

AERODYNAMIKA 2

WYKŁAD 1

WPROWADZENIE PODSTAWOWE INFORMACJE Z ZAKRESU MECHANIKI LOTU

dr inż. Zbigniew Rarata

Pokój: 116 (gmach Nowy Lotniczy)

E-mail: zbigniew.rarata@pw.edu.pl

Cele

Celem kursu jest zapoznanie studentów z podstawowymi zagadnieniami dotyczącymi zjawisk przepływowych istotnych dla własności aerodynamicznych samolotu. Demonstracja wybranych zagadnień z zakresu aerodynamiki oraz omówienie typowych metod stosowanych w aerodynamice (zarówno analitycznych jak i numerycznych). Studenci zapoznają się również z typowymi problemami od strony praktycznej, w części laboratoryjnej. Efektem końcowym kursu będzie nabycie umiejętności wykorzystania zasad projektowania aerodynamicznego w celu osiągnięcia wymaganych własności aerodynamicznych. Ponadto, studenci będą w stanie poprawnie i wydajnie wykorzystywać wybrane narzędzia projektowania aerodynamicznego.

Program

- I. Wprowadzenie i podstawowe pojęcia**
- II. Podstawowe informacje z zakresu mechaniki lotu**
- III. Aerodynamika profili lotniczych**
 - a. typowe profile i ich charakterystyki**
 - b. opływ poddźwiękowy, transoniczny i nadźwiękowy**
 - c. typowe zachowania/zjawiska aerodynamiczne, np. przeciągnięcie, buffet**
 - d. urządzenia hipernośne**
- IV. Aerodynamika skrzydeł**
 - a. Opływ skrzydła**
 - b. Rodzaje i właściwości skrzydeł**
 - c. Dystrybucja siły nośnej**
 - d. Opór indukowany**
 - e. Dodatkowe urządzenia, np. winglets**

V. Efekty instalacyjne od napędów/gondoli

VI. Metody numeryczne w aerodynamice

a. Metody potencjalne, nielepkie oraz metody bazujące na sprzężeniu metod potencjalnych z analitycznym rozwiązaniem warstwy przyściennej

b. Metoda Reynolds-averaged Navier-Stokes equations (RANS-CFD)

c. Metody Large and Detached Eddy Simulation (LES/DES)

VII. Aerodynamika eksperymentalna/techniki pomiarowe

VIII. Koncepcyjne układy konstrukcyjne samolotów mające na celu redukcję emisji CO₂ oraz redukcję hałasu

Wymagania wstępne

Podstawowa wiedza (na poziomie akademickim) w zakresie:

- **Matematyki**
- **Mechaniki płynów**
- **Aerodynamiki (zakres Aerodynamika I)**

Literatura

- **Bertin J.J., Smith M.L., Aerodynamics for Engineers, Prentice Hall College 1997**
- **Kueth A.M., Chow C-Y, Foundations of Aerodynamics: Bases of Aerodynamic Design, John Wiley and Sons, 1998**
- **Anderson Jr. J.D., Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill International, 2006**
- **McLean D., Understanding Aerodynamics, John Wiley & Sons Ltd, 2013**

