigłowiec), jego przeznaczenia, rozmiarów, itp. Typowy sposób dla różnych rodzajów SP zostanie zaprezentowany poniżej. Należy mieć na uwadze, że zaprezentowane poniżej metody są bardzo uproszczone i pozwalają na uwzględnienie jedynie wybranych cech geometrycznych i masowych.



Rys. 1 - Schemat wstępnego doboru masy

1 Samoloty

Przy szacowaniu podstawowych cech geometrycznych samolotu zakładamy, że postawione są następujące wymagania [1]:

- masa płatna (udźwig samolotu),
- prędkość przelotowa,

- pułap przelotowy,
- zasięg samolotu
- rodzaj przepisów stosowny do projektowanego samolotu (np. CS-23).

Ponadto na podstawie danych statystycznych znajdujemy niektóre bezwymiarowe dane masowe, geometryczne i aerodynamiczne (np. udział masy własnej w masie całkowitej, wydłużenie geometryczne, współczynnik Oswalda, itp.) Wynikiem tego etapu powinno być oszacowanie masy całkowitej, masy paliwa i podstawowych wymiarów samolotu.

Sposób postępowania pokazuje schemat blokowy (Rys. 1). Przedstawia on przykład iteracyjnego wyznaczania masy paliwa a w konsekwencji również pozostałych parametrów. W schemacie tym można wyszczególnić następujące etapy:

1.1 Estymacja masy

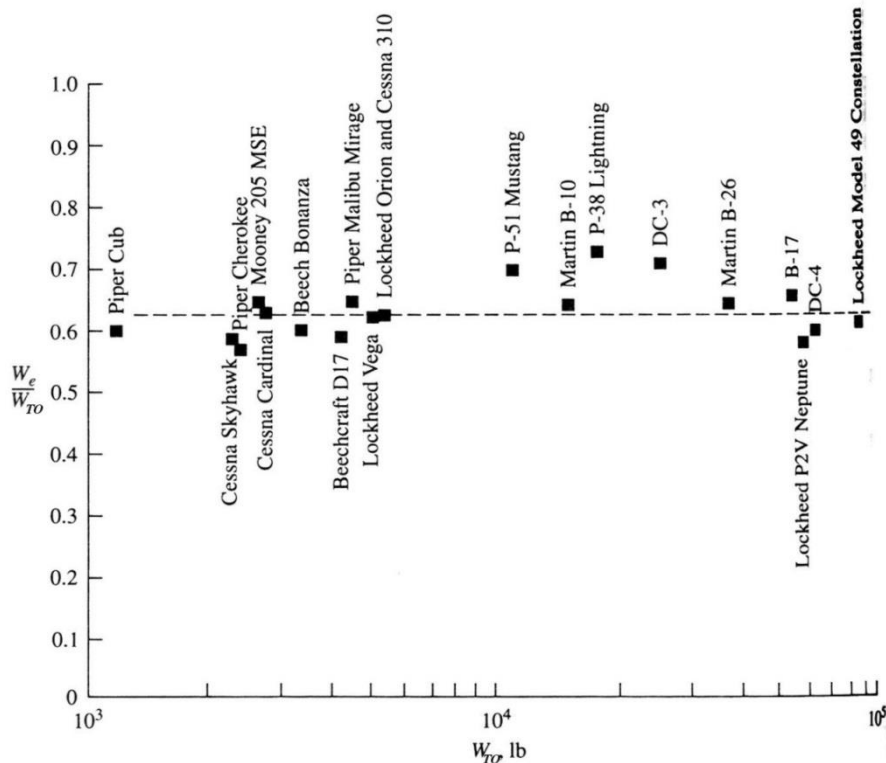
W tym celu należy zgromadzić dane o bezwymiarowych udziałach struktury (pusty samolot)

