

Kilka słów o równowadze podłużnej samolotu (i nie tylko...)

Korzenie...

Zanim porozmawiamy o równowadze podłużnej musimy odbyć krótką podróż w czasie. Przenieśmy się, więc do Anglii z przełomu XVII i XVIII wieku. Tam właśnie żył i pracował Isaac Newton. Dokładnie ten sam, co w historyjce o spadającym jabłku. A, że był on człowiekiem pracowitym, to oprócz teorii grawitacji sformułował również trzy zasady dynamiki. I właśnie jedna z tych zasad będzie stanowić podstawę naszych dzisiejszych rozważań.

Pierwsza Zasada Dynamiki Newtona: Jeżeli na ciało nie działają żadne siły(i momenty sił), lub jeżeli działające siły i momenty sił się równoważą, to ciało nie porusza się (nie obraca się), lub porusza się ruchem jednostajnym (obraca się ze stałą prędkością).

Myślę, że niektórym przyda się wyjaśnienie, czym jest tajemniczy „moment siły”. Jest to po prostu iloczyn siły i ramienia jej działania.

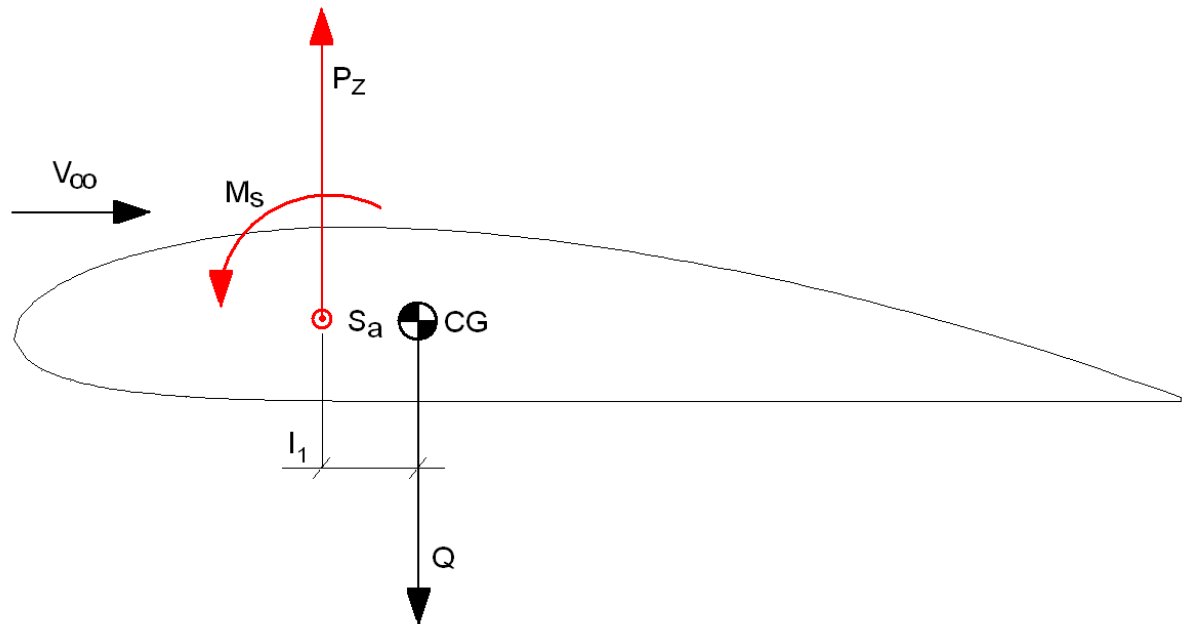
Czym jest równowaga podłużna?

Jeżeli samolot stoi na lotnisku, a pilot właśnie się posila, to samolot zdecydowanie jest w stanie równowagi... ale nie jest to przypadek, który będzie nas dzisiaj interesował. Co innego, gdy posilony pilot wsiądzie do swej maszyny i wystartuje. W tym momencie, jeżeli samolot nie będzie w stanie równowagi, to będzie wykonywał jakieś manewry. Stan równowagi jest to, zatem stan, w którym samolot leci ze stałą prędkością poziomą i pionową (wznoszenie). Dziś ograniczymy się tylko do jednej osi sterowania: pochylenia (czyli: góra – dół), dlatego tytuł artykułu mówi o „równowadze podłużnej”. Skoro wiemy, mniej więcej, czym będziemy się zajmować, wróćmy Pierwszej Zasady Dynamiki.

