

Laboratorium 6 : Warunki równowagi (trim) i krzywe osiągow samolotu w locie poziomym.

Cel:

Celem ćwiczenia jest praktyczne zrozumienie zasad rządzących równowagą samolotu (trimem) w locie poziomym oraz poznanie sposobu wyznaczania najważniejszych charakterystyk osiągowych. Student pozna relacje danych geometrycznych i masowych samolotu z charakterystyką mocy wymaganej i dostępnej oraz prędkościami charakterystycznymi (dla największego zasięgu i największej długotrwałości) i pułapu. Ćwiczenie ma pokazać zależności między masą, aerodynamiką, gęstością powietrza, prędkością i dostępną mocą napędową oraz umożliwić interpretację wykresów osiągowych w kontekście realnej eksploatacji statku powietrznego.

1. Podstawy teoretyczne.

Aby samolot mógł lecieć spokojnie i stabilnie bez ciągłej ingerencji pilota, musi znajdować się w stanie równowagi, czyli takiego zbilansowania sił i momentów, przy którym jego prędkość i położenie katowe pozostają stałe. W locie poziomym sprowadza się to do prostego warunku: siła nośna L musi równoważyć ciężar W , a siła ciągu T – opór aerodynamiczny D . dopełnieniem jest równowaga momentów, uzyskiwana głównie dzięki usterzeniu poziomemu, które ustawia samolot pod odpowiednim kątem natarcia. Ten zestaw zależności tworzy tzw. „trim”, czyli punkt pracy, w którym samolot utrzymuje zadany stan lotu bez konieczności korekty sterami. Zrozumienie, jak powstaje ta równowaga i od czego zależy, jest kluczowe do późniejszej analizy osiągow oraz wyznaczania prędkości ekonomicznych czy granic aerodynamicznych lotu.

1.1 Skróty i oznaczenia używane w ćwiczeniu

- **ISA** – standardowa atmosfera.
- **L** – siła nośna [N]
- **D** – siła oporu [N]
- **W** – ciężar samolotu [N]
- **h** – wysokość geopotencjalna [m].
- **ρ** – gęstość powietrza [kg/m^3].
- **ρ_0** = 1.225 kg/m^3 .
- **σ** – stosunek gęstości do gęstości przy poziomie morza (gęstość względna), $\sigma = \rho/\rho_0$ [–].
- **g** – przyspieszenie ziemskie [m/s^2].
- **m** – masa statku powietrznego [kg]; $W = m \cdot g$ – ciężar [N].
- **S** – powierzchnia nośna [m^2].
- **AR** – wydłużenie skrzydła [–].
- **e** – sprawność Oswalda [–].
- **C_L , C_D** – współczynniki siły nośnej i oporu [–].
- **C_{D0}** – współczynnik oporu przy zerowej nośności (opór pasożytniczy „parasite”) [–].
- **k** – współczynnik indukowanej składowej oporu: $k = 1/(\pi \cdot e \cdot AR)$ [–].
- **C_{Lmax}** – maksymalny współczynnik siły nośnej [–].
- **V** – prędkość (TAS) [m/s].
- **V_S** – prędkość przeciągnięcia (stall) [m/s].
- **P_R** – moc wymagana do lotu poziomego [W].
- **P_A** – moc dostępna z układu napędowego [W].
- **P_{shaft}** – moc wału silnika na poziomie morza [W]
- **η_p** – sprawność śmigła [–].
- **ROC** – prędkość wznoszenia (Rate of Climb) [m/s].
- **V_{BE}** – prędkość ekonomiczna dla **największej długotrwałości** (min P_R) [m/s].

- V_{BR} – prędkość ekonomiczna dla **największego zasięgu** ($\min D$, czyli $(L/D)_{\max}$) [m/s].
- **Pułap bezwzględny** – wysokość, gdzie $ROC = 0$.
- **Pułap praktyczny/serwisowy** – wysokość, gdzie $ROC = 0,5 \text{ m/s}$ (w tym ćwiczeniu).