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

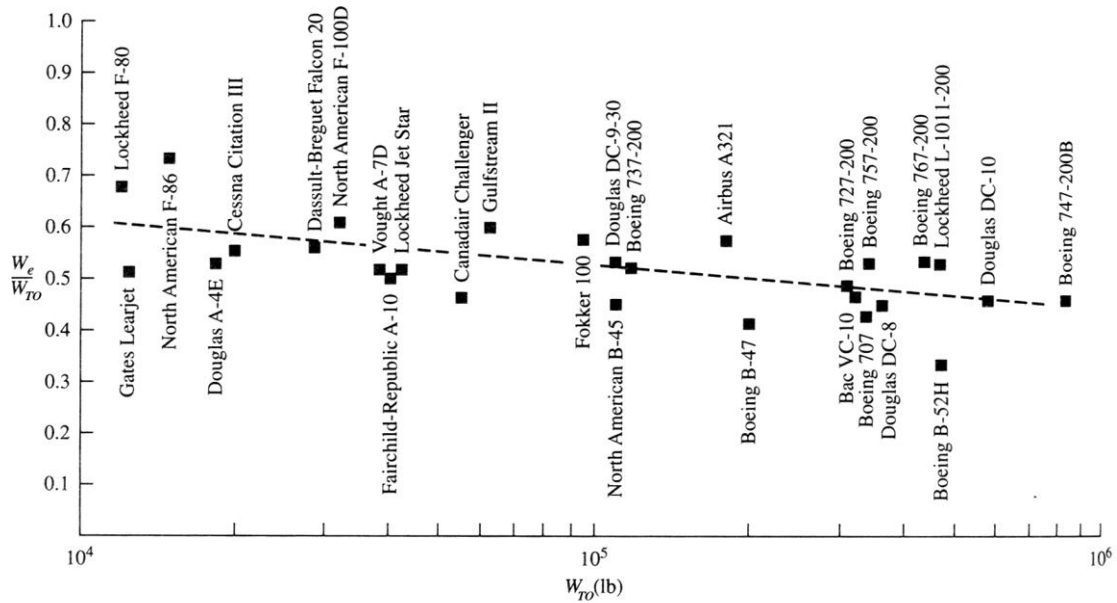
i paliwa w masie całkowitej

$$\overline{W_f} = \frac{W_f}{W_{TO}} \quad (2)$$

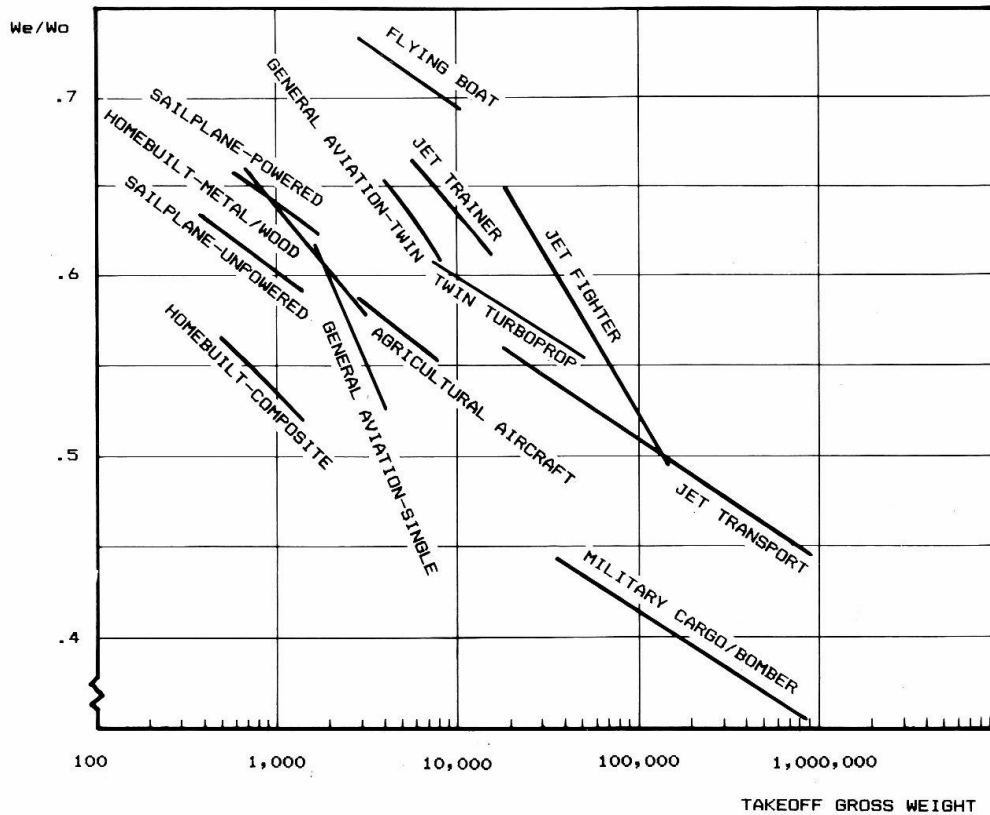
Bezwymiarowe udziały masowe należy określić na podstawie analizy statystycznej (trendów). Pomocne mogą być również wykresy pokazane na Rys. 2-Rys. 4.



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



Rys. 3 - Udział masy własnej w masie całkowitej samolotu odrzutowego (wg. Anderson [2])



Rys. 4 - Udział masy własnej w masie całkowitej dla różnych typów samolotów (wg. Raymer [5])

Masę całkowitą możemy wyznaczyć z zależności:

$$W_{TO} = \frac{W_p}{1 - W_e - W_f} \quad (3)$$

gdzie:

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

Masę paliwa wyznaczamy po przekształceniu zależności (2)

$$W_f = \overline{W_f} \cdot W_{TO} \quad (3a)$$

1.2 Wyznaczenie powierzchni nośnej

Wyznaczenie powierzchni nośnej (płat) dokonujemy wykorzystując warunek prędkości minimalnej (przeciążenia). Prędkość minimalną określamy na podstawie analizy trendów i sprawdzamy dodatkowo wymagania przepisów dotyczące prędkości przeciążenia (np. CS 22.49(b), CS 23.49(c), CS LSA.5(b), CS VLA.49(b)). Należy przy tym określić wg jakich przepisów projektowany samolot będzie certyfikowany, na podstawie informacji zawartych w Rozdziałach „A”.

Powierzchnię nośną wyznaczamy korzystając równania równowagi dla lotu przy prędkości minimalnej:

$$P_z(V_{\min}) = Q \quad (4)$$

gdzie:

$P_z(V_{\min})$ – siła nośna przy prędkości minimalnej,
 Q – ciężar samolotu.