Warunki zaliczenia

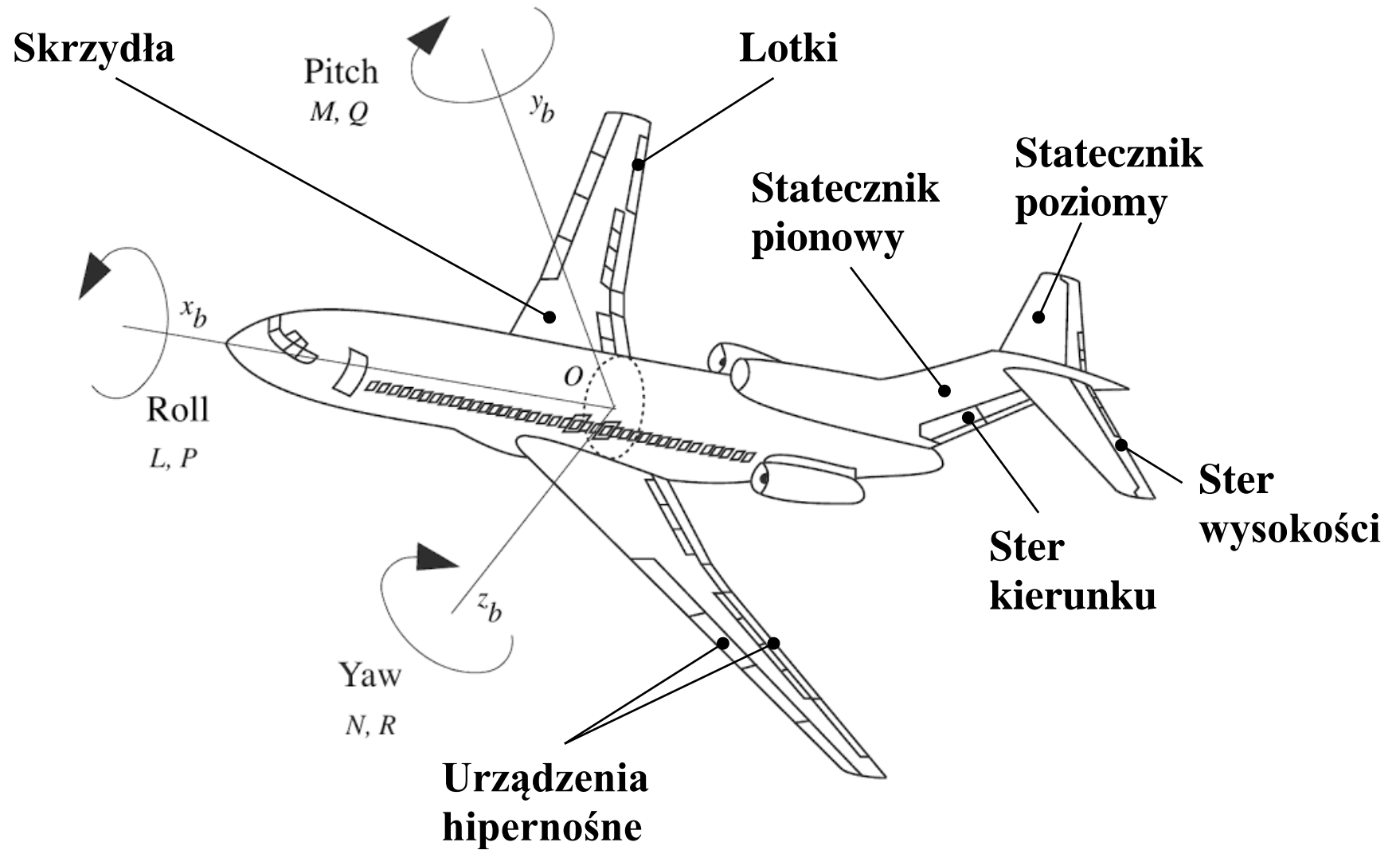
Kolokwium laboratoryjne: 30%

Egzamin: 70%

Typowy samolot pasażerski



Podstawy mechaniki lotu

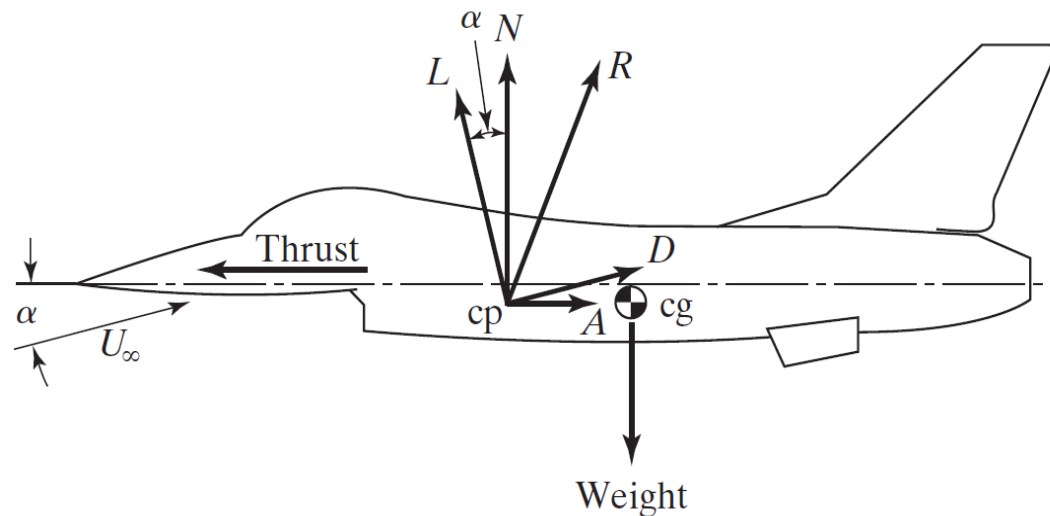


Podstawy mechaniki lotu

Rozważając lot samolotu, wypadkową siłę aerodynamiczną R możemy zapisać przy użyciu dwóch składowych siły, (1) siła nośna L (lub P_z) – prostopadła do wektora prędkości V_∞ oraz (2) siła oporu – D (lub P_x) – równoległa do wektora prędkości V_∞ . Siły te mogą zostać zapisane w odniesieniu do lokalnego układu odniesienia samolotu w następującej formie.

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha) \quad (1.1)$$

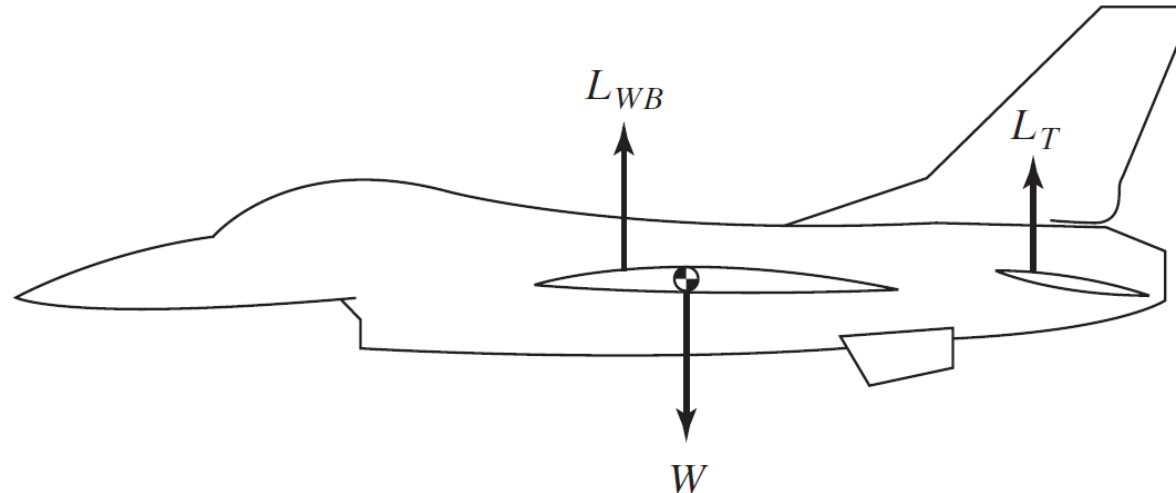
$$D = N \sin(\alpha) + A \cos(\alpha) \quad (1.2)$$



