

Jak to jest z wyważeniem samolotu?

Zdarza się, że pojęcie „wyważenie samolotu” nie jest stosowane adekwatnie do opisywanego zjawiska. Mogą więc pojawić się znaczące nieporozumienia co do istoty analizowanych zjawisk, związanych z mechaniką lotu samolotu. Taki przypadek zaobserwowałem w bardzo ciekawym artykule panów: ppłk. dypl. pil. Ryszarda Michałowskiego i ppłk rez. pil. inż. Marka Sawińskiego pt. „Niebezpieczny manewr do lądowania”, opublikowanym w „Przeglądzie WLiOP” w czerwcu 2001 r. Terminu „wyważenie”, charakteryzującego położenie środka masy samolotu na średniej cięciwie aerodynamicznej, użyto do określenia zrównoważenia (aerodynamicznego) samolotu.

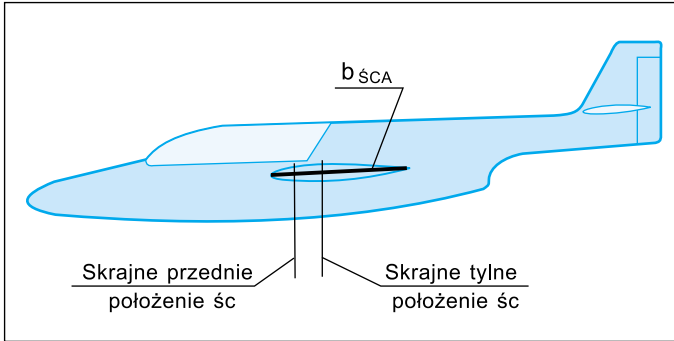
Autorzy słusznie określili, że przyczyną katastrofy samolotu *TS-11* w dniu 2 marca 2001 r. było nieprawidłowe pilotowanie samolotu, polegające na utrzymywaniu zbyt małej prędkości obrotowej silnika podczas wypuszczania podwozia w locie ze znacznym przechyleniem. Wypuszczenie podwozia w warunkach deficytu ciągu spowodowało szybkie, zauważalne zmniejszenie prędkości samolotu, a duże przechylenie powiększyło prędkość jego przeciągnięcia. Rzeczywiście, była to całkowicie wystarczająca przyczyna wprowadzenia samolotu w stan przeciągnięcia i w korkociąg. Skomplikowanie tego domysłem, że w tym samym czasie mogło również pojawić się „zawiśnięcie obrotów” silnika, wydaje się niepotrzebne, tym bardziej, że niesłusznie rzuca to cień na polski produkt.

Na czym polega terminologiczny problem „wyważenia samolotu”? Otóż na stronie 59 „Przeglądu” autorzy piszą: „Takie wyważenie (przy $V_p = 405$ km/h, str. 58) w konfiguracji gładkiej powoduje, że do przeciągnięcia samolotu potrzebne jest mniejsze wychy-

lenie drążka sterowego do siebie. Samolot łatwiej przekracza α_{kr} , ale aby wyprowadzić go z korkociągu, należy zdecydowanie wychylić drążek sterowy od siebie. Tylne wyważenie zmniejsza bowiem zapas stateczności podłużnej, a tym samym zmniejsza wartość momentu aerodynamicznego M_{ay} , konieczną do zmniejszenia kątów natarcia w korkociągu”.

Z tego cytatu wynika, że najpierw termin „wyważenie” został zastosowany do zdefiniowania zrównoważenia (aerodynamicznego) samolotu przy prędkości 405 km/h, a następnie użyto go w kontekście położenia środka masy samolotu. Są to dwie różne sprawy. Zrównoważenie samolotu w górnej odchyłce prędkości (390 ± 15 km/h) odpowiada bardziej przedniemu wyważeniu (masowemu) samolotu, a nie tylnemu, jak to napisano w kolejnym zdaniu.

