

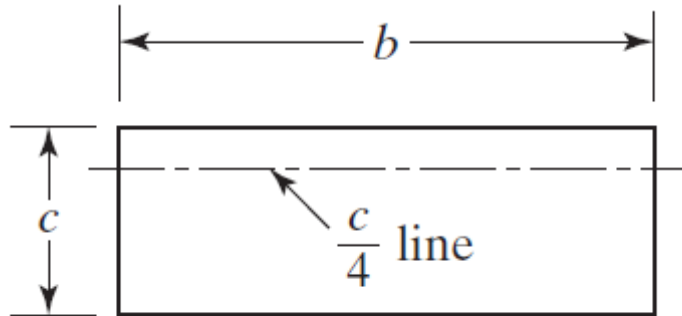
AERODYNAMIKA 2

WYKŁAD 6

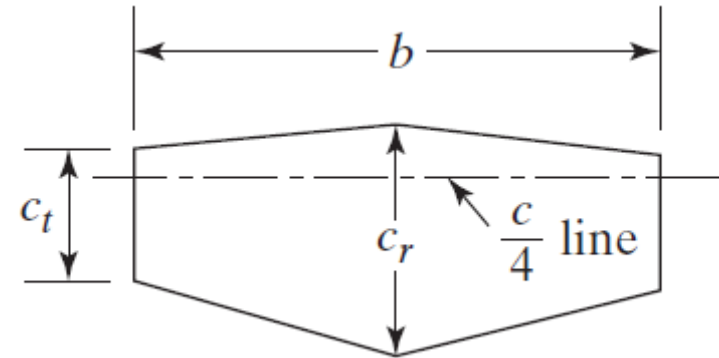
RODZAJE I WŁAŚCIWOŚCI SKRZYDEŁ

Typowe obrysy skrzydeł

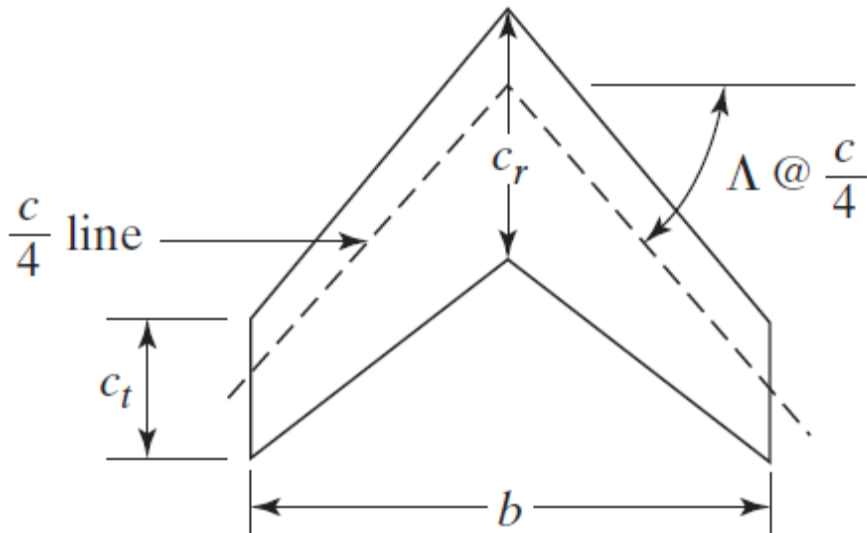
Obrys prostokątny



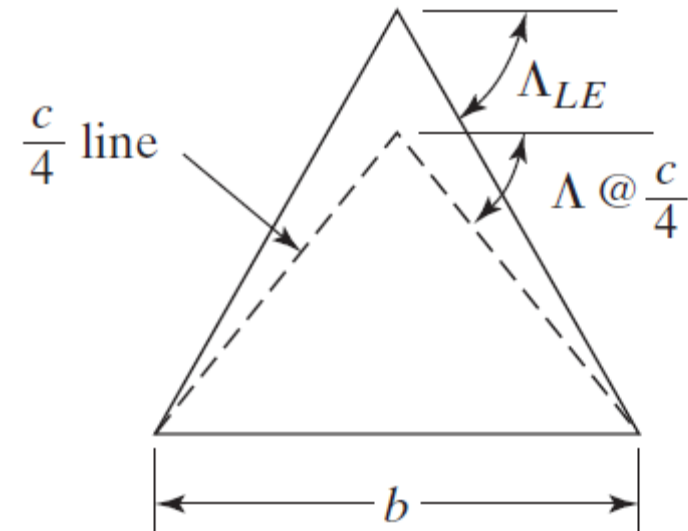
Obrys trapezowy



Obrys skośny



Obrys delty



Podstawowe parametry geometryczne skrzydeł

- Pole powierzchni skrzydła, S . Pole ograniczone obrysem skrzydła.
- Rozpiętość skrzydła, b . Odległość dwóch skrajnie najdalej położonych punktów skrzydeł.
- Średnia cięciwa skrzydła, \bar{c} . Jest to cięciwa wyznaczona traktując rozważane skrzydło jako prostokątne o zadanej powierzchni, S , tj. $S = b\bar{c}$.
- Wydłużenie skrzydła, AR . Jest to stosunek rozpiętości do średniej cięciwy. W ogólnym przypadku $AR = \frac{b^2}{S}$. Typowe wartości wahają się w zakresie od 2 (np. samolot naddźwiękowy) do 35 (np. sailplane).
- Cięciwa nasady skrzydła, c_r .
- Cięciwa końcówki skrzydła, c_t .
- Zbieżność skrzydła, $\lambda = \frac{c_t}{c_r}$.
- Kąt skosu skrzydła, Λ . Kąt mierzony w płaszczyźnie cięciwy skrzydła między linią w 25% cięciwy skrzydła i prostą prostopadłą do cięciwy profilu u nasady skrzydła.