W przypadku lotu ustalonego (brak przyspieszenia), siła nośna jest równa sile ciężkości samolotu, tj. $L = W$, natomiast w kierunku równoległym do wektora prędkości V_∞ siła ciągu musi być równa sile oporu, tj. $T = D$,

Podstawy mechaniki lotu

W ogólnym przypadku kierunek siły nośnej generowanej na płacie nie pokrywa się ze środkiem ciężkości samolotu (cg). W przypadku pokazanym poniżej powstaje pozytywny moment pochylający.



Aby zrównoważyć wygenerowany na płacie moment ustawiamy odpowiednio statecznik poziomy w celu generacji dodatkowej siły nośnej za środkiem ciężkości, tak aby suma momentów względem środka ciężkości była równa zero.

$$\sum M_{cg} = 0 \quad (1.3)$$

W takim przypadku mówimy, że samolot jest wytrimowany. Niemniej jednak tego typu działanie wiąże się z generacją dodatkowego oporu, który nazywamy oporem od trymowania. Warto zwrócić uwagę na fakt, iż opór od trymowania jest rozumiany jako opór liczony jedynie od siły nośnej służącej do trymowania. Natomiast całkowity opór statecznika jest wliczany do całkowitego oporu samolotu.

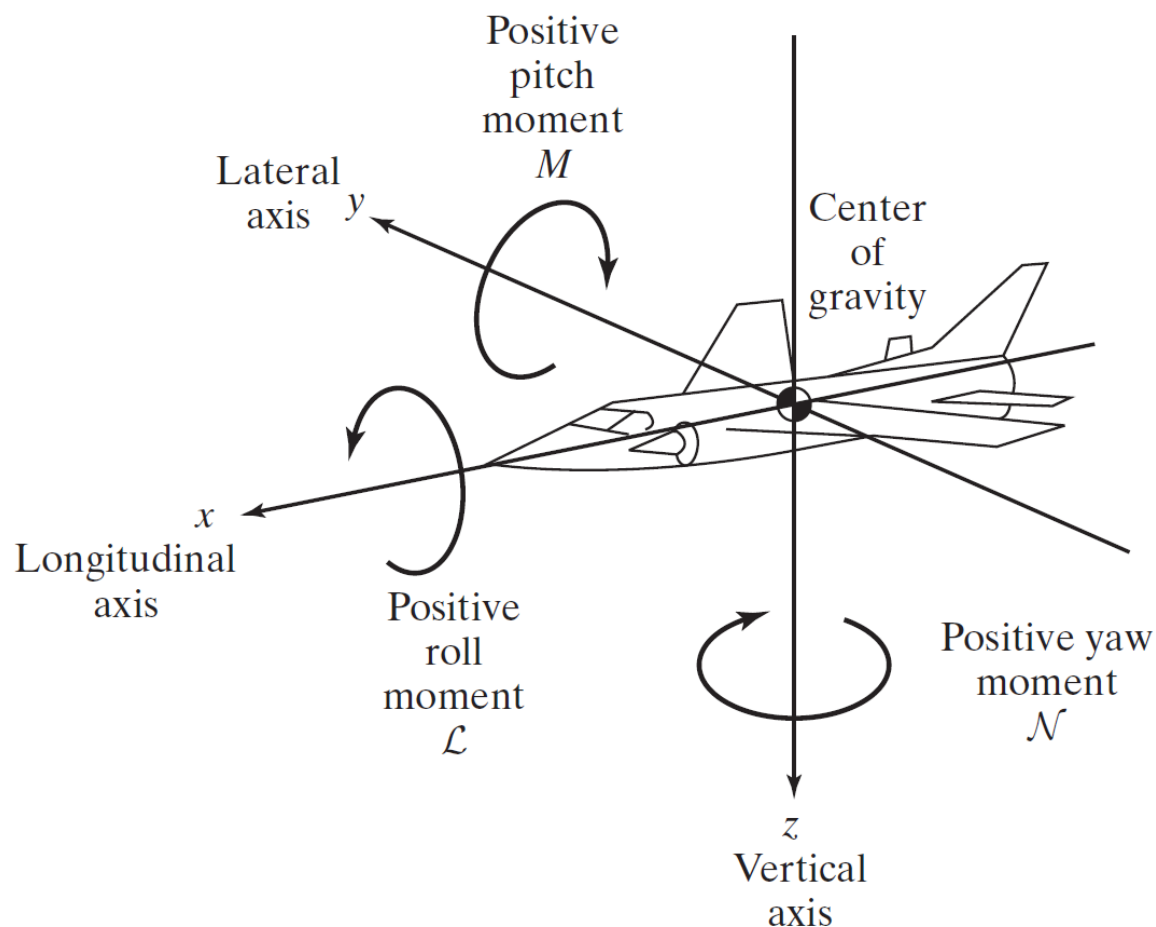
Podstawy mechaniki lotu

Jak już wspomniano, w ogólnym przypadku środek parcia (cp) (tzn. punkt na cięciwie, względem którego moment aerodynamiczny jest równy zero) nie pokrywa się ze środkiem ciężkości (cg). W związku z tym powstają trzy momenty od sił względem osi układu współrzędnych. Momenty te są zdefiniowane następująco.