Nieścisłość mogła wynikać z mechanicznego zastosowania treści zawartej w moim artykule pt. „Korkociąg samolotu *TS-11*”, opublikowanym w „PWLiOP” z lipca-sierpnia 1994 r., na który w bibliografii powołali się autorzy. Na stronach 26 i 27, w podrozdziale „Rozkład masy, momenty bezwładności i wyważenie samolotu *TS-11*” napisano: „Wyważenie samolotu ma podstawowe znaczenie jeśli chodzi o zapas stateczności podłużnej samolotu Wyważenie ma duże znaczenie przy wprowadzaniu i wyprowadzaniu samolotu z korkociągu. Przy przednim wyważeniu, podczas wprowadzania samolotu w korkociąg trzeba znacznie wychylić ster wysokości by spowodować przekroczenie α_{kr} (dla samolotu *TS-11* – $\delta_H > 15^\circ$), ale podczas wyprowadzania z korkociągu, znaczny moment podłużny – przeciwstawiający się dużym kątom natarcia pomaga w przywróceniu warunków



Rys. 1. Położenie środka ciężkości samolotu na ŚCA (wyważenie samolotu)

normalnego lotu. **Tylne wyważenie – odwrotnie; wymaga mniejszego wychylenia steru wysokości podczas wprowadzania do korkociągu (dla TS-11 $\delta_H < 10^\circ$), lecz wyprowadzeniu z korkociągu towarzyszy mniejszy moment zmniejszający kat natarcia samolotu. Dla samolotu TS-11 skrajne położenia środka ciężkości, gwarantujące bezpieczne właściwości lotne, wynoszą 18% i 30% ŚCA”.**

Wydaje się, że warto ujednoznaczyć kwestie wyważenia (masowego) i zrównoważenia (aerodynamicznego) samolotu.

Wyważenie (masowe) samolotu

Pojęcie „wyważenie samolotu” określa położenie środka masy samolotu lub – kiedy mówimy o sile ciężkości, czy wręcz o ciężarze samolotu – położenie środka ciężkości (śc) samolotu na średniej cięciwie aerodynamicznej (ŚCA) – rys. 1.

W zależności od pozostałości paliwa, podwiesz zewnątrznych, czy kąta skosu skrzydeł środek ciężkości wędruje wzdłuż ŚCA. W instrukcji użytkownika (pilotowania) samolotu podane są skrajne dopuszczalne i chwilowe jego położenia. Na rys. 2 przedstawiono wędrowkę środka ciężkości dla samolotu TS-11 (SNP).

Zrównoważenie podłużne (aerodynamiczne) samolotu

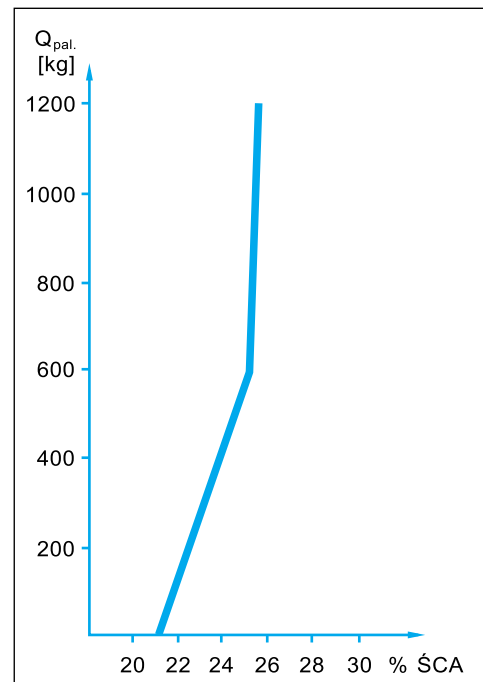
Do podłużnego zrównoważenia samolotu konieczne jest, by suma sił działających na samolot w płaszczyźnie symetrii i suma momentów względem osi O_y były równe zeru.