- Średnia aerodynamiczna cięciwa skrzydła, $mac = \frac{1}{S} \int_{-b/2}^{b/2} c(y)^2 dy$. Wartość ta wykorzystywana jest w obliczeniach współczynników momentów oraz wartości liczby Reynoldsa odniesionej do skrzydła.
- Kąt skręcenia skrzydła (kąt zwichrzenia).
- Kąt wzniosu skrzydła, Γ . Kąt między płaszczyzną poziomą i płaszczyzną cięciwy skrzydła.

Wpływ skończonej rozpiętości skrzydła na jego całkowity opór

Rozważając opływ skrzydła o skończonej rozpiętości należy również uwzględnić opór indukowanym jako część całkowitego oporu skrzydła. W ogólnym przypadku skrzydła opór indukowany może być wyznaczony stosując następującą zależność.

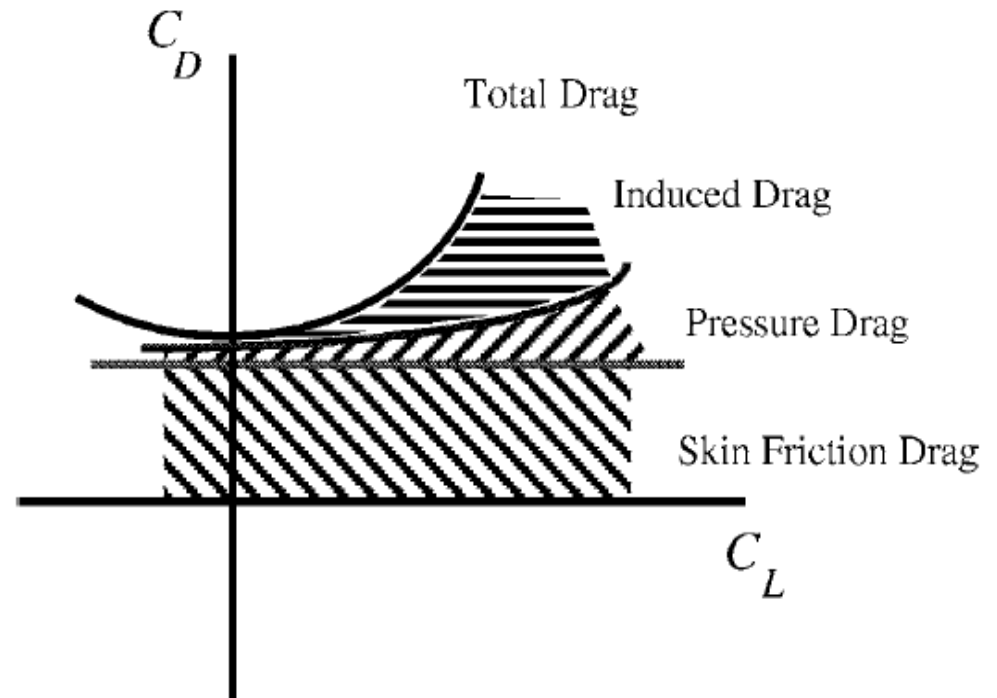
$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (6.1)$$

Gdzie e jest parametrem efektywności aerodynamicznej Oswalda. W przypadku, gdy parametr e jest równy jedności mamy skrzydło eliptyczne. Natomiast w przypadku innych obrysów skrzydła wartości parametru e zmieniają się w zakresie od 0.5 do 1.

Całkowity opór skrzydła jest sumą oporu tarcia, oporu ciśnieniowego oraz oporu indukowanego, i.e.

$$C_{D_{total}} = C_{D_f} + C_{D_p} + C_{D_i}$$

Po prawej stronie pokazano współczynniki każdego rodzaju oporu w funkcji współczynnika siły nośnej. Łatwo można zauważyć, iż opór indukowany jest szczególnie istotny w zakresie wysokich kątów natarcia.