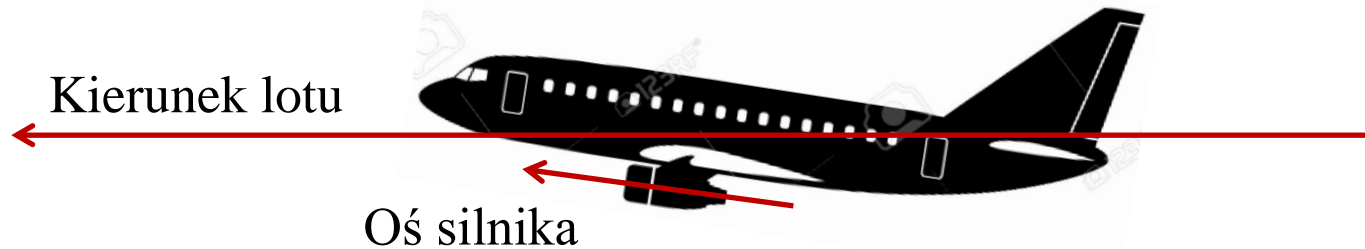
Moment pochylający (ang. pitch moment) – moment względem osi poprzecznej. Moment ten jest wynikiem oddziaływania siły nośnej i siły oporu. Dodatnia wartość jest w przypadku gdy nos samolotu jest unoszony do góry.

Moment przechylający (ang. roll moment) – moment względem osi podłużnej. Powstaje wskutek różnicy siły nośnej na skrzydłach, np. wychylenie lotek. Dodatnia wartość jest w przypadku gdy prawa końcówka skrzydła porusza się w dół

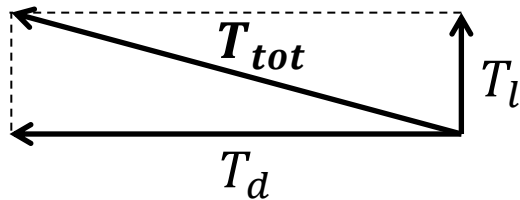
Moment odchylający (ang. yaw moment) – moment względem osi pionowej. Dodatnia wartość jest w przypadku gdy nos samolotu porusza się w prawą stronę (jak widzi pilot).



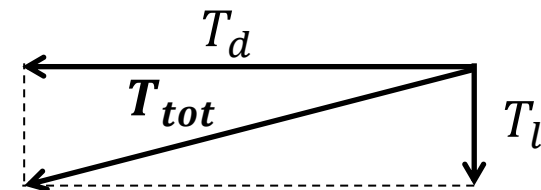
Podstawy mechaniki lotu



Lot poziomy z siłą ciągu skierowaną w górę



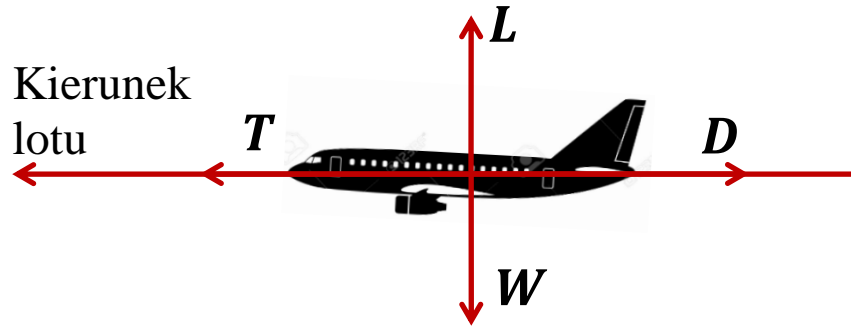
Lot poziomy z siłą ciągu skierowaną w dół



Gdzie, T_{tot} jest to całkowita siła ciągu od napędu, T_d jest to składowa pozioma całkowitej siły ciągu. W przypadku ustalonego lotu, składowa pozioma całkowitej siły ciągu jest równa całkowitej sile oporu. T_l jest to składowa pionowa całkowitej siły ciągu. Składowa pionowa siły ciągu może wspomagać całkowitą siłę nośną, bądź przeciwdziałać całkowitej sile nośnej. Oczywiście w zależności od tego czy samolot operuje na dodatnich czy ujemnych kątach natarcia.