$$P + P_x = 0 \quad (1)$$

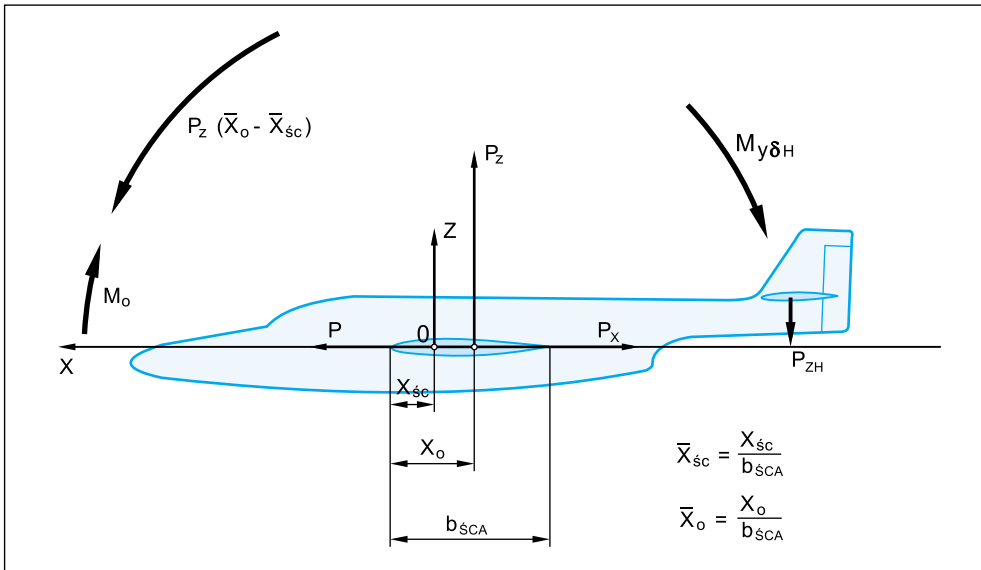
$$Q + P_z = 0 \quad (2)$$

$$M_y = 0 \quad (3)$$

Jeśli spełnione będą dwa pierwsze równania, to samolot będzie wykonywał lot ustalony. Trzecie równanie ma istotne znaczenie dla zrównoważenia samolotu względem osi O_y . Aby suma momentów wzglę-



Rys. 2. Położenie środka masy (ciężkości) samolotu TS-11 (SNP – dwóch pilotów + amunicja) w zależności od ilości paliwa (Samolot TS-11 „Iskra”. Instrukcja techniki pilotowania)



Rys. 3. Siły i momenty działające na samolot

dem osi $Oy - M_y$ równała się zeru, musi zachodzić następująca równość:

$$M_y = M_{y_0} + P_z(\bar{x}_o - \bar{x}_{sc}) + M_{y\delta H} = 0$$

którą możemy wyrazić we współczynnikach:

$$C_{m_y} = C_{m_{y_0}} + C_z(\bar{x}_o - \bar{x}_{sc}) + C_{m_{y\delta H}} = 0 \quad (4)$$

Statyczna stateczność podłużna samolotu przy zmianie kąta natarcia (przeciążenia)

Samolot jest statycznie stateczny podłużnie przy zmianie kąta natarcia (przeciążenia), jeśli po zaistnieniu zaburzenia tego kąta (przeciążenia) samoczynnie dąży do zachowania pierwotnego kąta natarcia (przeciążenia).

Podczas analizowania statycznej stateczności podłużnej samolotu zakładamy, że jego prędkość jest stała i że C_z przy zmianie α ma przebieg liniowy.

Jeśli podczas lotu z jakiegoś powodu nastąpi zwiększenie kąta natarcia samolotu, wówczas, przy stałej prędkości, w samolocie nastąpi przyrost siły nośnej o ΔP_z . Dalsze zachowanie się samolotu będzie zależało od położenia jego środka ciężkości (rys. 4).

Gdy położenie śc na $\acute{S}CA$ znajduje się przed ogniskiem aerodynamicznym (OA), samolot jest statycznie stateczny. Znaczy to, że zwiększeniu kąta natarcia towarzyszy moment likwidujący tendencję wznoszenia spowodowaną wzrostem siły nośnej (rys. 4a).

Pokrywanie się śc z OA powoduje objętą statyczną stateczność podłużną samolotu (rys. 4b).

Samolot jest statycznie niestateczny podłużnie, gdy śc znajduje się za OA samolotu. W takiej sytuacji zwiększenie kąta natarcia wywołuje moment wznoszący, który pogłębia pierwotne zaburzenie (rys. 4c).

Wykres na rys. 5 przedstawia zależności współczynnika momentu względem osi $Oy - C_{m_y}$ dla różnych położeń śc względem OA .