Równanie (4) po rozwinięciu przyjmie postać:

$$\frac{1}{2} \rho S V_{\min}^2 C_{z, \max} = Q \quad (5)$$

stąd szukana powierzchnia nośna:

$$S = \frac{2Q}{\rho V_{\min}^2 C_{z, \max}} \quad (6)$$

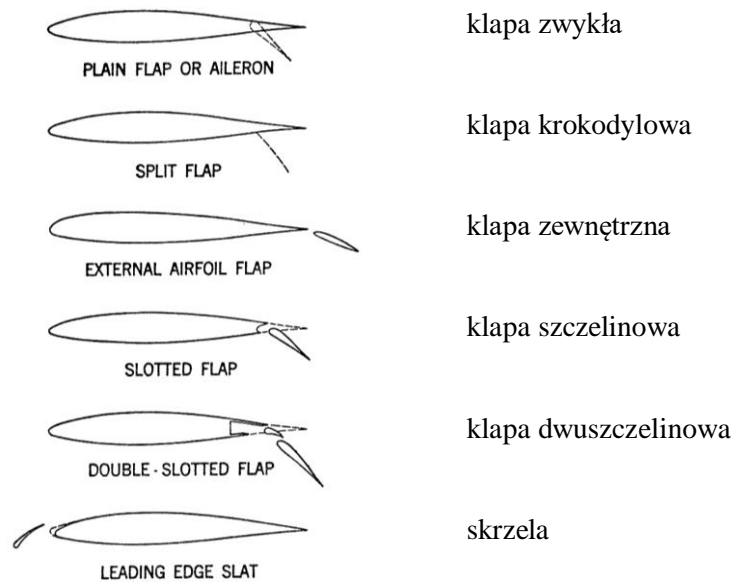
gdzie:

ρ - gęstość powietrza na poziomie morza,
 $C_{z, \max}$ – maksymalna wartość współczynnika siły nośnej.

Do wyznaczenia powierzchni nośnej konieczne jest jeszcze oszacowanie maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej. Istotne jest sprawdzenie dla jakiej konfiguracji (gładka, do startu, do lądowania, itp.) stawiany jest wymóg prędkości przeciążenia, bowiem $C_{z, \max}$ zależy silnie od mechanizacji płata. Przyrosty współczynnika siły nośnej profilu dla różnych rodzajów klap pokazuje Tabela 1, a rodzaje klap Rys. 5

Tabela 1 – Efektywność mechanizacji skrzydła (wg Cymerkiewicz [3])

Rodzaj mechanizacji skrzydła	$\frac{\Delta C_z}{C_{z, \max}} \cdot 100\%$
Skrzela	55...65
Kłapa przednia	50...60
Kłapa zwykła	65...75
Kłapa krokodylowa	75...85
Kłapa szczelinowa	85...95
Kłapa krokodylowa przesuwna	85...95
Kłapa Fowlera	110...130
Dwuszczelinowa kłapa przesuwna	130...150

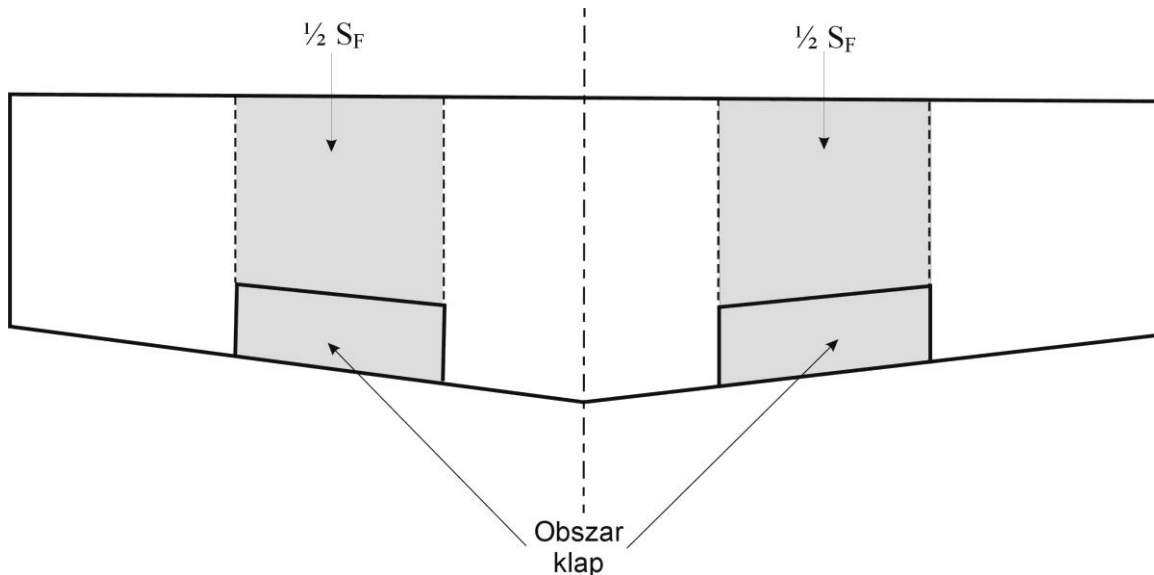


Rys. 5 – Typy kłap (wg Abbot [4])

Przyrost współczynnika siły nośnej dotyczy sytuacji, gdy kłapa (lub inna mechanizacja skrzydła) obejmuje pełną rozpiętość płata. Takie rozwiązanie stosuje się dość rzadko. Przy częściowej rozpiętości kłapy przyjąć można, że przyrost współczynnika od kłap jest wprost proporcjonalny do części powierzchni płata objętej przez kłapę (Rys. 6)

Tym samym przyrost współczynnika siły nośnej można wyznaczyć z zależności:

$$\Delta C_z = \Delta C_{z, \text{profilu}} \frac{S_F}{S} \quad (7).$$



Rys. 6 – Definicja obszaru zajętego przez klapy

Przykład:

Dane: $\frac{S_F}{S} = 40\%$, kłapa zwykła ($\Delta C_z / C_{z, \max \text{ profilu}} = 0.7$), $C_{z, \max \text{ profilu}} = 1.6$

$$C_{z, \max} = 0.9 \cdot 1.6 \cdot (1 + 0.7 \cdot 0.4) = 1.84$$

Uwaga:

współczynnik 0.9 to przeciętne zmniejszenie maksymalnego współczynnika siły nośnej, przy przeliczeniu z opływu dwuwymiarowego (profil) na trójwymiarowy (skrzydło); dla zwykłych profili można przyjąć, że $C_{z, \max \text{ profilu}} = 1.5 \dots 1.6$.