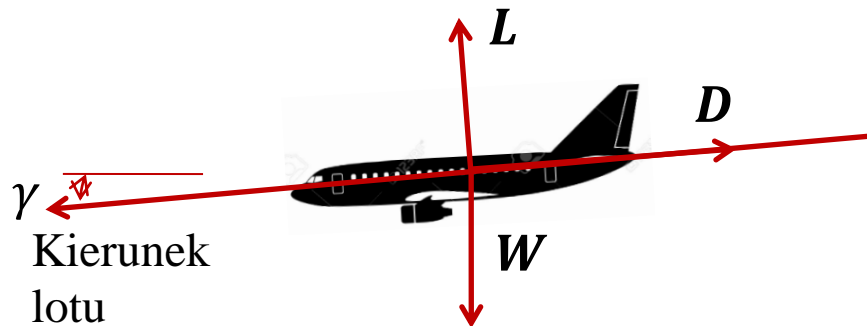
Podstawy mechaniki lotu

Lot poziomy



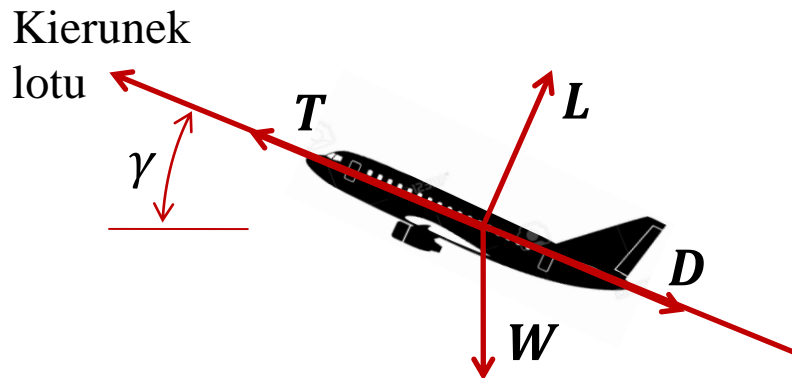
$$L = W$$
$$T = D$$

Lot ślizgowy



$$L = W \cos(\gamma)$$
$$W \sin(\gamma) = D$$

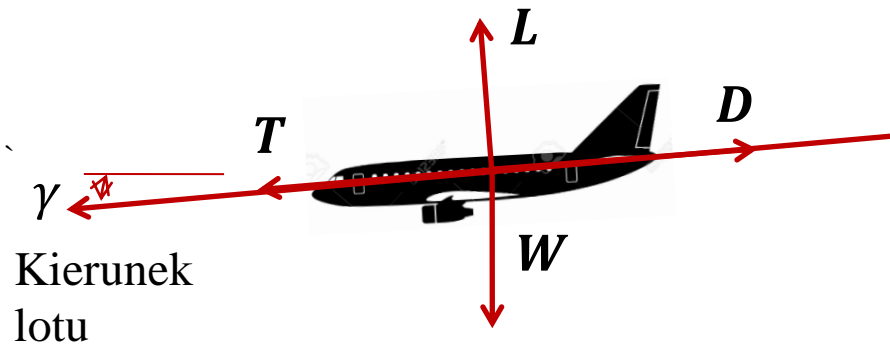
Lot wznoszący



$$L = W \cos(\gamma)$$
$$T = D + W \sin(\gamma)$$

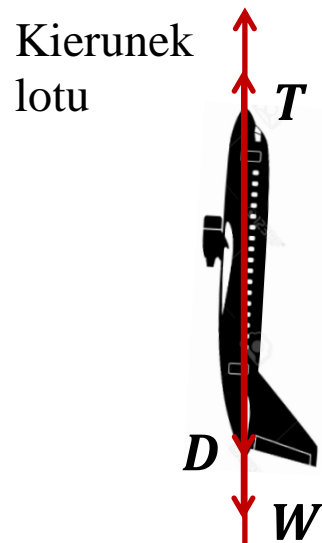
Podstawy mechaniki lotu

Zniżanie



$$L = W \cos(\gamma)$$
$$T + W \sin(\gamma) = D$$

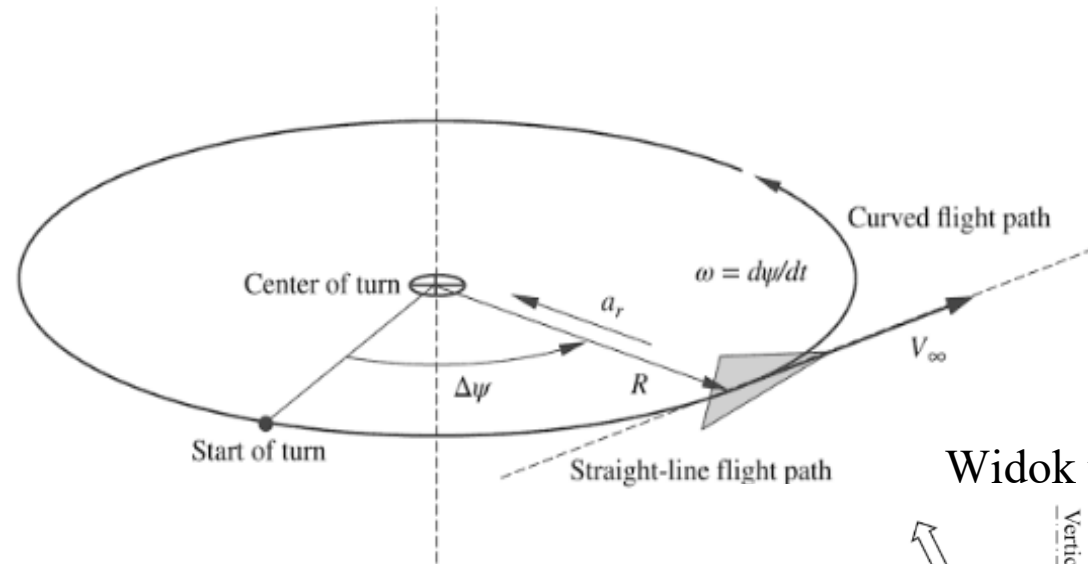
Pionowe wznoszenie



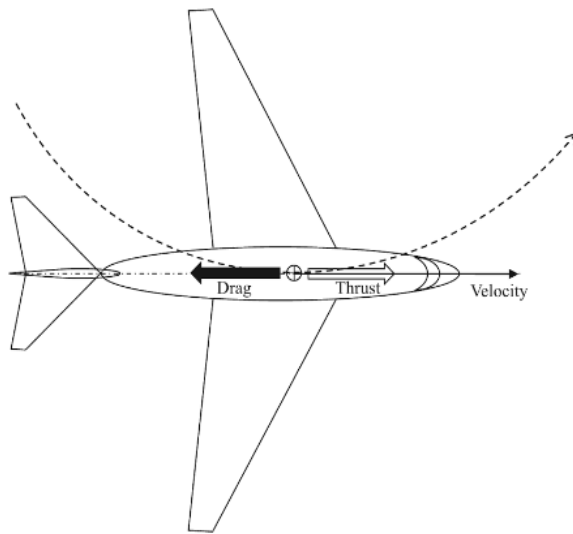
$$L = zero$$
$$T = D + W$$

Podstawy mechaniki lotu

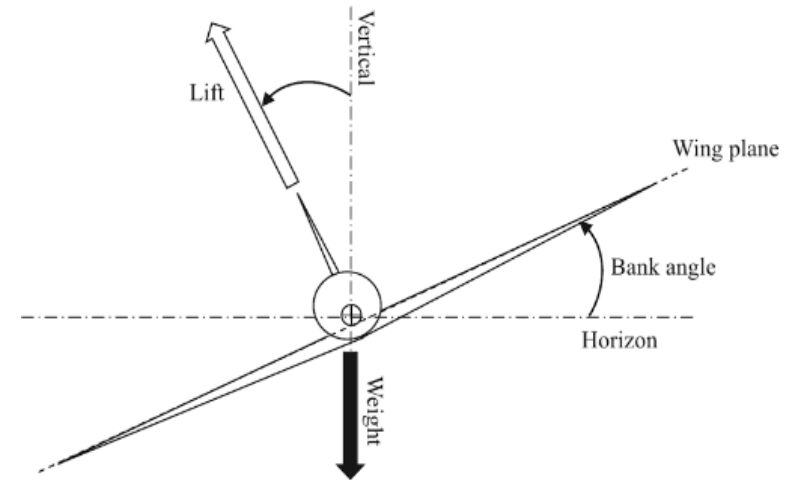
Zakręt



Widok – góra



Widok tył



Podstawy mechaniki lotu

W przypadku zakrętu, samolot musi być pod pewnym kątem przechylenia Φ tak aby składowa pionowa siły nośnej równoważyła sile ciężkości, natomiast składowa pozioma siły nośnej równoważyła sile odśrodkową.

$$L_v = L \cos(\Phi) = W \quad (1.4)$$

$$L_h = \sqrt{L^2 - W^2} \quad (1.5)$$