W naszym przypadku nie bardzo możemy liczyć „nie działanie” żadnych sił i momentów na samolot. Aby uzyskać równowagę musimy, zatem znaleźć taki stan, w którym siły i momenty się równoważą. Zacznijmy, więc od początku: pierwszą siłą, która zawsze działa na samolot, niezależnie od jego stanu, jest siła ciężkości. Można przy tym przyjąć, że jest to siła przyłożona do punktu zwanego środkiem ciężkości (CG). Drugą siłą, jaka musi działać na samolot, by zechciał on lecieć, jest siła nośna. Tej sile zawsze towarzyszy moment od skrzydła. Jest on wywołany rozkładem ciśnień na skrzydle i w zdecydowanej większości przypadków pochyla samolot „na nos”. Oba te działania możemy z kolei przyłożyć do punktu zwanego środkiem aerodynamicznym (S_a), który dla większości profili znajduje się w $\frac{1}{4}$ cięciwy.

W tym momencie powinniśmy się zastanowić względem, jakiego punktu, samolot „obraca się” w locie. Gdyby stał na ziemi, tym punktem na pewno byłby punkt styku z ziemią... ale w powietrzu samolot nie obraca się dookoła podwozia. W locie tym punktem jest środek ciężkości. Zatem wszystkie momenty musimy liczyć względem środka ciężkości.

C_{mbu} – a co to takiego?



Rysunek 1. Siły i momenty na skrzydle.

Na rysunku 1. przedstawiono wzajemną konfigurację sił i momentów na skrzydle. Widzimy jasno, że moment M_s pochyla samolot na nos, a moment $P_z \cdot l_1$ działa przeciwnie. Nie zawsze tak jest. Położenie środka ciężkości samolotu jest zmienne, w zależności od załadowania i środek ciężkości może znajdować się przed środkiem aerodynamicznym. W naszych rozważaniach pomijamy wpływ siły oporu i momentu od kadłuba, które zwykle mają taki sam zwrot jak M_s . Stałe operowanie kilkoma momentami jest uciążliwe, wprowadzimy, więc moment „bez usterzenia”. Będzie on sumą wszystkich momentów, względem środka ciężkości (u nas tylko M_s i $P_z \cdot l_1$)

$$M_{bu} = P_z l_1 + M_s$$

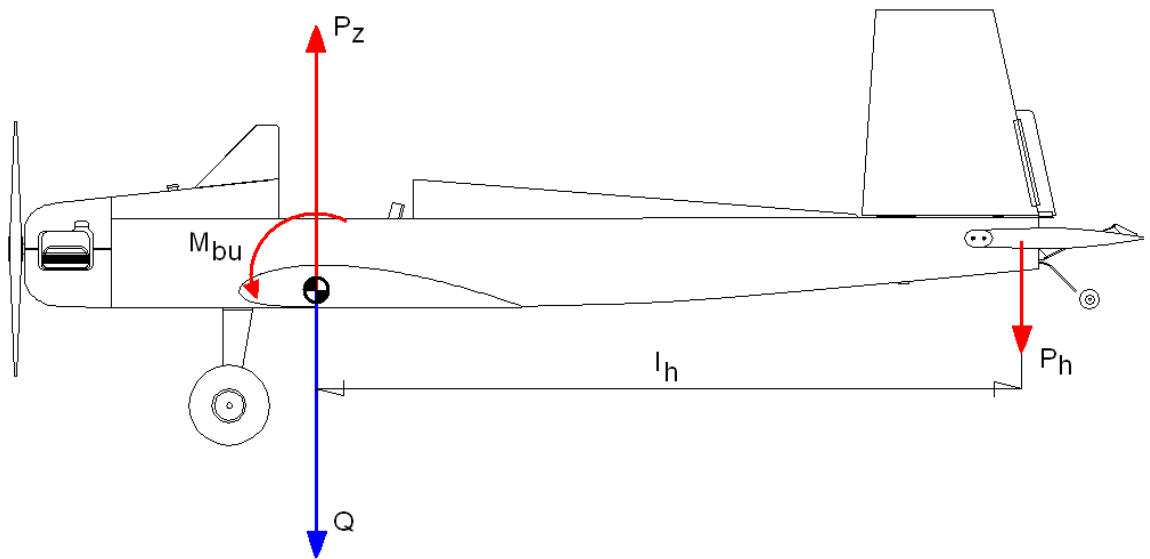
W tym miejscu musimy zauważyć, że M_{bu} nie jest niezależne od położenia środka ciężkości. Gdy CG jest przed S_a to M_{bu} jest zawsze ujemny (pochyla na nos), natomiast, gdy CG jest umieszczone za S_a to może być zarówno dodatni jak i ujemny.

