

Laboratorium 5 : Środek ciężkości i warunki równowagi samolotu .

Cel:

Celem zajęć jest wyznaczenie położenia środka ciężkości samolotu Zlin 142 na podstawie wartości reakcji podwozia i określenie tego położenia w jednostkach liniowych, jak i w procentach MAC skrzydła. Ćwiczenie pomoże w zrozumieniu, w jaki sposób przesunięcie środka ciężkości wpływa na równowagę podłużną samolotu. Dodatkowym elementem jest porównanie wyników uzyskanych bez korekty nachylenia kadłuba z wynikami uwzględniającymi to pochylenie, co pozwala ocenić, jak duży błąd może wnieść niewypoziomowanie samolotu podczas pomiarów.

1. Podstawy teoretyczne.

Środek ciężkości jest jednym z kluczowych parametrów decydujących o tym, jak samolot zachowuje się w locie i jak intensywna ingerencja pilota jest konieczna aby utrzymać bezpieczne prowadzenie w locie. Położenie środka ciężkości określa, jaki moment powstaje między siłą ciężkości a siłą nośną skrzydła, a tym samym jaką siłę musi wygenerować usterzenie poziome, aby samolot leciał w stanie ustalonym. Gdy środek ciężkości znajduje się w przedziale dopuszczonym przez konstrukcję, samolot cechuje się stabilnością podłużną, czyli układ aerodynamiczny samolotu ma naturalną tendencję do powrotu do równowagi po niewielkich zaburzeniach. Środek ciężkości zbyt przesunięty do przodu lub do tyłu powoduje zachwianie równowagi momentów i samolot może stać się nadmiernie stateczny albo przeciwnie – niestateczny i podatny na oscylacje. Poprawne określenie środka ciężkości jest warunkiem bezpiecznego i przewidywalnego zachowania statku powietrznego w locie.

1.1 Środek ciężkości

Środek ciężkości (CG) jest punktem, w którym wypadkowa siła ciężkości może zostać przyłożona bez zmiany stanu równowagi. W warunkach ziemskich pokrywa się ze środkiem masy. Położenie środka ciężkości w stosunku do linii działania sił aerodynamicznych określa moment powodowany przez ciężar statku powietrznego oraz stanowi punkt odniesienia dla momentów aerodynamicznych skrzydła i usterzenia.

1.2 Równowaga podłużna samolotu

Samolot znajduje się w równowadze podłużnej, gdy suma sił pionowych jest równa zero oraz suma momentów względem środka ciężkości jest równa zero.

$$L_w + F_t - F_w = 0$$

$$L_w r_w + F_t r_t = 0$$

gdzie: L_w - siła nośna skrzydła,
 F_t - siła usterzenia poziomego (działająca dół ma znak ujemny),
 F_w - ciężar samolotu,
 r_w i r_t - ramiona momentów względem środka ciężkości.

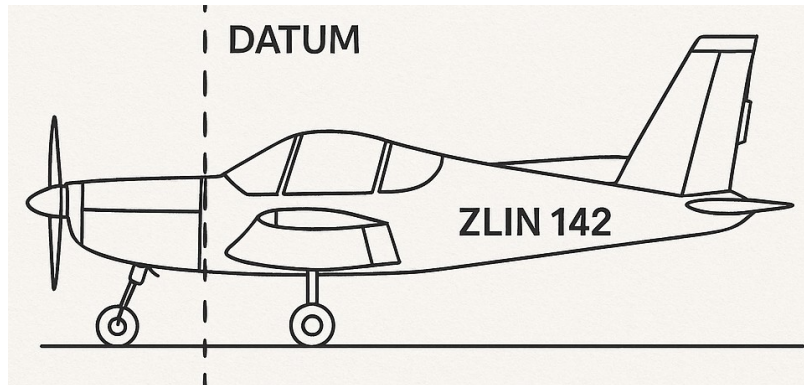
W locie poziomym momenty działające na samolot wynikają wyłącznie z **siły nośnej skrzydła** oraz **siły generowanej przez usterzenie poziome**. Siła ciężaru przechodzi dokładnie przez środek ciężkości i nie generuje momentu względem tego punktu. Skrzydło wytwarza siłę nośną, której kierunek działania nie przechodzi przez **środek ciężkości**, powodując powstawanie momentu skutkującego tendencją do przechylania podłużnego (nos w górę lub w dół, zależnie od położenia CG). Aby zachować lot poziomy, usterzenie poziome generuje siłę wytwarzającą moment, który równoważy moment wytwarzany przez siłę nośną skrzydła. Siła nośna i siła od usterzenia poziomego, przyłożone w różnych odległościach od środka ciężkości, tworzą parę momentów, które

muszą się dokładnie równoważyć, aby samolot utrzymywał równowagę podłużną w locie poziomym (nie pochylał się samoczynnie ani w górę, ani w dół).

1.3 Wielkości używane w ćwiczeniu

Datum (płaszczyzna odniesienia)

Pionowa płaszczyzna, względem której mierzy się ramiona mas. W Zlin142 datum znajduje się na przegrodzie ogniowej.