Wydłużenie skrzydła

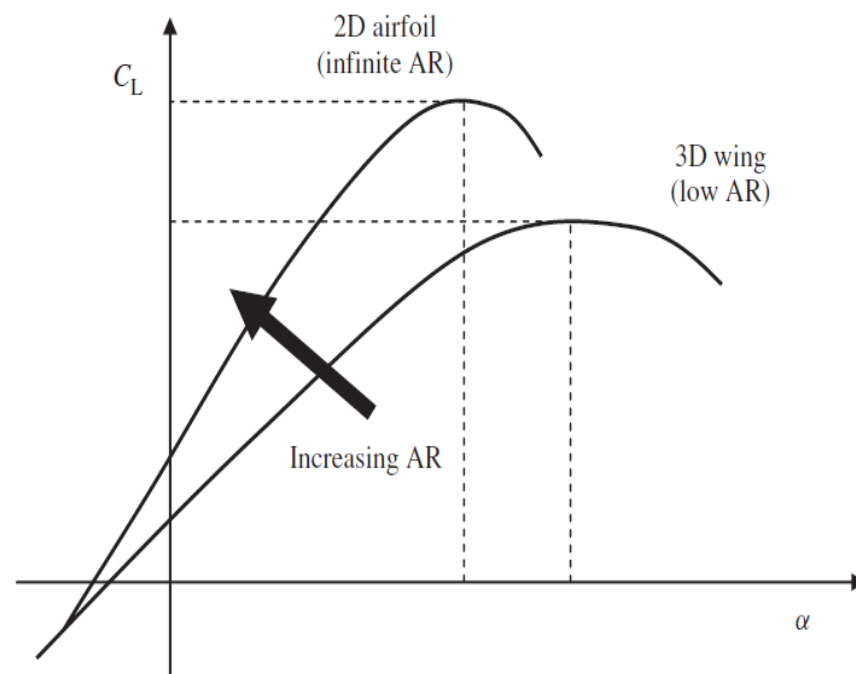
Wydłużenie skrzydła poza oczywistym wpływem na opór indukowany ma również istotny wpływ na pochylenie liniowej części przebiegu współczynnika siły nośnej. W przypadku skrzydła o nieskończonej rozpiętości $AR = \infty$ (tj. przypadek opływu profilu 2D) mamy:

$$a_{\infty} = \frac{dc_L}{d\alpha}$$

Natomiast w przypadku skrzydła o skończonej rozpiętości mamy:

$$a_{AR} = \frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{a_{\infty}}{1 + \frac{a_{\infty}}{\pi AR} (1 + \tau)}$$

Gdzie τ jest parametrem korygującym, typowo przyjmuje wartości w zakresie od 0.05 do 0.25 w zależności od kształtu skrzydła (w przypadku skrzydła eliptycznego $\tau = 0$). Typowe wydłużenie skrzydła małych samolotów małych prędkości mieści się w zakresie od 6 do 8. Natomiast w przypadku dużych samolotów pasażerskich (wysokie prędkości poddźwiękowe) typowe wartości są w zakresie od 7 do 9. W przypadku samolotów naddźwiękowych wartości wydłużeń mieszczą się w zakresie od 2 do 4.



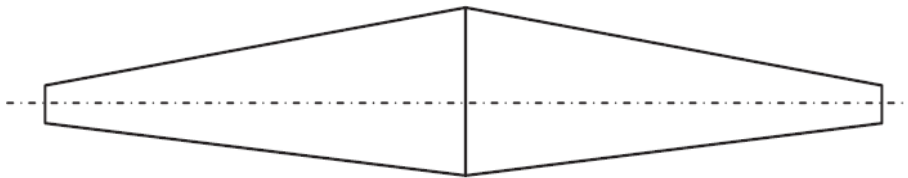
Zbieżność skrzydła

Zbieżność skrzydła jest stosowana w celu poprawy dystrybucji siły nośnej na płacie oraz obniżenia oporu indukowanego. Zbieżne skrzydła zapewniają również poprawę stateczności porzeczej i manewrowości, jak również obniżenie całkowitej wagi skrzydła, ponieważ środek ciężkości skrzydeł przesuwa się w stronę kadłuba.