W tym paragrafie szukamy jednak tajemniczego C_{mbu} . Rozszyfrujmy, zatem ten skrót:

$$C_{mbu} = \frac{M_{bu}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S SCA} \quad \text{- współczynnik momentu „bez usterzenia”}$$

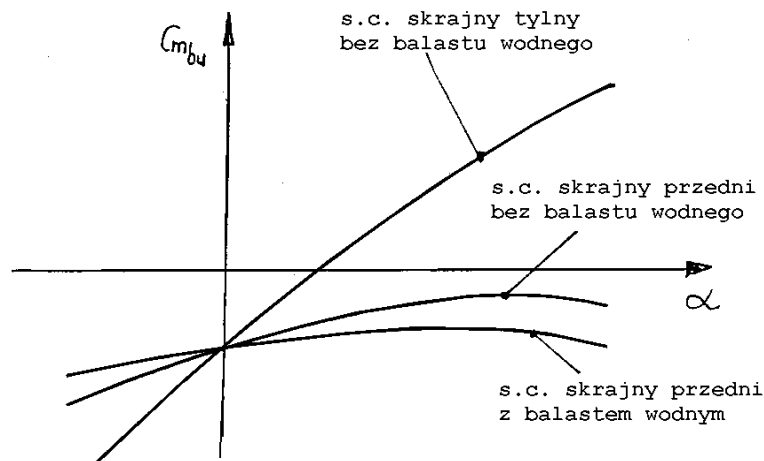
Ale, po co poszukujemy jakiegoś dziwnego współczynnika, który jeszcze na dodatek pomija istnienie usterzenia? To właśnie postaram się wyjaśnić w następnym paragrafie.

Po co, w końcu jest to usterzenie?



Rysunek 2. Równowaga podłużna samolotu

Na rysunku 2. widzimy przykładowy samolot ultralekki. Zaznaczono na nim siły P_z i Q , oraz moment M_{bu} . Żeby utrzymać równowagę przykładamy do usterzenia siłę P_h . Co zaskakujące strzałka narysowana jest „w dół”. Żeby wyjaśnić dokładnie, co i jak musimy powrócić do C_{mbu} .



Rysunek 3. Przebieg C_{mbu} w zależności od kąta natarcia dla różnych środków ciężkości (rys. za [3])

Na rysunku 3. widzimy przebiegi współczynnika C_{mbu} w zależności od kąta natarcia, dla różnych położów środka ciężkości. Powróćmy teraz do rysunku 2. Widać tam, że momentowi M_{bu} , dla utrzymania równowagi, przeciwstawia się moment $P_h \cdot l_h$. Teraz jest już chyba jasne, po co jest usterzenie, jak i... C_{mbu} . Pozostaje nam tylko zapisać wymaganą do utrzymania równowagi siłę P_h i towarzyszący jej współczynnik siły nośnej na usterzeniu poziomym C_{zh} .