Wprowadźmy współczynnik przeciążenia, który jest zdefiniowany jako stosunek siły nośnej do ciężaru samolotu.

$$n = \frac{L}{W} \quad (1.6)$$

Wstawiając (1.6) to (1.4) oraz (1.5) otrzymujemy odpowiednio następujące zależności:

$$n = \frac{1}{\cos(\Phi)} \quad (1.7)$$

$$L_h = W \sqrt{n^2 - 1} \quad (1.8)$$

Podstawy mechaniki lotu

Wiedząc, że samolot w ustalonym zakręcie o promieniu R będzie doświadczał przyspieszenia dośrodkowego $a_r = \frac{V_\infty^2}{R}$, możemy z łatwością zapisać siłę odśrodkową działającą na samolot w kierunku poziomym.

$$L_h = \frac{W V_\infty^2}{g R} \quad (1.9)$$

Ostatecznie, porównując (1.9) i (1.8) możemy otrzymać następujące zależności.

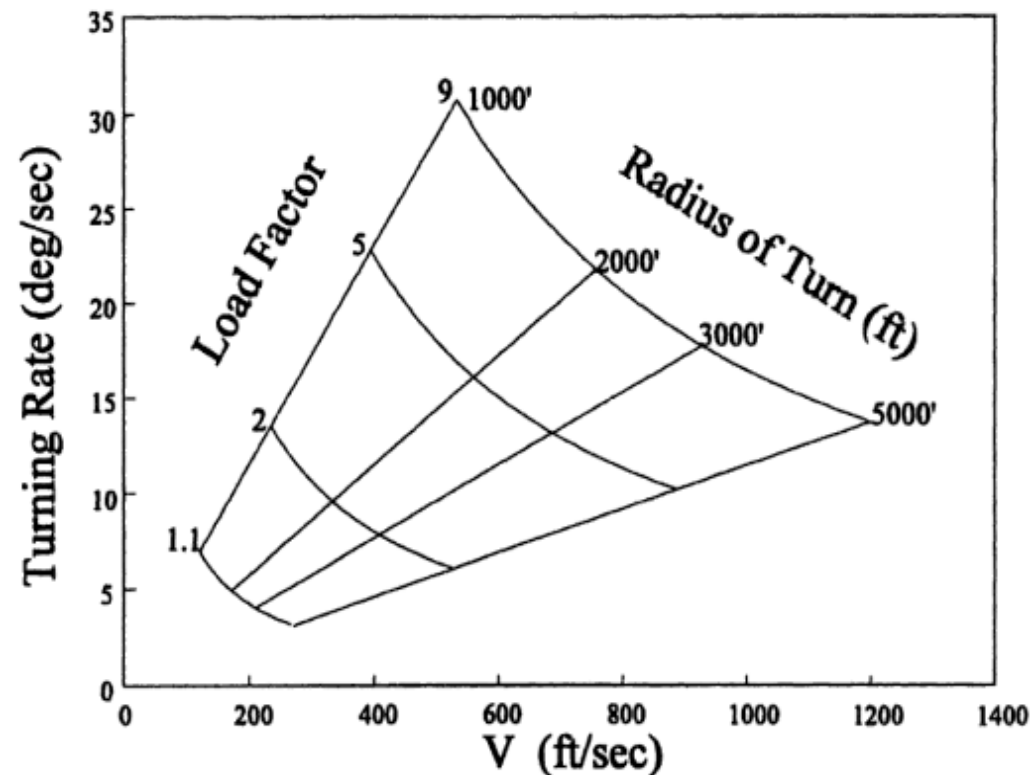
$$R = \frac{V_\infty^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} = \frac{V_\infty^2}{g \tan(\Phi)} \quad (1.10)$$

$$\omega = \frac{d\psi}{dt} = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V_\infty} = \frac{g \tan(\Phi)}{V_\infty} \quad (1.11)$$