Opór samolotu w warunkach przelotowych można wyznaczyć przyjmując założenie, że opór całkowity jest sumą oporu minimalnego i indukowanego:

$$C_x = C_{x, \min} + C_{xi} \quad (8)$$

Współczynnik oporu indukowanego możemy wyznaczyć z zależności:

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \Lambda e} \quad (9)$$

gdzie:

Λ - wydłużenie geometryczne skrzydła (b^2 / S),

e - współczynnik Oswalda (na potrzeby projektu można przyjąć wartości 0.6-0.8).

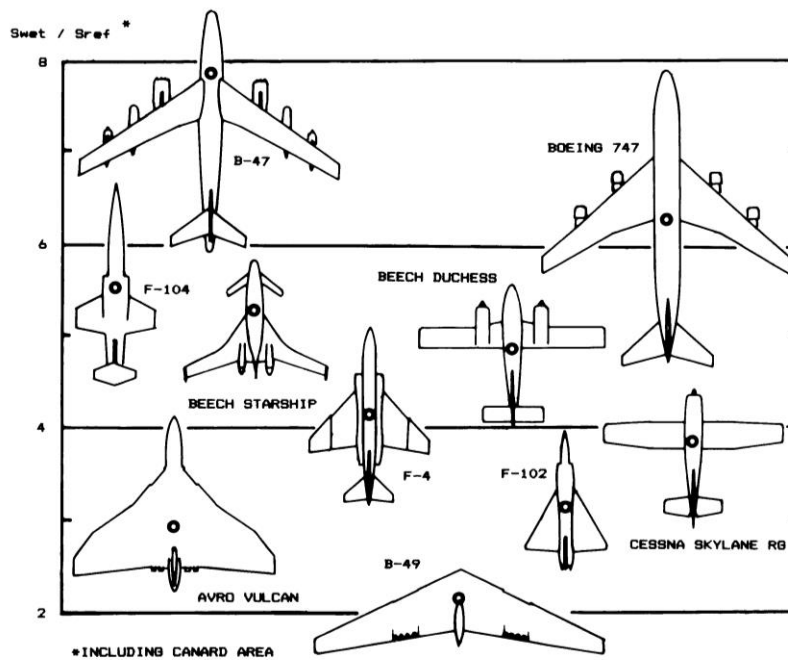
Wzory (8-9) tworzą tzw. biegunową analityczną, będącą uproszczoną zależnością $C_x(C_z)$:

$$C_x = C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \Lambda e} \quad (10)$$

Współczynnik oporu minimalnego możemy oszacować na podstawie danych zawartych w Tabelach 2-3 i Rys. 7.

Tabela 2 – Typowe wartości współczynnika oporu minimalnego (tarcia powierzchniowego) odniesione do powierzchni opływanej (wg Raymer [5])

$C_{D_0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$	C_{fe} – subsonic
Bomber and civil transport	0.0030
Military cargo (high upsweep fuselage)	0.0035
Navy Force fighter	0.0035
Navy fighter	0.0040
Clean supersonic cruise aircraft	0.0025
Light aircraft - single engine	0.0055
Light aircraft - twin engine	0.0045
Prop seaplane	0.0065
Jet seaplane	0.0040



Rys. 7 - Powierzchni opływana w odniesieniu do powierzchni nośnej (referencyjnej) dla różnych typów samolotów (wg Raymer [5])

Tabela 3 – Zestawienie danych dotyczących oporów samolotu (wg [6])

Rodzaj samolotu	C_x , min
Jednopłaty i dwupłaty z niechowanym podwoziem, zastrzałami i stójkami, niezbyt starannie oprofilowane	0,10...0,05
Dwupłaty z niechowanym podwoziem, ale starannie oprofilowane	0,06...0,04
Jednopłaty z niechowanym podwoziem ale starannie oprofilowane	0,04...0,03
Dwupłaty z chowanym podwoziem, również starannie oprofilowane	0,04...0,03
Nowoczesne jednopłaty z chowanym podwoziem, starannie oprofilowane:	
jedsilnikowe, małe - turystyczne i szkolne	0,03...0,025 (nawet 0,020)
jedsilnikowe duże - myśliwskie	0,025...0,020
dwi- i więcej silnikowe - transportowe	0,030...0,025 (duże samoloty nawet do 0,020)
dwi- i więcej silnikowe - bombowe myśliwskie	0,025...0,020
samoloty odrzutowe, bardzo starannie oprofilowane	0,012...0,015
latające skrzydło	0,010

Aby wyznaczyć opór indukowany, należy najpierw obliczyć wartość współczynnika siły nośnej potrzebnego do lotu w warunkach przelotowych. Wykorzystujemy do tego zależność (5), ale dostosowaną do zdefiniowanych na wstępie: prędkości i pułapu.

$$C_z = \frac{2Q}{\rho(h)V_{przel}^2 S} \quad (11)$$

gdzie:

$\rho(h)$ – gęstość powietrza odpowiadająca wysokości przelotowej,
 V_{przel} – prędkość przelotowa.