1.2 Podstawowe zagadnienia teoretyczne

Równanie siły nośnej:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = W \quad \text{stąd} \quad C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad \text{oraz warunek przeciągnięcia: } V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}}$$

W locie poziomym siła nośna generowana przez skrzydło musi dokładnie równoważyć ciężar samolotu. Ciężar samolotu wynika wprost z jego masy a siła nośna zależy od prędkości, gęstości powietrza i geometrii płata.

Biegunowa oporu:

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2$$

Zależność pokazująca, że całkowity opór jest sumą oporu pasożytniczego (stałego) i oporu indukowanego (rosnącego z kwadratem siły nośnej). Dzięki temu można określić, która składowa dominuje przy danej prędkości.

Siła oporu:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

Siła oporu, podobnie jak siła nośna zależy od kwadratu prędkości (V^2). Współczynnik oporu C_D zależy od konfiguracji skrzydła.

Moc wymagana:

$$P_R = DV = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D0} + \frac{2kW^2}{\rho SV}$$

Moc wymagana wynika z pracy, jaką musi wykonać napęd, aby pokonać opór aerodynamiczny przy danej prędkości V . Pierwszy składnik sumy rośnie z V^3 (opór pasożytniczy \rightarrow dominuje przy dużych V), drugi maleje z $1/V$ (opór indukowany \rightarrow dominuje przy małych V). Ich suma daje klasyczną krzywą U-kształtną mocy wymaganej.

Moc dostępna:

$$P_A \approx \eta_p P_{shaft} \cdot \sigma$$

Uprozczone przybliżenie mocy dostępnej w samolocie tłokowym ze śmigłem. Moc silnika maleje wraz ze spadkiem gęstości powietrza, a sprawność śmigła określa, jaka część mocy wału trafia do strumienia powietrza.

Prędkość największej długotrwałości (V_{BE}):

Prędkość, przy której moc wymagana do lotu poziomego jest najmniejsza. Lecąc z tą prędkością samolot potrzebuje najmniej mocy silnika (a więc paliwa) na jednostkę czasu, co przekłada się na **maksymalny czas pozostawania w powietrzu**. Określana na podstawie charakterystyki $P_R(V)$ poprzez znalezienie minimum. Minimum charakterystyki wynika z równowagi między rosnącym oporem pasożytniczym a malejącym oporem indukowanym. W praktyce $V_{BE} \approx 0.76 V_{BR}$.

Prędkość największego zasięgu (V_{BR}):

Odpowiada punktowi, w którym stosunek nośności do oporu (L/D) osiąga maksimum. Ponieważ siła nośna rośnie wraz ze zwiększaniem prędkości a zależność siły oporu od prędkości jest opisana charakterystyką U-kształtną (osiąga minimum dla określonej prędkości) to minimum (L/D) odpowiada warunkowi minimalnego oporu całkowitego. Punkt, w którym opór całkowity samolotu jest minimalny, a więc stosunek nośności do oporu (L/D) osiąga maksimum — to odpowiada prędkości największego zasięgu. Minimum oporu (maksimum L/D) występuje wtedy, gdy opór pasożytniczy i opór indukowany są sobie równe, co prowadzi do zależności na współczynnik siły nośnej odpowiadający prędkości największego zasięgu:

$$C_L^{BR} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}},$$

a prędkość odpowiadająca temu współczynnikowi wynika bezpośrednio z równania nośności:

$$V_{BR} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L^{BR}}}$$

Lot z prędkością V_{BR} pozwala pokonać **największy dystans na jednostkę paliwa**, bo samolot napotyka najmniejszy opór pokonując kolejne metry dystansu.

Prędkość przeciągnięcia:

Minimalna prędkość, przy której skrzydło jest jeszcze w stanie wytworzyć nośność równą ciężarowi. Poniżej tej prędkości skrzydło nie jest w stanie wytworzyć odpowiedniej siły nośnej co prowadzi do utraty nośności. Wzór wynika bezpośrednio z równania $L = W$.