Stateczność statyczną podłużną można wyrazić matematycznie:

$$\Delta C_{m_y} / \Delta \alpha < 0 \quad (5)$$

lub

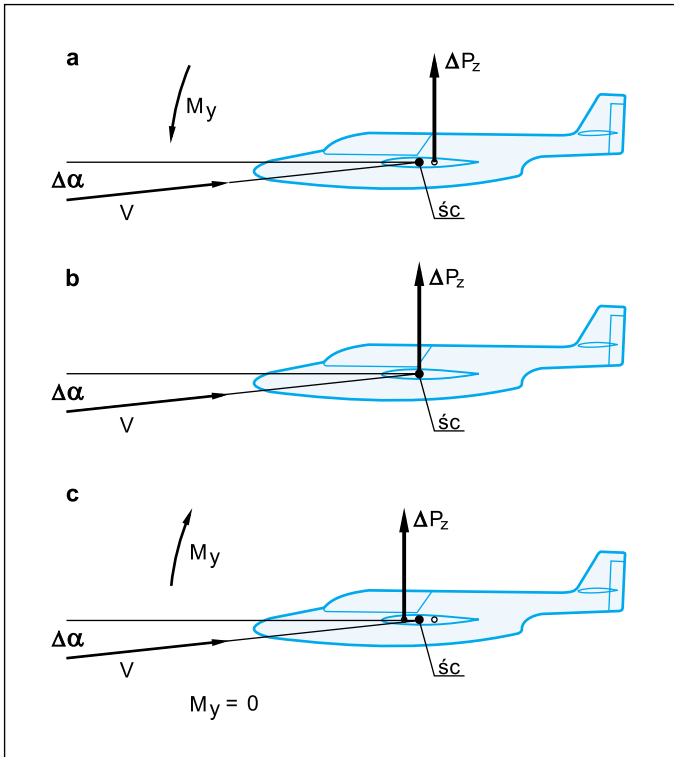
$$\Delta C_{m_y} / \Delta C_z < 0 \quad (6)$$

Jeżeli zróżniczkujemy równanie 4 względem C_z , otrzymamy:

$$\partial C_{m_y} / \partial C_z = \bar{x}_o - \bar{x}_{sc} \quad (7)$$

lub najogólniej:

$$\Delta C_{m_y} / \Delta C_z = \bar{x}_o - \bar{x}_{sc}$$



Rys. 4. Tendencje do obrotu samolotu w zależności od położenia środka ciężkości

Różnica $\bar{x}_o - \bar{x}_{sc}$ stanowi o wielkości stateczności. Im większa jest jej wartość, tym bardziej stromo przebiega zależność $C_{my}(\alpha, C_z)$ – rys. 5, tym większa jest również statyczna stateczność podłużna samolotu i tym większy zapas stateczności podłużnej ma samolot. **Wynika stąd wniosek, że przy bardziej przednim wyważeniu (masowym) samolotu ma on większy zapas statycznej stateczności podłużnej.**

Wpływ wychylenia steru wysokości na moment podłużny samolotu

Zmiana położenia steru wysokości powoduje zmianę wartości współczynnika momentu podłużnego samolotu C_{my} o wartość ΔC_{myH} równą $\Delta C_{my} / \Delta \delta_H \times \delta_H$ (rys. 6).

Przy wychyleniu steru na nurkowanie następuje ujemny przyrost C_{my} – wykres $C_{my}(\alpha, C_z)$ przemieszcza się w dół, natomiast wychylenie steru na wznoszenie generuje przyrost dodatni C_{my} – wykres $C_{my}(\alpha, C_z)$ przemieszcza się ku górze. Należy przy tym

zaznaczyć, że zapas stateczności nie zmienia się – wykres $C_{my}(\alpha, C_z)$ zachowuje stałe pochylenie ($\Delta C_{my} / \Delta C_z = \text{const.}$).