Całkowitą siłę oporu liczymy ze wzoru:

$$P_x = \frac{1}{2} \rho(h) S V_{przel}^2 C_x \quad (12)$$

Zakładamy, że siła oporu jest równoważona przez ciąg silników, w jakie wyposażony jest samolot, a zatem ciąg niezbędny do lotu poziomego jest równy sile oporu. Wyznaczenie wartości ciągu/mocy rozporządzalnej, a tym samym poszukiwanych charakterystyk zespołów napędowych, dokonujemy poprzez uwzględnienie zapasu ciągu (oraz sprawności śmigła w przypadku napędu śmigłowego). Ciągu niezbędny wyznaczony dla przypadku przelotowego stanowi do 75% ciągu rozporządzalnego (dla lekkich samolotów jednosilnikowych). Samoloty wielosilnikowe, zwłaszcza pasażerskie czy bojowe mają dużo większy nadmiar ciągu. W przypadku samolotów komunikacyjnych połowa silników musi wystarczyć na lot ze wznoszeniem. Wynika z tego, że ciąg rozporządzalny musi być ponad dwa razy większy od ciągu niezbędnego. W samolotach bojowych ciąg określany jest często w stosunku do ciężaru startowego (Tabela 4).

Tabela 4 – Typowe wartości obciążenia ciągu oraz $C_{z,max}$ dla różnych typów samolotów

Mission Requirement	$(C_{L,max})_{TO}$	$(T/W)_{TO}$
Long Range	1.6–2.2	0.20–0.35
Short/Medium Range	1.6–2.2	0.30–0.45
Short TO & L	3.0–7.0	0.40–0.60
Light Civil	1.2–1.8	0.25–0.34
Combat Fighter	1.4–2.0	0.60–1.30

W przypadku napędu śmigłowego należy dodatkowo uwzględnić sprawność śmigła, którą w pierwszym przybliżeniu można przyjąć równą 80%. Zatem moc zespołu napędowego wyznaczmy ze związku:

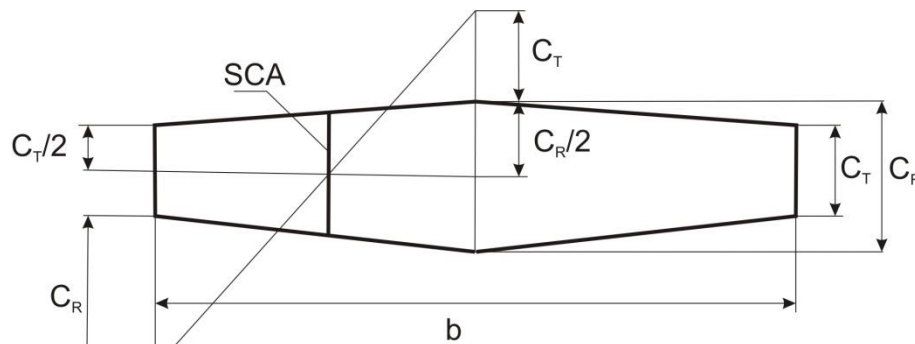
$$N = \frac{T \cdot V}{0.8} \quad (13)$$

gdzie:

T – ciąg zespołu napędowego,
 N – moc zespołu napędowego,
 V – prędkość lotu.

1.3 Geometria płata

W projekcie wstępnym należy określić podstawowe wielkości referencyjne, tj. powierzchnię nośną, rozpiętość i średnią cięciwę aerodynamiczną. Powierzchnia została wyznaczona w poprzednim rozdziale z zależności (6), rozpiętość b obliczamy z założonego wydłużenia skrzydła. Aby wyznaczyć średnią cięciwę aerodynamiczną oraz jej położenie, należy dodatkowo przyjąć długość cięciwy przykadłubowej C_R oraz zbieżność $\lambda = C_T/C_R$. Konstrukcję geometryczną (dla przypadku płata trapezowego), z której można wyprowadzić zależności na średnią cięciwę aerodynamiczną pokazano na Rys. 8.



Rys. 8 – Średnia cięciwa aerodynamiczna – płat trapezowy

Jeżeli płat samolotu ma bardziej złożony obrys (inny niż prostokątny lub trapezowy), to do celu niniejszych obliczeń można zastąpić (dopasowując odpowiednio C_R i C_T) kontur rzeczywisty obrysem trapezowym zachowując to samo pole powierzchni nośnej i tę samą rozpiętość płata. Wartość średniej cięciwy aerodynamicznej płata trapezowego wyznaczyć można ze związku:

$$SCA = C_a = \frac{2C_R(1 + \lambda + \lambda^2)}{3(1 + \lambda)} \quad (14)$$

1.4 Wybór zespołu napędowego

Wyboru zespołu napędowego dokonujemy na podstawie danych katalogowych (książkowych [7]). Wybrany zespół napędowy musi charakteryzować się odpowiednim ciągiem (mocą), zgodną z wartościami wyznaczonymi w poprzednim punkcie. Należy zwrócić uwagę na gabaryty silników i ich jednostkowe zużycie paliwa.

1.5 Zasięg

Oszacowanie zasięgu samolotu zaczynamy od wyznaczenia ciągu lub mocy niezbędnej do lotu poziomego w warunkach zdefiniowanych jako przelotowe. Ciąg niezbędny wyznaczamy bezpośrednio ze wzoru (12):

$$T_N = P_x \quad (15)$$

a moc w przypadku napędu śmigłowego z zależności (13):

$$N_N = \frac{T_N \cdot V_{przel}}{0.8} \quad (16)$$

Z danych silników, odczytujemy jednostkowe zużycie paliwa q_e (Specific Fuel Consumption – SFC). Dla silników śmigłowych SFC mierzy się w [kg/kWh] a dla silników odrzutowych w [kg/daNh]. Mając zużycie jednostkowe oraz moc niezbędną możemy wyznaczyć zużycie na jednostkę czasu [kg/h] stosując zależności:

$$q_T = N_N q_e \quad \text{lub} \quad q_T = T_N q_e \quad (17)$$

Należy pamiętać przy tym o zapewnieniu zgodności jednostek podczas obliczeń.