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}}$$

Maksymalna prędkość wznoszenia (ROC):

Prędkość wznoszenia jest wprost proporcjonalna do nadwyżki mocy dostępnej nad mocą wymaganą. Jeśli napęd dostarcza więcej mocy niż potrzeba do utrzymania lotu poziomego, różnica może zostać spożytkowana na zwiększenie energii potencjalnej, czyli wznoszenie. Im większa różnica między mocą dostępną (P_A) a mocą wymaganą (P_R), tym większy ROC.

$$ROC(V, h) = \frac{P_A(h) - P_R(V, h)}{W}$$

Pułapy: wynikają ze zmian ROC wraz ze wznoszeniem (wzrost wysokości). Gęstość powietrza maleje, więc spada zarówno moc dostępna (silnik „słabnie”), jak i siła nośna przy danej prędkości.

- **Pułap praktyczny** – wysokość, na której maksymalne ROC spada do

$$ROC_{max} = 0.5 \text{ m/s}$$

Samolot wciąż może się wznosić, ale z niewielką prędkością.

- **Pułap bezwzględny** – wysokość, na której

$$ROC_{max} = 0$$

Brak jakiegokolwiek nadwyżki mocy oznacza, że dalsze wznoszenie jest niemożliwe.

Określanie gęstości powietrza ρ na zadanej wysokości h (model ISA)

Przyjmujemy standardową atmosferę **ISA** (International Standard Atmosphere). Dla wysokości do około 11 km obowiązuje troposferyczny gradient temperatury, co pozwala obliczyć temperaturę, ciśnienie i gęstość metodą analityczną.

- Temperatura na wysokości h :

$$T(h) = 288.15 + L h \quad [K]$$

gdzie: $L = -0.0065$ K/m – gradient temperatury, h – wysokość w metrach.

- Ciśnienie statyczne:

$$p(h) = p_0 \left(\frac{T(h)}{T_0} \right)^{-\frac{g_0}{LR}}$$

gdzie: $p_0 = 101325$ Pa, $g_0 = 9.80665$ m/s², $R = 287.058$ J/(kg K) – stała gazowa dla powietrza, L – j.w.

- Gęstość powietrza na wysokości h :

$$\rho(h) = \frac{p(h)}{RT(h)}$$

2. Przebieg ćwiczenia.

1. Przyjąć/odczytać dane statyczne statku (wymiary, S , b , moc silnika, sprawność śmigła, masa bieżąca – stan paliwa/osób).
2. Przyjąć/obliczyć pozostałe dane wejściowe: C_{D0} , e , C_{lmax} , η_p , P_{shaft} .
3. Przyjąć wartości h .
4. Przyjąć zestaw wartości V (np. 80–210 km/h) do wyznaczenia krzywych $P_R(V)$, $ROC(V)$.
5. Wykonać obliczenia
 - (1) obliczyć/przyjąć AR , $k = I/(\pi \cdot e \cdot AR)$,
 - (2) dla zadanego h policz $\rho(h)$ (ISA) oraz σ ,
 - (3) obliczyć prędkość przeciągnięcia V_s
 - (4) dla przyjętego zestawu wartości V obliczyć: C_L , C_D , D , P_R ,
 - (5) obliczyć moc dostępną P_A
 - (6) obliczyć prędkość minimalnego oporu V_{BR}

3. Opracowanie wyników

- (1) utworzyć charakterystyki $P_R(V)$, $ROC(V)$
- (2) z charakterystyki $P_R(V)$ odczytać prędkość najlepszej długotrwałości V_{BE} i odpowiadającą jej moc wymaganą minimalną P_{Rmin}
- (3) z charakterystyki $ROC(V)$ odczytać maksymalną prędkość wznoszenia ROC_{max}

4. Wyniki i opracowanie sprawozdania:

- Uzupełnić tabele danych pomiarowych.
- Przeanalizować uzyskane wyniki.

5. Wnioski

We wnioskach należy ocenić, jak prędkość wpływa na moc wymaganą. Przeanalizować relacje między V_{BE} i V_{BR} . Jakie czynniki decydują o pułapie.

Przykładowe pytania kontrolne

1. Czym jest trim w locie poziomym.
2. Od czego zależy współczynnik siły oporu C_D przeanalizuj wzór.
3. Czym jest przeciągnięcie i prędkość przeciągnięcia.
4. Z czego wynika różnica między prędkością największego zasięgu i prędkością długotrwałości lotu?