Związek między statycznymi charakterystykami stateczności i sterowności samolotu

Z równania 4 można wyznaczyć kąt wychylenia steru wysokości w celu zrównoważenia samolotu przy danej prędkości:

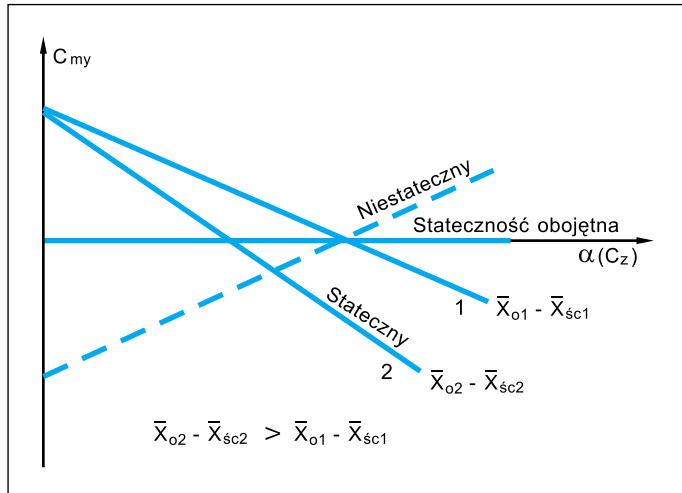
$$\delta_H = \frac{C_{myo} + C_z(\bar{x}_o - \bar{x}_{sc})}{\Delta C_{my} / \Delta \delta_H} \quad (8)$$

Z wzoru 8 wynika, że im większy jest zapas statycznej stateczności podłużnej samolotu, tym odpowiednio większy jest kąt wychylenia steru wysokości, potrzebny do zrównoważenia samolotu.

Zrównoważenie samolotu przez wychylenie steru wysokości w ustalonym locie poziomym

Zagadnienie to przedstawiane jest w postaci zależności wychylenia steru wysoko-

Rys. 5. Zależności $C_{my}(x_o, x_{sc})$

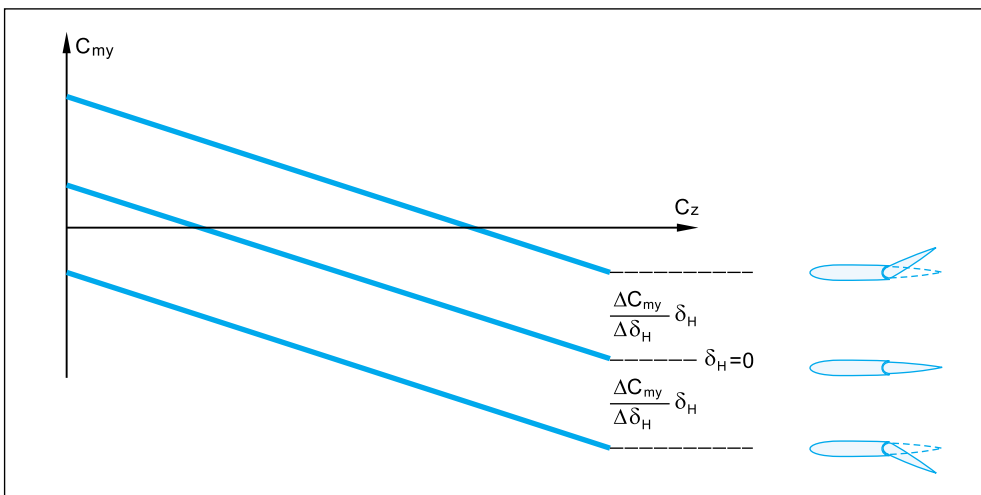


ści, potrzebnego do zrównoważenia samolotu w locie poziomym, przy różnych prędkościach. Wykresy sporządza się dla danego położenia śc samolotu i dla określonej wysokości lotu. Aby taką zależność uzyskać, do równania 8 wprowadza się za C_z wyrażenie: $C_z = 2 \cdot Q/\rho \cdot S \cdot V^2$. Wówczas wychylenie steru potrzebne do zrównoważenia samolotu przy danej prędkości przybierze postać:

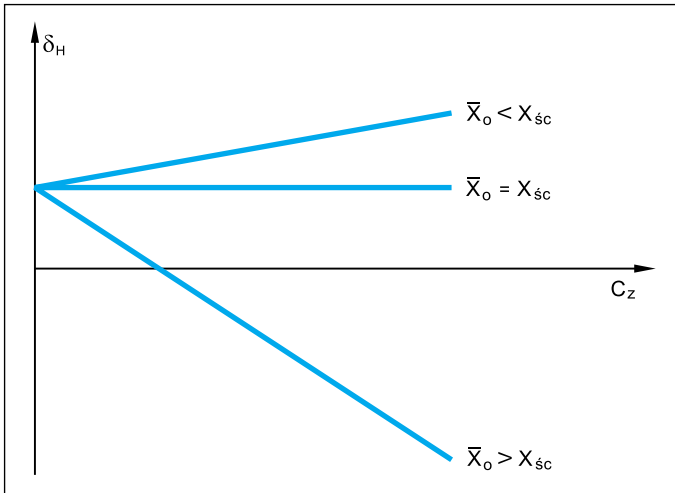
$$\delta_H = \frac{C_{myo}}{C_{my}/\Delta\delta_H} + \frac{1}{C_{my}/\Delta\delta_H} \cdot \frac{2Q(\bar{x}_o - \bar{x}_{sc})}{\rho \cdot S \cdot V^2} \quad (9)$$

Na podstawie tego wzoru sporządza się odpowiedni wykres (rys. 8).

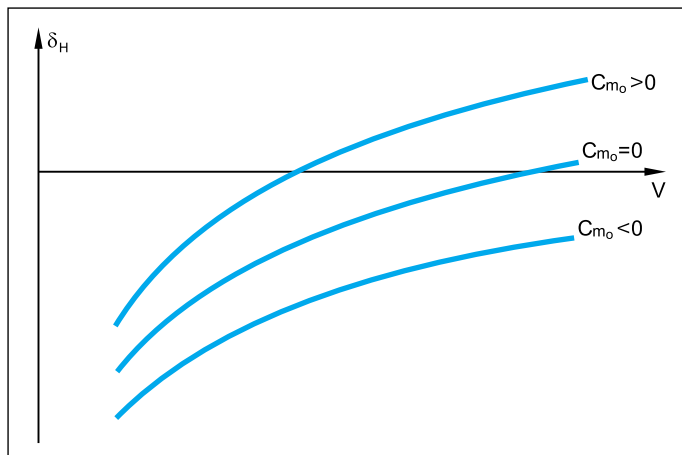
Natomiast wpływ położenia śc na przebieg zależności kąta wychylenia steru wysokości od prędkości samolotu w locie poziomym przedstawia rys. 9. Z tego wykresu wynika, że im bardziej przednie jest położenie śc samolotu, tym większe wychylenie steru wysokości potrzebne jest dla zrównoważenia.



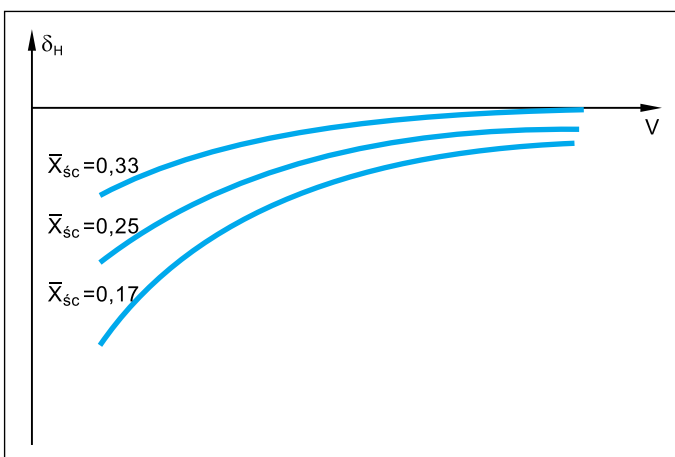
Rys.6. Wpływ wychylenia steru wysokości na wartość momentu podłużnego samolotu