Kolejnym krokiem jest wyznaczenie teoretycznej długości lotu ze wzoru:

$$T = \frac{m_f}{q_T} \quad (18)$$

Otrzymaną wartość zmniejszamy o pół godziny zapasu i po 10 minut na start i lądowanie i mnożymy przez prędkość przelotową otrzymując zasięg samolotu:

$$L = V_{przel}(T - 50 \text{ min}) \quad (19)$$

Otrzymany zasięg porównujemy wartością założoną w wymaganiach. Jeżeli różnica jest większa niż 10% obliczamy masę paliwa potrzebną do uzyskania wymaganego zasięgu i powtarzamy obliczenia wg schematu z Rys. 1.

Uwaga: W obliczeniach osiągow samolotu wzór postaci (18) nie wystarcza i stosuje się inne zależności (np. wzór Breguet'a) uwzględniające zmianę masy podczas lotu. Na potrzeby pierwszych szacunków poczynione uproszczenia są akceptowalne.

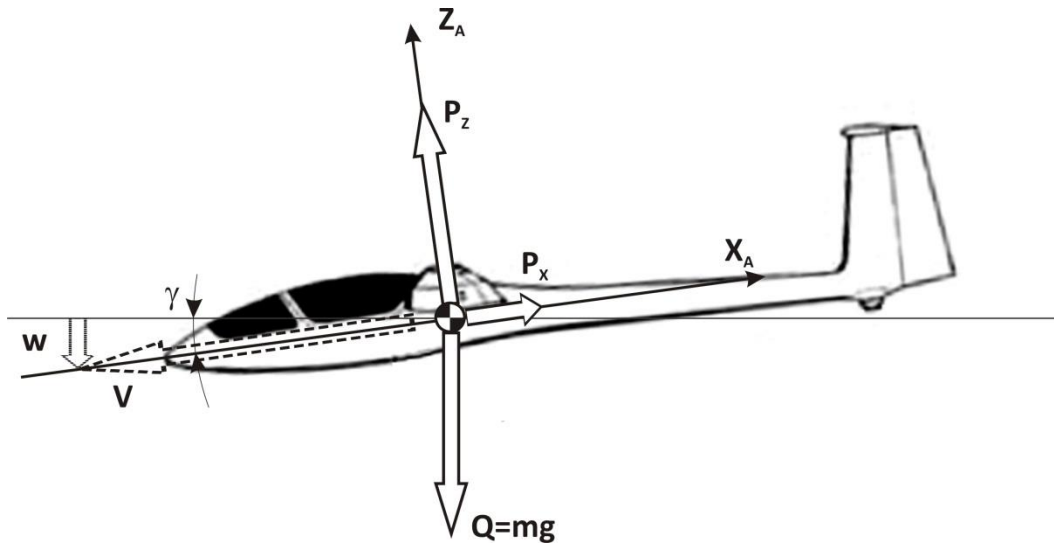
2 Szybowce

Przy szacowaniu podstawowych cech geometrycznych szybowca zakładamy, że postawione są następujące wymagania:

- maksymalna doskonałość ($\frac{C_z}{C_x}$),
- prędkość optymalną (maksymalnej doskonałości),
- opadanie minimalne,
- prędkość ekonomiczną (minimalnego opadania).

Ponadto na podstawie danych (analizy trendów) ustalamy masę szybowca, w tym masę ewentualnego balastu wodnego. Wynikiem tego etapu powinno być oszacowanie powierzchni nośnej szybowca i wydłużenia koniecznych do uzyskania wymaganych osiągow.

2.1 Podstawy teoretyczne



Rys. 9 – Schemat sił działających na szybowiec w locie ślizgowym

Założmy, że szybowiec w locie ślizgowym porusza się ruchem prostoliniowym w płaszczyźnie pionowej (Rys. 9), przy czym prędkość lotu (prędkość środka masy) tworzy z poziomem kąt toru lotu γ . Masę szybowca oraz wysokość lotu przyjmujemy jako stałe. Lot odbywa się w warunkach równowagi, zatem siły zredukowane do środka ciężkości równoważą się, co można zapisać następująco

$$\begin{aligned} P_z - mg \cos \gamma &= 0 \\ P_x - mg \sin \gamma &= 0 \end{aligned} \quad (20)$$

Biorąc po uwagę zależności na siłę nośną i siłę oporu:

$$\begin{aligned} P_z &= \frac{1}{2} \rho(h) S V^2 C_z \\ P_x &= \frac{1}{2} \rho(h) S V^2 C_x \end{aligned} \quad (21)$$