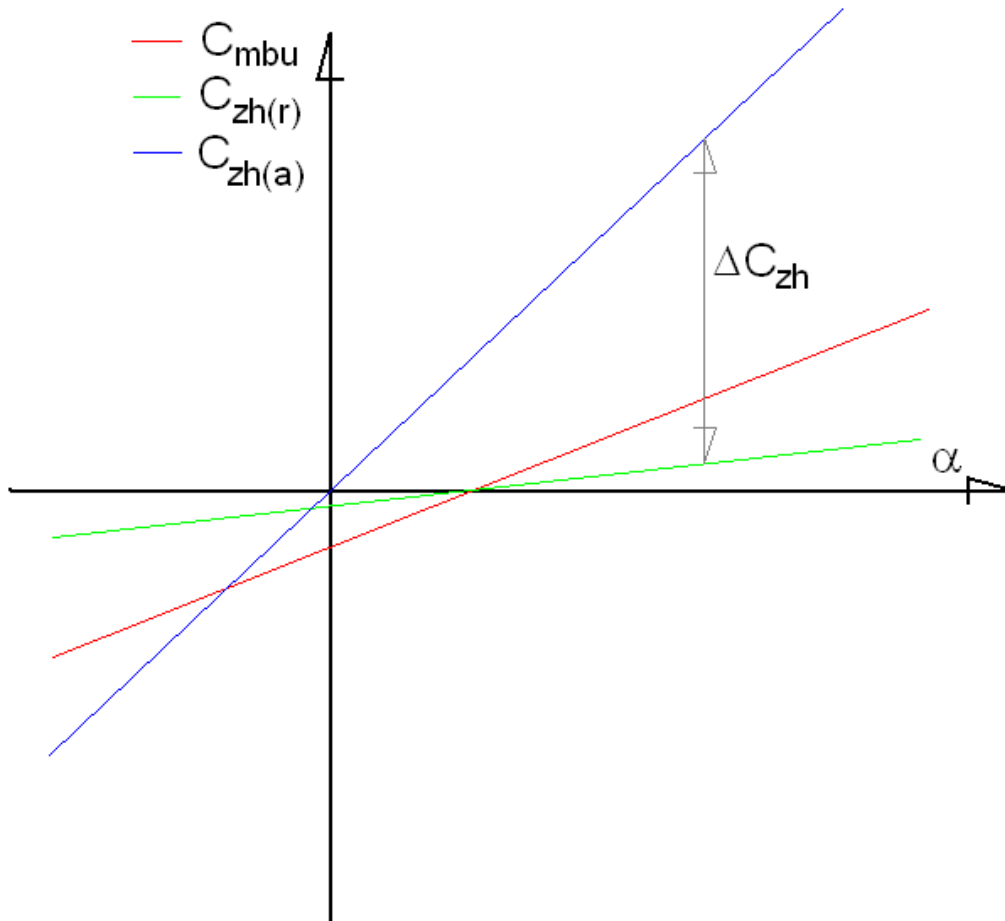
$$P_h = \frac{M_{bu}}{l_h}$$

$$C_{zh} = \frac{SCA}{l_h} C_{mbu}$$

Widzimy wyraźnie, że C_{zh} , dla warunków równowagi jest proporcjonalne, do C_{mbu} w skali SCA/l_h . W każdym normalnym samolocie jest to ułamek o wartości około $\frac{1}{4}$.

Nasuwa się jednak pytanie. Jak to jest, że aby zwolnić w samolocie musimy lekko zaciągnąć drążek, jaki to ma związek z tymi współczynnikami i momentami? Tu przyda się kolejny wykres. Zaznaczymy na nim:

- przebieg C_{mbu} w zależności od kąta natarcia
- przebieg siły $P_h(r)$ potrzebnej do utrzymania równowagi, w zależności od kąta natarcia
- przebieg siły $P_h(a)$ wynikającej z kąta natarcia na usterzeniu poziomym, bez wychylenia steru, w zależności od kąta natarcia