Powyższe zależności jednoznacznie potwierdzają co jest ogólnie znane w kontekście manewrowości samolotu. Podsumowując, w celu wykonania zakrętu o małym promieniu musimy zmniejszyć prędkość, bądź dopuścić do większych przeciążeń (jest to szczególnie istotne w przypadku wojskowych samolotów myśliwskich).

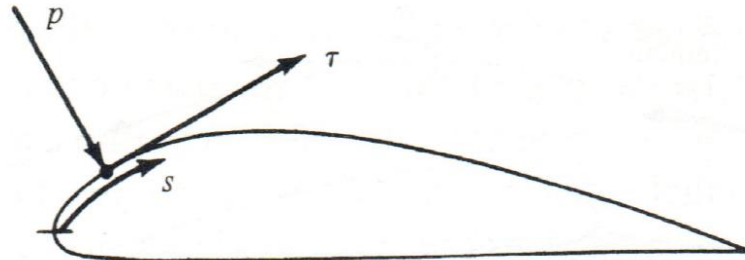
Podstawy mechaniki lotu

Kontynuując rozważania dotyczące manewrowości samolotu, najbardziej pożądane cechy to pokonywanie zakrętów o możliwie małym promieniu a jednocześnie możliwie najwyższą szybkością zmiany kierunku. Jak łatwo wywnioskować z zależności (1.10) i (1.11) oraz wykresów poniżej, może to być jedynie osiągnięte przy dopuszczeniu dużych przeciążeń oraz niskiej prędkości lotu. Dopuszczalne maksymalne przeciążenia są determinowane przez ograniczenia konstrukcyjne oraz ludzkie, natomiast minimalna prędkość lotu wynika bezpośrednio z ograniczeń aerodynamicznych.

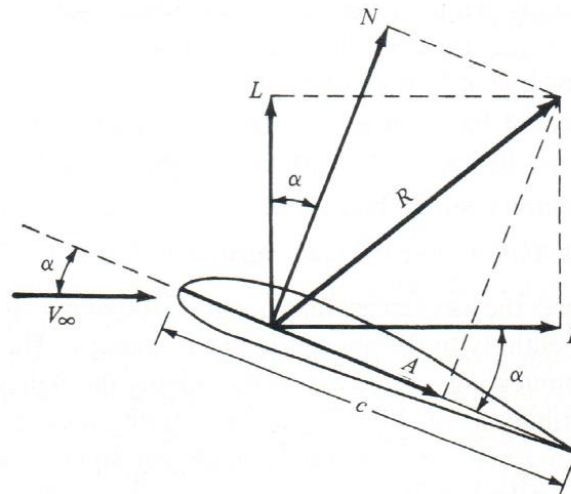


Aerodynamika – siły i momenty

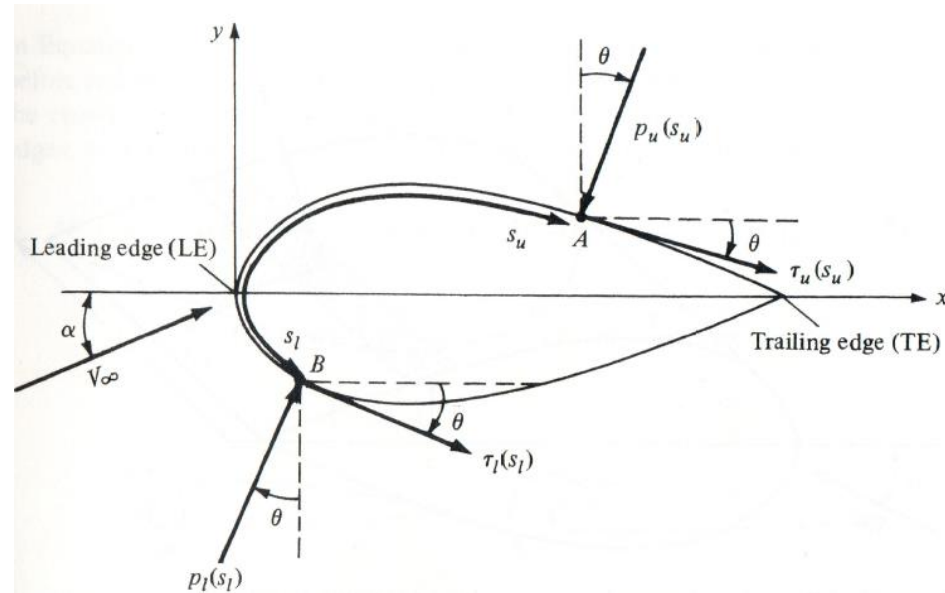
Siły i moment aerodynamiczne są generowane w wyniku dwóch następujących czynników: (1) rozkładu ciśnienia na opływanej bryle oraz (2) naprężeń stycznych powstałych w wyniku sił tarcia w warstwie przyściennej.