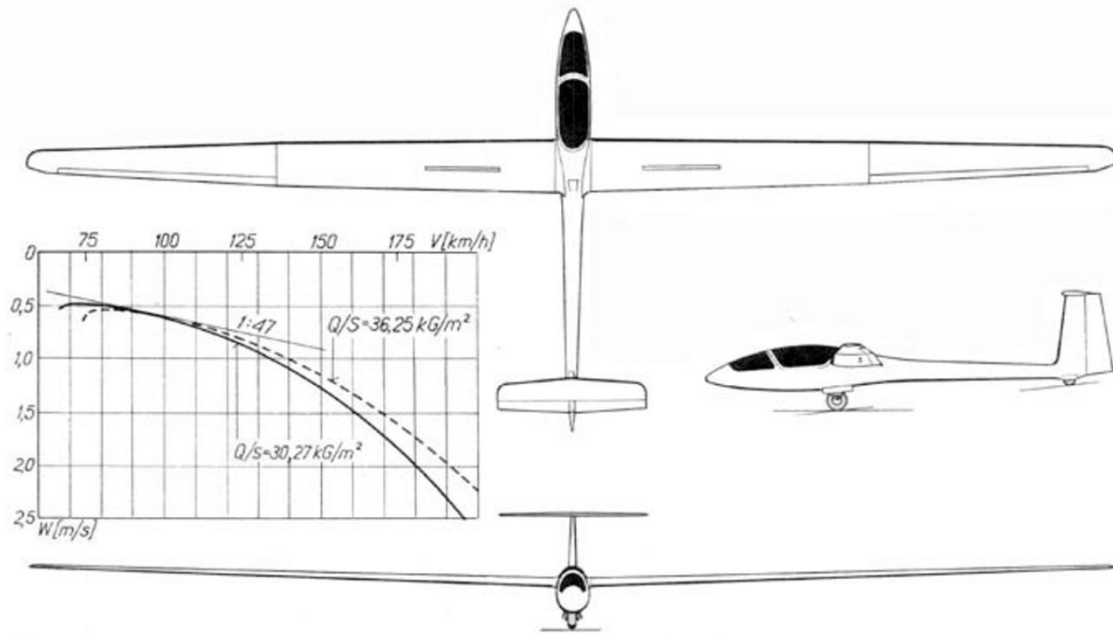
wyznaczyć można prędkość lotu V , kąt toru lotu γ oraz prędkość opadania w jako funkcje współczynnika siły nośnej C_z (współczynnik oporu C_x jest również funkcją C_z).

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S} \frac{1}{\sqrt{C_z^2 + C_x^2}}} \quad (22)$$

$$w = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S} \frac{C_x^2}{\sqrt{(C_z^2 + C_x^2)^3}}} \quad (23)$$

$$\gamma = \arctan\left(\frac{C_x}{C_z}\right) \quad (24)$$

Wielkości te pozwalają na wyznaczenie tzw. biegunowej prędkości, będącej podstawowym wykresem charakteryzującym osiągi szybowca - Rys. 10.



Rys. 10 – Szybowiec SZD-38A Jantar-1 i biegunowa prędkości ("Skrzydłata Polska" 5/1974)

Przybliżone wartości parametrów ekonomicznych (warunki minimalnego opadania) i optymalnych (warunki maksymalnego zasięgu) można wyznaczyć posługując się biegunową analityczną postacią (10). Można pokazać, że przy założeniu, że kąt toru jest niewielki, wyrażenia (22) i (23) można uprościć. Prędkości ekonomiczna i optymalna oraz powiązane z nimi prędkości opadania będą wtedy wyrażone zależnościami:

$$\begin{aligned}
 V_{ek} &= \sqrt{\frac{2mg}{\rho S \sqrt{3\pi\Lambda_e} C_{x0}}} & , & & w_{ek} &= \sqrt{\frac{32mg\sqrt{C_{x0}}}{\rho S (\sqrt{3\pi\Lambda_e})^3}} \\
 V_{opt} &= \sqrt{\frac{2mg}{\rho S \sqrt{\pi\Lambda_e} C_{x0}}} & , & & w_{opt} &= \sqrt{\frac{8mg\sqrt{C_{x0}}}{\rho S (\sqrt{\pi\Lambda_e})^3}}
 \end{aligned}
 \tag{25}$$

2.2 Schemat postępowania

Schemat postępowania w tym przypadku jest następujący:

1. wyznaczenie powierzchni nośnej i wydłużenia skrzydła,
2. określenie oporu minimalnego z wymogu prędkości optymalnej,
3. określenie wydłużenia na podstawie wymogu max. doskonałości,
4. porównanie otrzymanych wydłużeń z p. 1 i 3,
5. obliczenie pozostałych charakterystycznych prędkości i porównanie z postawionymi wymaganiami.

Wyznaczenie powierzchni nośnej i wydłużenia skrzydła wykonujemy podobnie jak w przypadku samolotu, wykorzystując zależność (6). Do tego celu potrzebne jest oszacowanie masy szybowca, które należy zrobić w oparciu o analizę trendów. Maksymalną wartość współczynnika siły nośnej można przyjąć z przedziału (1.5-1.7). Prędkość minimalną określamy na podstawie trendów, sprawdzając jednocześnie jej zgodność z przepisami CS 22.49(b). Rozpiętość ustalamy na podstawie klasy szybowca i analizy trendów. Wydłużenie geometryczne wyznaczamy z definicji (b^2/S).

Określenie oporu minimalnego wyznaczamy z założonej prędkości optymalnej, wykorzystując zależność (25) po przekształceniu otrzymamy:

$$C_{x0} = \frac{1}{\pi \Lambda_e} \left(\frac{2mg}{\rho S V_{opt}^2} \right)^2 \quad (26)$$

Określenie wydłużenia na podstawie wymogu maksymalnej doskonałości, którą korzystając z zależności na prędkość optymalną i opadanie optymalne można zapisać jako:

$$K_{max} = \frac{V_{opt}}{w_{opt}} = \sqrt{\frac{\pi \Lambda_e}{4C_{x0}}} \quad (27)$$

stąd:

$$\Lambda_e = \frac{4C_{x0} K_{max}^2}{\pi} \quad (28)$$

gdzie: K_{max} – maksymalna doskonałość aerodynamiczna szybowca.