Moment masy (moment)

$$M = m * r$$

gdzie: **m** – masa elementu,

r – ramię elementu - odległość pozioma od płaszczyzny odniesienia (datum) do punktu przyłożenia masy. Mierzone równoległe do osi podłużnej samolotu.

Ramię d

Odległość między punktem przyłożenia reakcji na podwoziu przednim a linią podwozia głównego. Wartość ta jest różnicą ramion od płaszczyzny odniesienia.

$$d = x_M * x_N$$

Aerodynamiczny środek skrzydła (AC)

Punkt przyłożenia siły nośnej. Dla typowego skrzydła: około 25% cięciwy skrzydła.

2. Oznaczenia przyjęte we wzorach.

MAC	— (Mean Aerodynamic Chord) to średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła.
LEMAC	— położenie krawędzi natarcia MAC względem płaszczyzny odniesienia.
%MAC	— położenie CG jako procent MAC
θ	— zmierzony kąt pochylenia kadłuba podczas pomiaru (nose-up dodatni)
x_{CG}	— położenie środka ciężkości od daty odniesienia
x_N	— ramię koła przedniego od daty
x_M	— ramię kół głównych od daty
$d = x_M - x_N$	— odległość między podwoziem głównym a przednim
x_w	— położenie punktu przyłożenia siły nośnej skrzydła (LEMAC+0.25MAC)
x_t	— położenie aerodynamicznego środka usterzenia
$r_w = x_w - x_{CG}$	— ramię siły skrzydła względem CG
$r_t = x_t - x_{CG}$	— ramię siły usterzenia względem CG
RN	— reakcja podwozia przedniego

R_{ML}, R_{MR} — reakcje kół głównych
 W — masa całkowita samolotu.

2. Przebieg ćwiczenia.

1. Zlokalizować na samolocie położenie płaszczyzny odniesienia (datum).
2. Wyznaczyć rzut pionowy płaszczyzny odniesienia na podłoże.
3. Zmierzyć odległość od płaszczyzny odniesienia do miejsca styku koła przedniego z ziemią (x_N)
4. Zaznaczyć na podłożu punkty styku lewej i prawej goleni podwozia głównego i zmierzyć odległości od płaszczyzny odniesienia do miejsca styku kół głównych z ziemią (x_M)

$$x_M = \frac{x_{ML} + x_{MR}}{2}$$

gdzie:

x_{ML} — odległość dla koła lewego,

x_{MR} — odległość dla koła prawego,

5. Zmierzyć odległości między podwoziem przednim a głównym (d),
6. Wyliczyć ramię działania siły nośnej (x_w)
7. Zmierzyć ramię działania siły od usterzenia (x_t),
8. Przyjąć wartości mas dla różnych wariantów obciążenia (R_N, R_{ML}, R_{MR}),
9. Przyjąć kąt pochylenia kadłuba θ oraz $MAC, LEMAC=2.065m$ (dane z wcześniejszy zajęć),
10. Wykonać obliczenia środka ciężkości (CG)

3. Opracowanie wyników

3.1 Obliczyć całkowitą masę:

$$W = R_N + R_{ML} + R_{MR}$$

3.2 Obliczyć położenie środka ciężkości (bez korekty pochylenia θ):

$$x_{CG} = \frac{R_N \cdot x_N + (R_{ML} + R_{MR}) \cdot x_M}{W}$$

przeliczenie na %MAC:

$$\%MAC = \frac{x_{CG} - LEMAC}{MAC} \cdot 100\%$$

3.2 Obliczyć położenie środka ciężkości (z korektą pochylenia θ):

Skorygowana reakcja koła przedniego:

$$R_N^k = R_N \cdot \cos(\theta) + W \cdot \sin(\theta) \frac{x_{CG}}{d}$$

skorygowane położenie środka ciężkości:

$$x_{CG}^k = x_M - \frac{R_N^k}{W} \cdot d$$

skorygowane %MAC:

$$\%MAC = \frac{x_{CG}^k - LEMAC}{MAC} \cdot 100\%$$

4. Wyniki i opracowanie sprawozdania:

- Uzupełnić tabele danych pomiarowych.
- Przeanalizować uzyskane wyniki.

5. Wnioski

We wnioskach należy ocenić, czy wyznaczony środek ciężkości mieści się w dopuszczalnym zakresie, oraz wyjaśnić, jak przesunięcie CG wpływa na stabilność samolotu i konieczną siłę usterzenia. Porównać wyniki uzyskane z korektą pochylenia θ i bez niej i ocenić znaczenie prawidłowego ustawienia samolotu podczas pomiarów. Jak zmiany w obciążeniu wpływają na położenie CG.

Przykładowe pytania kontrolne

1. Dlaczego położenie środka ciężkości wpływa na stateczność podłużną samolotu?
2. Co oznacza, że środek ciężkości znajduje się przed dopuszczalną granicą?
3. W jaki sposób rozkład paliwa wpływa na położenie środka ciężkości?
4. Jak oblicza się położenie środka ciężkości dla układu kilku mas?