Rys. 7. Wpływ położenia śc samolotu na jego zrównoważenie

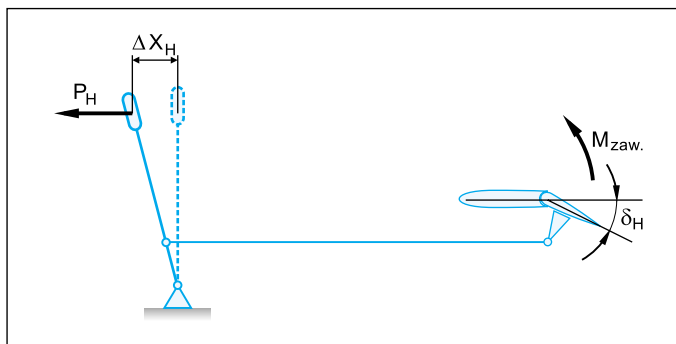


Rys. 8. Wykres zrównoważenia samolotu przez wychylenie steru wysokości dla małych liczb Ma; różne C_{m_0}



Rys. 9. Wpływ położenia śc na zrównoważenie samolotu w locie poziomym (przykład)

Rys. 10. Siła na drążku sterowym i moment zawiasowy na sterze w układzie sterowania podłużnego



Siła na drążku sterowym w prostoliniowym locie samolotu

Ponieważ pilotowanie samolotu odbywa się według siły występującej na drążku sterowym, dotychczasowe określenia, dotyczące wychylenia steru wysokości potrzebnego do zrównowazenia samolotu należy przetransponować na siły, które powodują te wychylenia. Dla prostego układu sterowania sterem wysokości, przedstawionego na rys. 10, można napisać równanie równowagi:

$$P_H \cdot \Delta x_H + M_{zaw.} \cdot \Delta \delta_H = 0$$

stąd

$$P_H = -M_{zaw.} \frac{\Delta \delta_H}{\Delta x_H} \quad (10)$$

gdzie:

$$M_{zaw.} = C_{m\ zaw.} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_H \cdot b_H/2$$

S_H – powierzchnia steru wysokości;
 b_H – średnica cięciwa steru wysokości.

Moment zawiasowy, przy danej prędkości samolotu i wysokości lotu, zależy od kąta natarcia usterzenia poziomego oraz od kąta wychylenia steru wysokości. Z kolei kąt

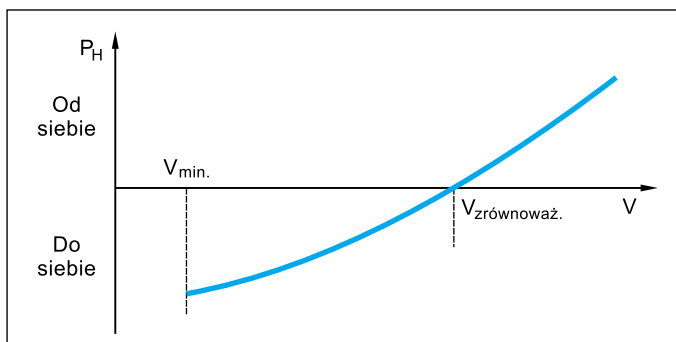
natarcia usterzenia poziomego jest funkcją kąta natarcia samolotu, kąta ustawienia statecznika i kąta skosu strumienia zaskrzydłowego.

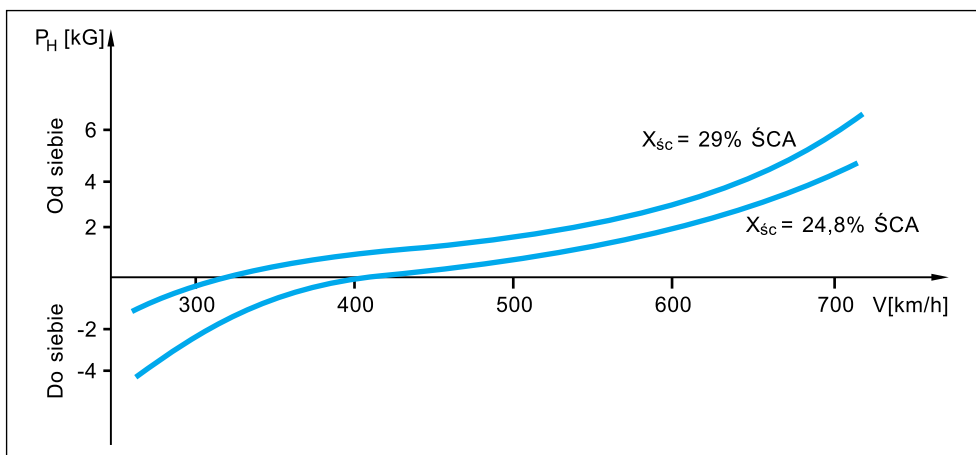
Wykorzystując wzór 10 można sporządzić wykres zrównowazenia samolotu w locie poziomym dla różnych jego prędkości (rys. 11).