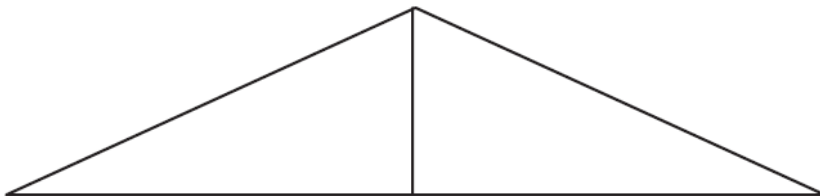
$$\lambda = 1$$



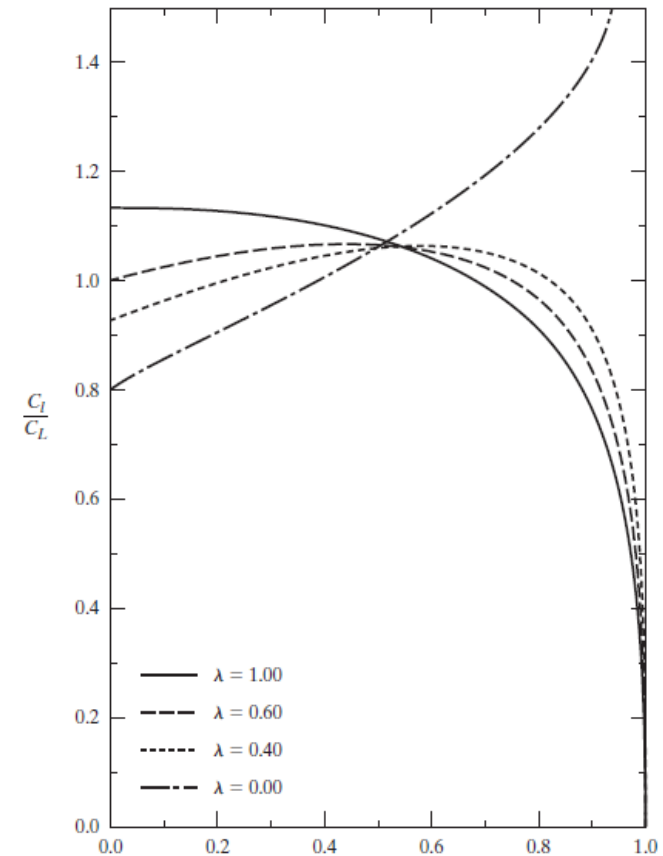
$$0 < \lambda < 1$$



$$\lambda = 0$$

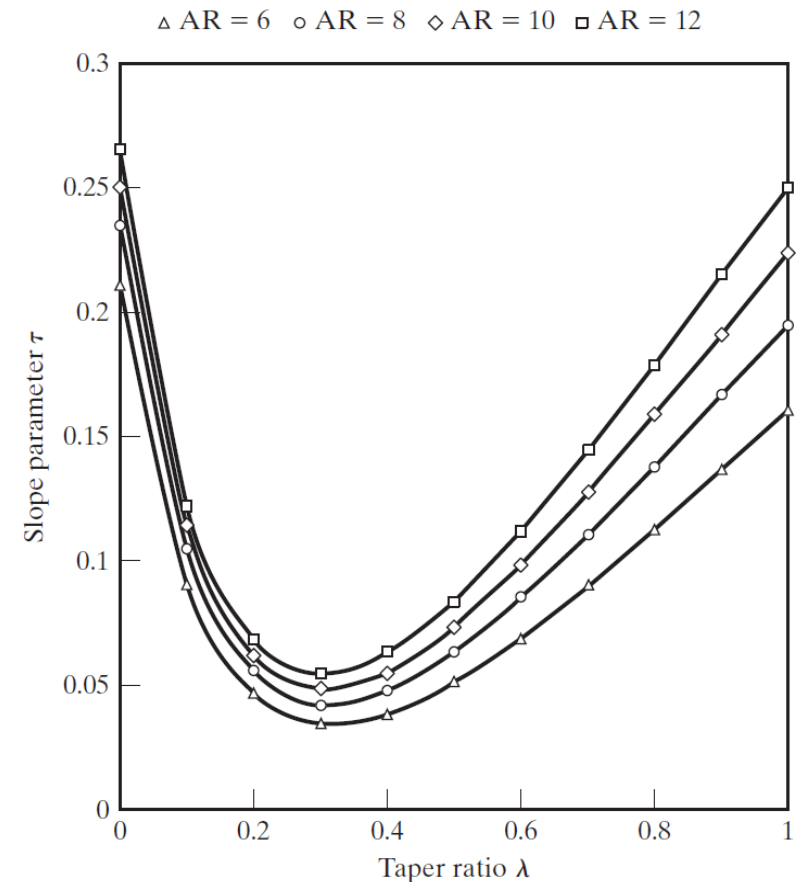
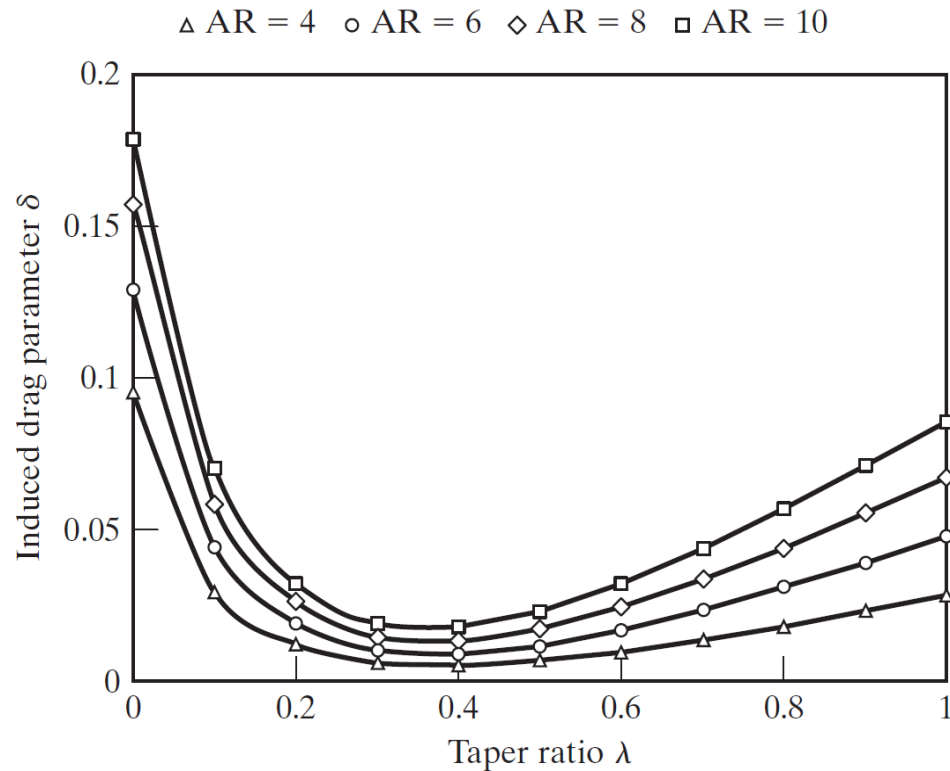


Wpływ zbieżności na rozkład siły nośnej



Zbieżność skrzydła

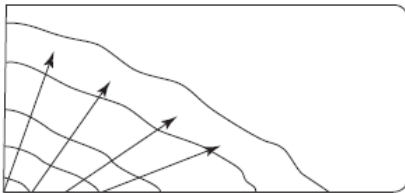
Wartość zbieżności λ ma (oczywiście) bezpośredni wpływ na parametr δ , tj. $e = 1/(1 + \delta)$. ($\delta = 0$ w przypadku skrzydła eliptycznego) oraz na parametr korygujący τ . Poniżej pokazano przebiegi obu parametrów w funkcji zbieżności dla kilku wybranych wartości wydłużenia skrzydła AR .