Rysunek 4. C_{mbu} , $P_{h(r)}$, $P_{h(a)}$ w zależności od kąta natarcia

Przebieg C_{mbu} jest nam znany z rysunku 3 (tylnie wyważenie). Przebieg współczynnika $C_{zh(r)}$ potrzebnego do utrzymania równowagi otrzymaliśmy dzieląc C_{mbu} przez 4. Natomiast wykres $C_{zh(a)}$ ma dużo większe nachylenie i

tylko dla jednego punktu (przecięcie $C_{zh(r)}$ i $C_{zh(a)}$) spełnia warunek równowagi. Co to znaczy? Tylko tyle, że potrzebne jest urządzenie, które mogłoby modyfikować współczynnik $C_{zh(a)}$, o różnicę ΔC_{zh} , tak by był równy $C_{zh(r)}$ dla dowolnego kąta natarcia – takiego, jaki aktualnie jest potrzebny pilotowi. I tą rolę pełni ster wysokości – przesuwając wykres $C_{zh(a)}$ po osi α , tak by spełniał warunki równowagi dla żądanego kąta natarcia. Zauważmy, że im większy kąt natarcia chcemy wywołać, tym większa jest różnica ΔC_{zh} , co oznacza większe wychylenie steru wysokości.

Na koniec paragrafu drobne wyjaśnienie. Wnikliwi czytelnicy zauważą pewnie, że na samym początku zakładaliśmy, że $P_z=Q$, więc po „dołożeniu” P_h tracimy stan równowagi. W rzeczywistości siła P_h jest, o co najmniej rząd wielkości mniejsza od P_z , więc powyższe założenie było bliskie prawdzie.

Wyjątki od reguły, czyli: czy można inaczej?

Można. Latają wszak „kaczki”, „latające skrzydła”: ze skosem i bez. Pytanie tylko jak to zrobić? Zacznijmy od „kaczek”, bo tu analogia jest bardzo jasna: Moment M_{bu} równoważymy też usterzeniem, tylko dajemy je z przodu. Dzięki temu P_h działa zazwyczaj „w górę”. W przypadku latających skrzydeł sprawa nie jest taka jasna. Zacznijmy od skrzydeł ze skosem (do tyłu). Jeśli się przyjrzymy takim statkom powietrznym, to mają one mocno skrecone skrzydła (kąta zaklinowania na końcówce mniejszy niż w centropłacie). To powoduje, że końcówka (dzięki skosowi położona za środkiem ciężkości) pracuje jak usterzenie dając siłę w dół, dla większości stanów lotu. Latające skrzydła bez skosu działają nieco inaczej: używają specjalnych profili, która mają współczynnik C_m większy od zera, czyli mają naturalną zdolność do zadzierania. M_{bu} jest dla nich zawsze zadzierające, zatem aby utrzymać równowagę (i stateczność!) środek ciężkości w takim układzie musi być umieszczony przed środkiem aerodynamicznym.

Zakończenie

Kończąc dzisiejsze rozważania chciałbym zachęcić pilotów do „zglobiania tajników” mechaniki lotu. Nie jest to tylko „wiedza dla wiedzy”, ale kwestia bezpieczeństwa. W dzisiejszych czasach nie ma problemu by nawet samolot ultralekki wyposażyć w autopilota, który odbędzie za nas cały lot, łącznie ze startem i lądowaniem. Wydaje mi się, że ta sytuacja stawia przed pilotami nowe wyzwania. Nie są już oni niezastąpieni w trakcie „normalnego” lotu. Są natomiast niezbędni, gdy „dzieje się coś nie tak”. I to właśnie w sytuacjach awaryjnych znajomość mechaniki lotu, umiejętność przewidywania reakcji samolotu, może uratować życie wam i waszym pasażerom.

Literatura dla zainteresowanych

1. „Mechanika Lotu, Tom 1”, W. Fiszdon, Warszawa 1962
2. „Projektowanie i Konstrukcja Szybowców”, W. Stafiej

3. „Obliczenia Stosowane Przy Projektowaniu Szybowców”, W. Stafiej, Politechnika Warszawska 2000
4. „Aircraft Design: A Conceptual Approach” D.Raymer, AIAA 1999