Wykres ten pokazuje wielkość i kierunek siły, jaką trzeba przyłożyć do drążka sterowego przy zadanej prędkości, aby zagwarantować podłużne zrównowazenie samolotu. Przy małych prędkościach występuje siła ciągnąca (do siebie). Jej wartość zmniejsza się w miarę zwiększania prędkości i dąży do zera przy prędkości zrównowazenia. Dalszy wzrost prędkości powoduje wystąpienie siły pchającej (od siebie), której wartość rośnie w miarę zwiększania prędkości samolotu. Po przekroczeniu $Ma_{kr.}$, w związku z pojawieniem się kryzysu falowego, siła pchająca maleje.

Oczywiście, przebieg $P_H(V)$ zależy od położenia śc. W miarę przesuwania się śc samolotu ku tyłowi wykres ten przemieszcza się w górę (rys. 12).

Rys. 11. Podłużne zrównowazenie samolotu siłą na drążku w zależności od prędkości lotu





Rys. 12. Wpływ położenia śc na krzywą zrównoważenia względem siły na drążku sterowym dla samolotu TS-11 (instrukcja pilotowania samolotu TS-11)

Na wykresie tym widać, że dla samolotu TS-11, przy bardziej tylnym położeniu śc – 29% ŚCA, prędkość zrównoważenia wynosi około 325 km/h. **Przy przednim położeniu śc – 24,8% ŚCA, prędkość zrównoważenia ma wartość około 400 km/h.**

Wnioski

❶ Stwierdzenie przez załogę, w dniu 2 marca 2001 r., że zrównoważenie samolotu TS-11 nastąpiło przy prędkości 405 km/h, a więc przy górnej granicy WT (390 ± 15 km/h), świadczy o tym, że śc samolotu znajdował się w nieco przednim położeniu w stosunku do położenia nominalnego, przy którym powinna występować prędkość zrównoważenia nominalna, wynosząca 390 km/h. **Przy takim wyważeniu samolotu, po to, by spowodować zwiększenie jego kąta natarcia, trzeba było wychylić ster wysokości o kąt większy niżby to miało miejsce przy nominalnym położeniu śc, któremu odpowiada prędkość zrównoważenia 390 km/h.** Jak wiadomo, bardziej przednie położenie śc samolotu (bardziej przednie

wyważenie) ułatwia wyprowadzenie z korkociągu.

❷ Wydaje się, że w celu niedopuszczenia do nieporozumień należy przestrzegać jednoznaczności określeń: „wyważenie samolotu” – to oznaczenie położenia śc na ŚCA, a „zrównoważenie samolotu” (w tym przypadku – podłużne) – to taki stan lotu, w którym suma sił działających w płaszczyźnie symetrii samolotu i suma momentów względem osi Oy równa się zero. Zrównoważenie samolotu uzyskuje się przy prędkości odpowiadającej, właściwemu dla tej prędkości, położeniu środka ciężkości.

Bibliografia

1. Michałowski R., Sawiński M.: *Niebezpieczny manewr do lądowania*. „Przegląd WLiOP” 6/2001.
2. Milkiewicz A.: *Korkociąg samolotu TS-11*. „Przegląd WLiOP” 7 - 8/1994.
3. Milkiewicz A.: *Podstawy praktycznej aerodynamiki i mechaniki lotu samolotu odrzutowego dla pilota*. Lot. 1604/74.
4. Wotjakow W. D.: *Aerodynamika letatielnych apparatow i gidrawlika ich sistem*. Akademia Żukowskiego, 1972.
5. *Samolot TS-11 „Iskra”*. Instrukcja techniki pilotowania. Lot. 1851/78.

The author explains the question of mass and aerodynamic balancing aircraft, in relation to the articles of Lt. Col. dipl. pil. Ryszard Michałowski and Lt. Col. res. pil. eng. Marek Sawiński: „Dangerous manoeuvre for landing”, published in June „AADF Review”.