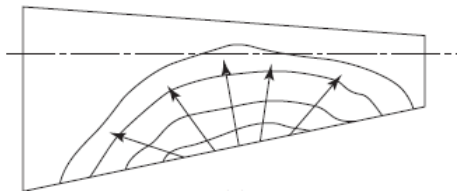
Zbieżność skrzydła

Aby lepiej zrozumieć wpływ zbieżności na miejsce początku oderwania przypomnijmy pojęcie efektywnego kąta natarcia, tj. $\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i$, gdzie α jest geometrycznym kątem natarcia, natomiast α_i jest indukowanym kątem natarcia. W przypadku skrzydła o obrysie prostokątnym kąt indukowany na końcówce osiąga wysokie wartości, co prowadzi do niskiego obciążenia na końcówce natomiast wysokiego w okolicy nasady skrzydła. W związku z tym początek oderwania będzie miał miejsce w okolicy nasady skrzydła. W drugim skrajnym przypadku, tj. końcówka skrzydła w postaci ostrego naroża, sytuacja będzie odwrotna co prowadzi do sytuacji, w której oderwanie najpierw pojawi się w okolicy końcówki. W przypadku skrzydła ze zbieżnością w okolicy $\lambda = 0.4$ (rozkład cyrkulacji podobny do rozkładu eliptycznego) początek oderwania będzie dość równomiernie rozłożony wzdłuż rozpiętości skrzydła.