Porównanie wartości wydłużenia otrzymane z definicji i z wymogu na maksymalną doskonałość nie powinny różnić się znacząco, jeżeli przyjęte założenia są realistyczne. Jeśli różnice są znaczące należy sprawdzić założenia i obliczenia (zwrócić szczególną uwagę na używane jednostki), w ostateczności problem skonsultować z prowadzącym.

Obliczenie pozostałych charakterystycznych prędkości należy wykonać stosując wzory (25). Otrzymane wyniki należy skomentować.

3 Śmigłowce

Oszacowanie podstawowych cech geometrycznych śmigłowca jest dużo trudniejsze niż w przypadku samolotu czy śmigłowca. Jest to związane z dużo silniejszym sprzęgnięciem jednostek napędowych z układem nośnym, czyli wirnikiem. Więcej na temat doboru różnych parametrów geometrycznych i masowych można znaleźć w pracy [8]. Algorytm doboru podstawowych parametrów geometrycznych wirnika nośnego, przedstawiony poniżej, został opracowany na podstawie [9].

Założenia:

- Prędkość maksymalna – V_{max}
- maksymalny ciężar – W_{TO}
- obciążenie dysku wirnika ($\omega = W_{TO}/\pi R^2$) – z danych statystycznych (analizy trendów)

3.1 Podstawowe definicje

Jedną z podstawowych wielkości charakteryzujących wirnik nośny jest współczynnik wypełnienia, będący stosunkiem rzeczywistej powierzchni nośnej wirnika i powierzchni koła wyznaczonego przez wirnik (dysku wirnika):

$$\sigma = \frac{A_b}{A} = \frac{NcR}{\pi R^2} = \frac{Nc}{\pi R} \quad (29)$$

gdzie:

- N – liczba łopatek wirnika,
- c – cięciwa łopatek wirnika,
- R – promień wirnika,
- $A = \pi R^2$ – powierzchnia dysku wirnika,
- A_b – rzeczywista powierzchnia nośna wirnika

Podobnie jak w przypadku bezwymiarowego współczynnika siły nośnej, definiuje się współczynnik ciągu wirnika, wyrażający się wzorem:

$$C_T = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2} \quad (30)$$

gdzie:

- T – ciąg wirnika.

Definiujemy ponadto bezwymiarowy współczynnik obciążenia łopatek wirnika:

$$\frac{C_T}{\sigma} = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2} \frac{A}{A_b} = \frac{T}{\rho A_b (\Omega R)^2} \quad (31)$$

Współczynnik ten można opisać następującą zależnością od średniego współczynnika siły nośnej na łopacie wirnika:

$$\frac{C_T}{\sigma} = \frac{\overline{C_L}}{6} \quad (32)$$

Ponieważ C_L przyjmuje przeciętne wartości (0.3-0.6), stąd $\frac{C_T}{\sigma}$ przyjmuje wartości z przedziału (0.05-0.1) – na potrzeby niniejszego projektu proponuje się przyjęcie wartości 0.07.

3.2 Obliczenia:

Zakładamy, że ciężar śmigłowca jest równoważony przez ciąg wirnika a końcówki łopatek nie mogą przekroczyć prędkości krytycznej ($V_{KR} = 0.7 \text{ Ma}$). Z wyrażenia (31) otrzymamy wtedy:

$$\frac{C_T}{\sigma} = \frac{W_{TO}}{\rho A_b (\Omega R)^2} = \frac{W_{TO}}{\rho V_{KR}^2} \frac{1}{NcR} \quad (33)$$

skąd powierzchnia nośna wirnika:

$$NcR = \frac{W_{TO}}{\rho V_{KR}^2} \frac{\sigma}{C_T} \quad (34)$$

Wykorzystując dane obciążenie dysku wirnika, możemy obliczyć jego promień:

$$R = \sqrt{\frac{W_{TO}}{\pi \omega}} \quad (35)$$

Możemy teraz wyznaczyć wydłużenie łopaty:

$$\frac{R}{c} = \frac{NR^2}{NcR} = \frac{R^2}{NcR} N = \frac{R^2}{A_b} N \quad (36)$$

Otrzymany wzór uzależnia wydłużenie od liczby łopatek (N). Oczywiście N musi spełniać następujące warunki: N musi być liczbą naturalną i $N \geq 2$. Doboru liczby łopatek dokonujemy poprzez porównanie wydłużenia dla kilku wartości N z wydłużeniem łopatek istniejących śmigłowców.

4 Projekt wstępny

Końcowy etapem niniejszego projektu jest rysunek w trzech rzutach projektowanego samolotu, szybowca czy śmigłowca. Podczas rysowania (projektowania) należy kierować się danymi statystycznymi oraz pomocami do ustalenia geometrii [kadłubów](#), [usterzeń](#) i [podwozi](#).

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. Daniel P. Raymer: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series 2012
6. R. Aleksandrowicz, W. Łucjanek, J. Maryniak, *Załącznik do zbioru zadań z Mechaniki Lotu*, PWN, Warszawa-Łódź 1962.
7. E. Cichosz, W. Kordziński, M. Łyżwiński, S. Szczeciński: *Charakterystyka i zastosowanie napędów*, Seria: Napędy Lotnicze, WKiŁ Warszawa 1980,
8. K. Szabelski, B. Jancelewicz, W. Łucjanek: *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*; WKiŁ Warszawa 1995
9. J. Seddon, *Basic Helicopter Aerodynamics*, AIAA Education Series, 1990