Rozważmy profil aerodynamiczny ustawiony pod jakimś kątem α w jednorodnym przepływie z prędkością V_∞ , jak pokazano poniżej. W wyniku rozkładu ciśnienia i powstałych naprężeń ścinających na powierzchni płata generowana jest całkowita siła aerodynamiczna R oraz w ogólnym przypadku moment M aerodynamiczny.



Aerodynamika – siły i momenty



Rozważając górną część płata (strona ssąca), składowe normalne i styczne nieskończenie małej siły aerodynamicznej wyrażone są następująco:

$$dN_u = -p_u ds_u \cos(\theta) - \tau_u ds_u \sin(\theta) \quad (1.12)$$

$$dA_u = -p_u ds_u \sin(\theta) + \tau_u ds_u \cos(\theta) \quad (1.13)$$

Natomiast w przypadku dolnej części płata (strona ciśnieniowa), mamy

$$dN_l = p_l ds_l \cos(\theta) - \tau_l ds_l \sin(\theta) \quad (1.14)$$

$$dA_l = p_l ds_l \sin(\theta) + \tau_l ds_l \cos(\theta) \quad (1.15)$$

Aerodynamika – siły i momenty

Całkując (1.12), (1.13), (1.14) i (1.15), otrzymujemy całkowite wartości składowych normalnych i stycznych siły aerodynamicznej w lokalnym do płata układzie odniesienia

$$N = - \int_{LE}^{TE} (p_u \cos(\theta) + \tau_u \sin(\theta)) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \cos(\theta) - \tau_l \sin(\theta)) ds_l \quad (1.16)$$

$$A = \int_{LE}^{TE} (-p_u \sin(\theta) + \tau_u \cos(\theta)) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \sin(\theta) + \tau_l \cos(\theta)) ds_l \quad (1.17)$$

Nieskończenie mały moment aerodynamiczny od górnej i dolnej powierzchni płata otrzymujemy następująco:

$$dM_u = (p_u \cos(\theta) + \tau_u \sin(\theta)) ds_u x + (-p_u \sin(\theta) + \tau_u \cos(\theta)) ds_u y \quad (1.18)$$

$$dM_l = (-p_l \cos(\theta) + \tau_l \sin(\theta)) ds_l x + (p_l \sin(\theta) + \tau_l \cos(\theta)) ds_l y \quad (1.19)$$

Ostatecznie, całkując (1.18) i (1.19) otrzymujemy całkowity moment względem krawędzi natarcia

$$M_{LE} = \int_{LE}^{TE} [(p_u \cos(\theta) + \tau_u \sin(\theta))x + (-p_u \sin(\theta) + \tau_u \cos(\theta))y] ds_u + \int_{LE}^{TE} [(-p_l \cos(\theta) + \tau_l \sin(\theta))x + (p_l \sin(\theta) + \tau_l \cos(\theta))y] ds_l \quad (1.20)$$

Współczynniki aerodynamiczne

Ciśnienie dynamiczne:

$$q_{\infty} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} \quad (1.21)$$

Współczynnik ciśnienia:

$$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{q_{\infty}} \quad (1.22)$$

Współczynnik oporu tarcia:

$$C_f = \frac{\tau}{q_{\infty}} \quad (1.23)$$

Współczynniki siły nośnej i siły oporu:

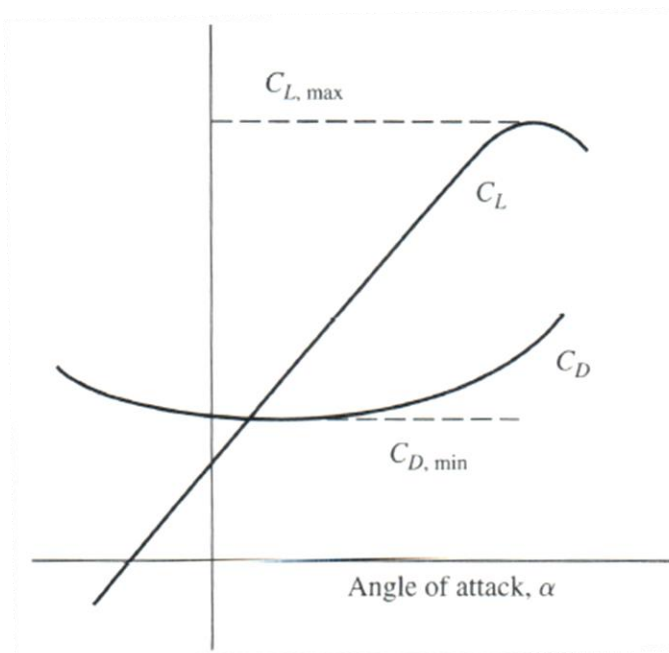
$$C_L = \frac{L}{q_{\infty} S}; \quad C_D = \frac{D}{q_{\infty} S} \quad (1.24)$$

Współczynniki momentów:

$$C_M = \frac{M}{q_{\infty} S c} \quad (1.25)$$

Minimalna i maksymalna prędkość lotu

Typowe przebiegi współczynników siły nośnej oraz siły oporu w zależności od kąta natarcia zostały przedstawione poniżej



Prędkość przeciągnięcia:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_{Lmax}}} \quad (1.26)$$

Maksymalna prędkość:

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2T_{max}}{\rho_{\infty} S C_{Dmin}}} \quad (1.27)$$