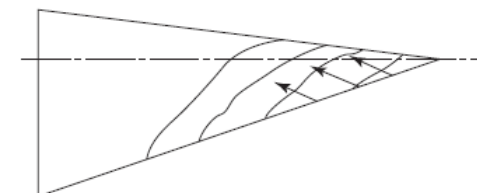
$\lambda = 1$



$0 < \lambda < 1$



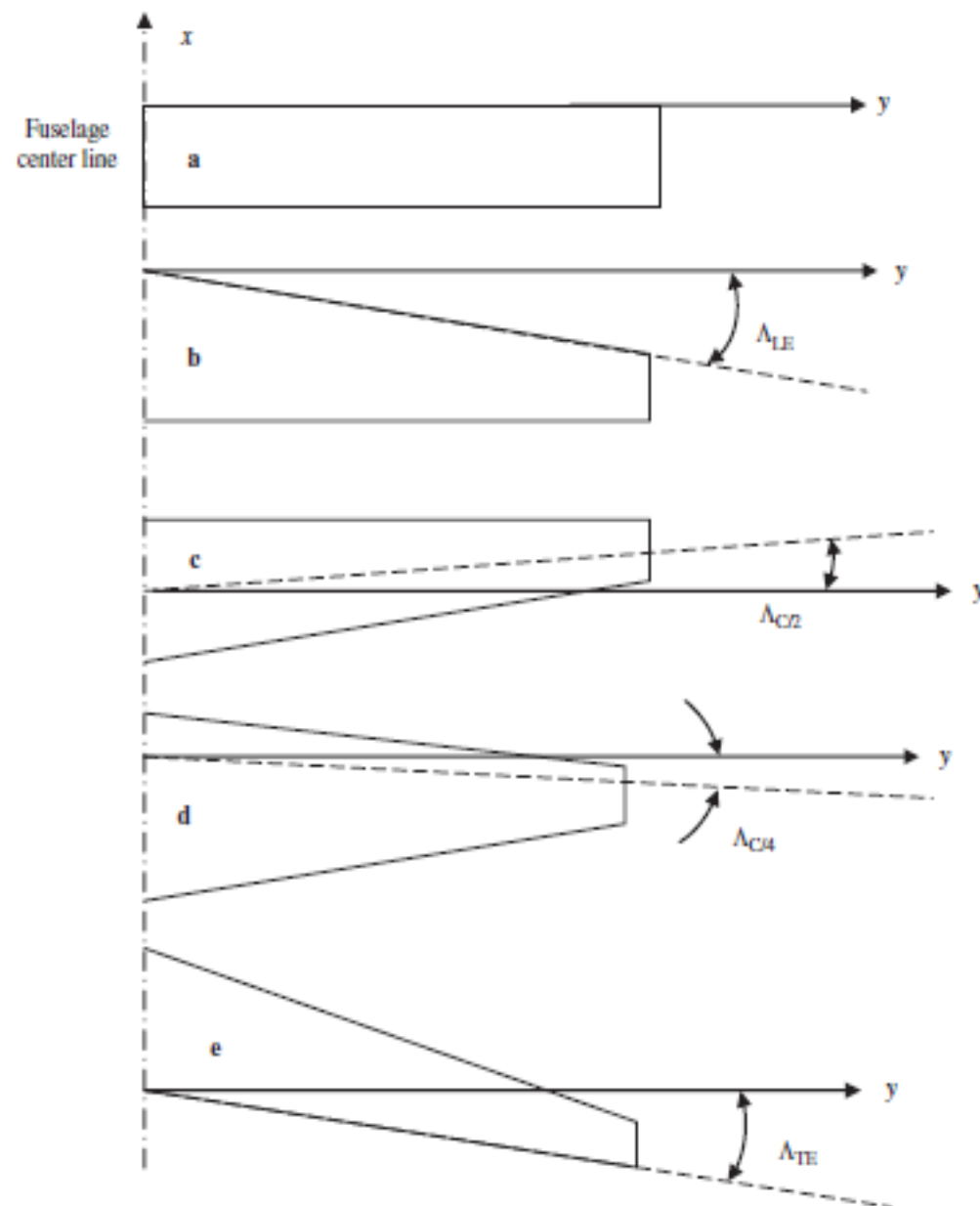
$\lambda = 0$



Kąt skosu skrzydła

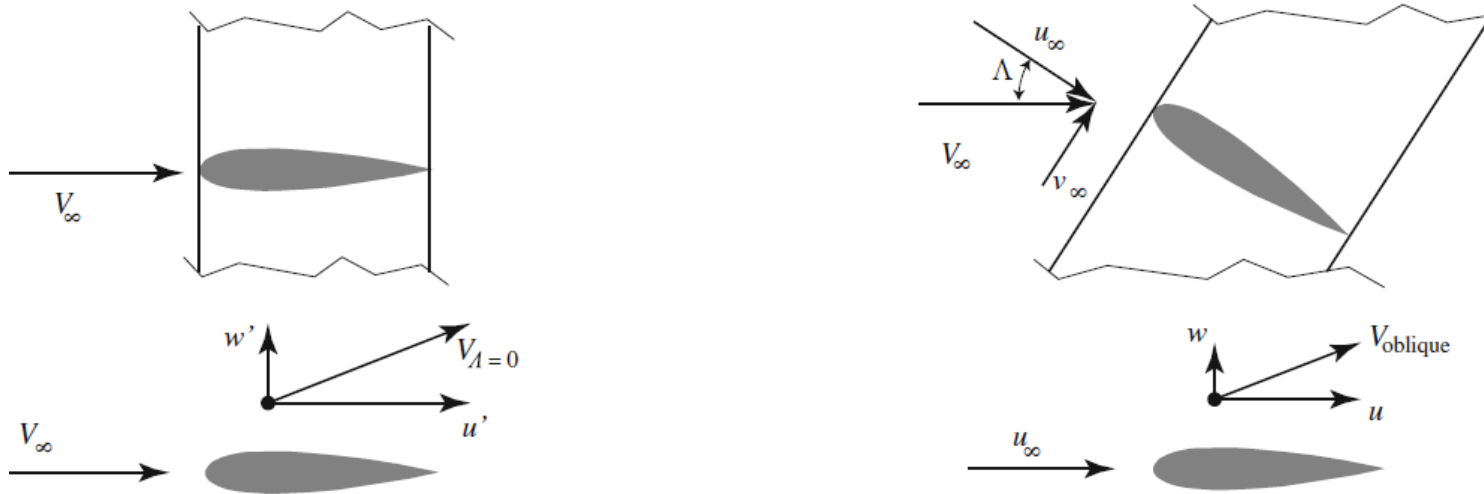
Skos skrzydła ku rufie określamy jako dodatni kąt skosu lub po prostu kąt skosu, w przeciwnym przypadku mówimy o ujemnym skosie skrzydła.

Po prawej przedstawiono typowe skosy skrzydła, rys (a) przedstawia skrzydło bez skosu, rys. (b) skrzydło ze skosem krawędzi natarcia, rys. (e) ze skosem krawędzi spływu. Rysunki (c) i (d) przedstawiają odpowiednio przypadki skosu zdefiniowanego na 50% cięciwy skrzydła oraz 25% cięciwy skrzydła.



Teoria skrzydła skośnego

Rozważmy skrzydło proste i skośne o nieskończonej rozpiętości, jak pokazano poniżej.



W obu przypadkach lokalny wektor prędkości na płacie (traktując przepływ jako nielepki) może być zapisany następująco.

Skrzydło proste:

$$V_{A=0}^2 = u_{A=0}^2 + w_{A=0}^2 \quad (6.2)$$

Skrzydło skośne (dodatkowa składowa w kierunku rozpiętości, v_A):

$$V_A^2 = u_A^2 + w_A^2 + v_A^2 \quad (6.3)$$

Ponieważ $V_\infty = \frac{V_{\infty\Lambda}}{\cos\Lambda}$, możemy zapisać składowe prędkości dla prostego skrzydła następująco

$$u_{\Lambda=0} = \frac{u_\Lambda}{\cos\Lambda}; \quad w_{\Lambda=0} = \frac{w_\Lambda}{\cos\Lambda} \quad (6.4)$$

W związku z tym równanie (6.2) możemy zapisać wykorzystując (6.4)

$$V_{\Lambda=0}^2 = \frac{u_\Lambda^2 + w_\Lambda^2}{\cos^2\Lambda} \quad (6.5)$$

Stąd również łatwo możemy znaleźć następującą zależność

$$\frac{V_\Lambda^2}{V_\infty^2} = \sin^2\Lambda + \frac{V_{\Lambda=0}^2}{V_\infty^2} \cos^2\Lambda \quad (6.6)$$

Przypominając zależność definiującą współczynnik ciśnienia

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\rho_\infty \frac{V_\infty^2}{2}} = \frac{\rho_\infty \left(\frac{V_\infty^2}{2} - \frac{V^2}{2} \right)}{\rho_\infty \frac{V_\infty^2}{2}} = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2 \quad (6.7)$$

ostatecznie otrzymujemy

$$C_{p_\Lambda} = C_{p_{\Lambda=0}} \cos^2\Lambda \quad (6.8)$$

Korekta Prandtla–Glauerta dla skrzydła skośnego

Zlinearyzowane równanie dla potencjału małych zaburzeń prędkości możemy zapisać w następującej formie.

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0 \quad (6.9)$$

Równanie to jest eliptyczne dla $M_\infty < 1$ i hiperboliczne dla $M_\infty > 1$.

W przypadku ustalonego przepływu w zakresie liczby Macha do 0.8 równanie (6.9) może być zapisane w następującej formie

$$\beta^2 \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0 \quad (6.10)$$

gdzie współczynnik β definiuje się jako

$$\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2} \quad (6.11)$$

W przypadku skrzydła skośnego zgodnie z teorią skrzydła skośnego możemy zapisać współczynnik β jako

$$\beta_\Lambda = \sqrt{1 - \frac{u_\Lambda^2 + w_\Lambda^2}{c^2}} \quad (6.12)$$

W przypadku typowych opływów $u_\Lambda^2 \gg w_\Lambda^2$.

$$\beta_\Lambda = \sqrt{1 - \frac{V^2 - V_\infty^2 \sin^2 \Lambda}{c^2}} \quad (6.13)$$

Przypominając równanie zachowania energii na linii prądu, tj.

$$c^2 = c_\infty^2 - \frac{k-1}{2} (V^2 - V_\infty^2) \quad (6.14)$$

otrzymujemy

$$\beta_\Lambda = \sqrt{1 - M_\infty^2 \frac{\cos^2 \Lambda + \left(\frac{V}{V_\infty}\right)^2 - 1}{1 - \frac{k-1}{2} M_\infty^2 \left(\left(\frac{V}{V_\infty}\right)^2 - 1\right)}} \quad (6.15)$$

Zgodnie z zależnością (6.7) możemy zapisać, traktując człon $\frac{k-1}{2} M_\infty^2 \left(\left(\frac{V}{V_\infty}\right)^2 - 1\right)$ jako pomijalnie mały, tj. $\ll 1$.

$$\beta_\Lambda = \sqrt{1 - M_\infty^2 (\cos^2 \Lambda - \hat{C}_p)} \quad (6.16)$$

W związku z powyższym posiadając współczynniki aerodynamiczne wygenerowane dla przepływu nieściśliwego możemy dokonać korekty tych współczynników, aby uwzględnić efekty ściśliwości oraz kąt skosu skrzydła.

$$C_{p_\Lambda} = \frac{\hat{C}_p}{\beta_\Lambda}; \quad C_{L_\Lambda} = \frac{\hat{C}_L}{\beta_\Lambda}; \quad C_{M_\Lambda} = \frac{\hat{C}_M}{\beta_\Lambda} \quad (6.17)$$

Skrzydła skośne w zakresie prędkości transonicznych **(Krytyczna liczba Macha)**

Współczynnik ciśnienia wyrażony przy użyciu lokalnej liczby Mach i liczby Macha w jednorodnym napływie.

$$C_p = \frac{2}{kM_\infty^2} \left[\left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{k-1}{2} M^2} \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right] \quad (6.18)$$

Zakładając przepływ krytyczny, mamy lokalnie $M = 1$. W związku z tym możemy zapisać wyrażenie określające tzw. krytyczny współczynnik ciśnienia

$$C_p^* = \frac{2}{kM_\infty^2} \left[\left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_\infty^2}{\frac{k+1}{2}} \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right] \quad (6.19)$$

Jeśli C_p lokalnie jest wyższe od C_p^* to w tym miejscu mamy przepływ naddźwiękowy, natomiast wszędzie, gdzie $C_p < C_p^*$ mamy przepływ poddźwiękowy.

W przypadku skrzydła skośnego mamy następujące założenie:

$$M_{\infty \Lambda} = M_\infty \cos \Lambda \quad (6.20)$$

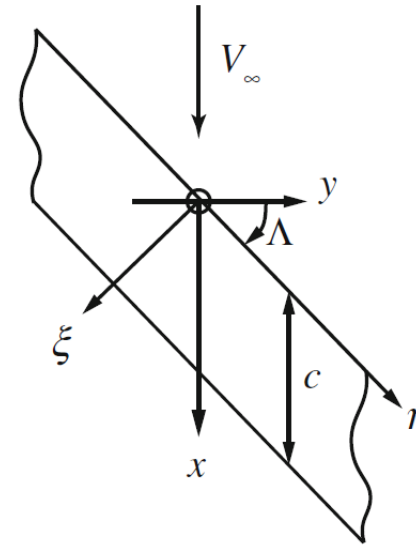
$$C_{p \Lambda}^* = \frac{2}{kM_\infty^2 \cos^2 \Lambda} \left[\left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_\infty^2 \cos^2 \Lambda}{\frac{k+1}{2}} \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right] \quad (6.21)$$

Warto zwrócić uwagę na fakt, iż rozważany przez nas współczynnik odnosi się do przypadku lokalnego opływu skrzydła w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku rozpiętości, η . Zgodnie z przedstawionym poniżej rysunkiem.

$$\xi = x \cos \Lambda - y \sin \Lambda$$

$$\eta = x \sin \Lambda + y \cos \Lambda$$

$$\zeta = z$$



W związku z powyższym założeniem dwu-wymiarowości lokalnego opływu skrzydła w przypadku przepływu krytycznego, mamy:

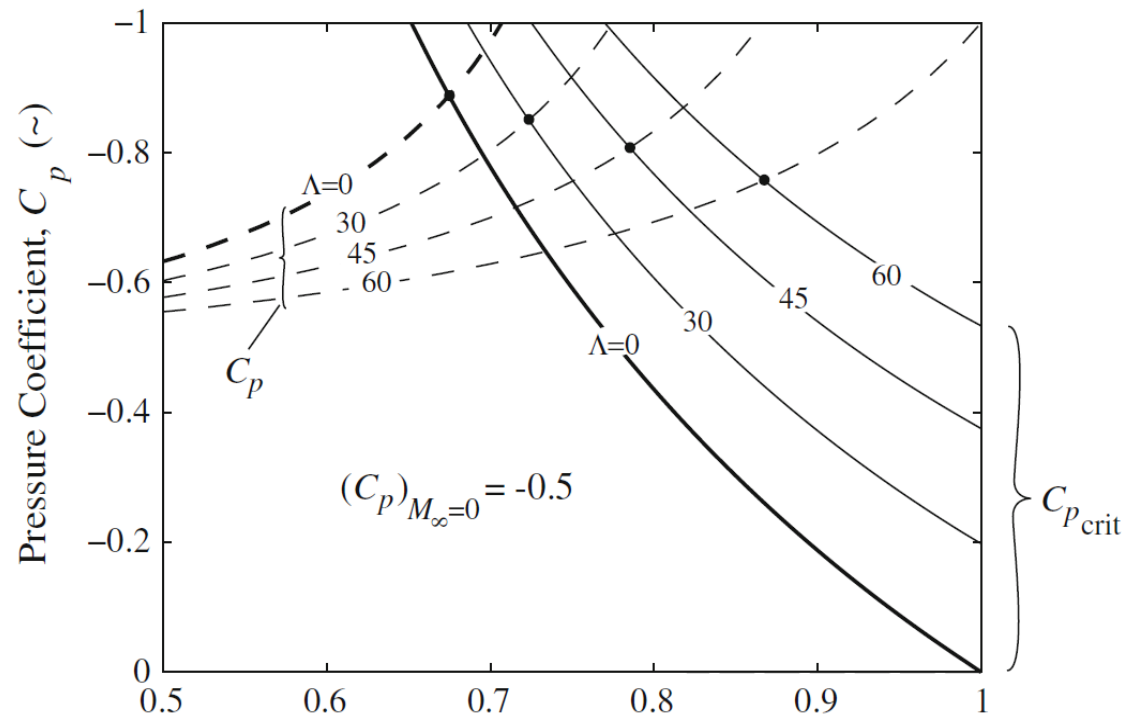
$$V_{\xi}^2 + V_{\zeta}^2 = c^2 \quad (6.22)$$

Pamiętając o tym, że w przypadku trój-wymiarowego opływu skrzydła prędkość lokalna jest określona jako:

$$V^2 = V_{\xi}^2 + V_{\zeta}^2 + V_{\infty}^2 \sin^2 \Lambda \quad (6.23)$$

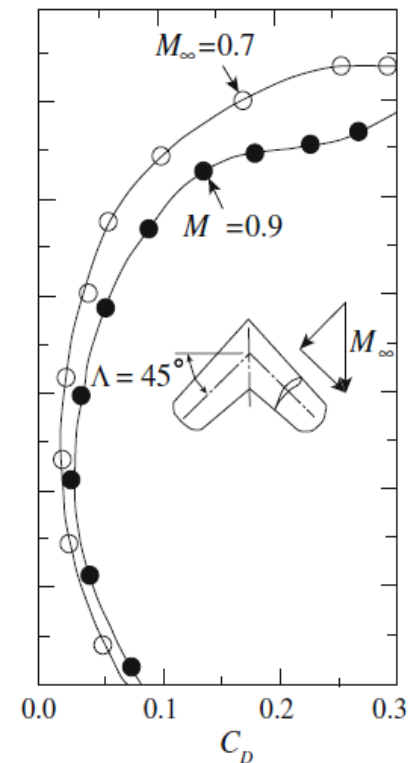
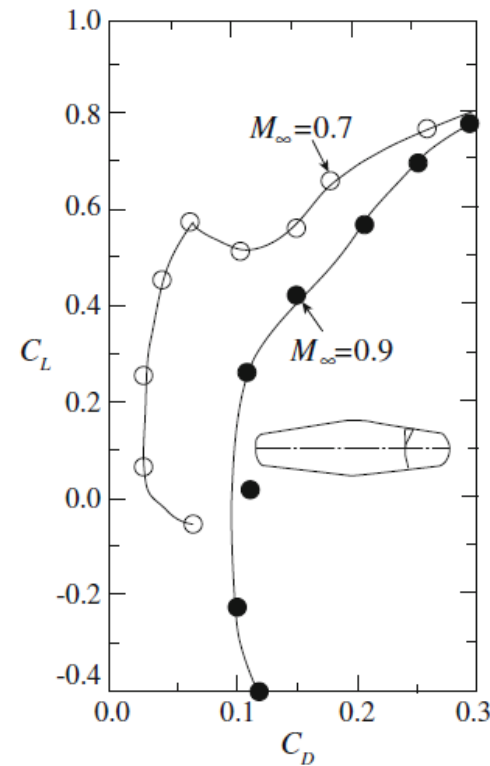
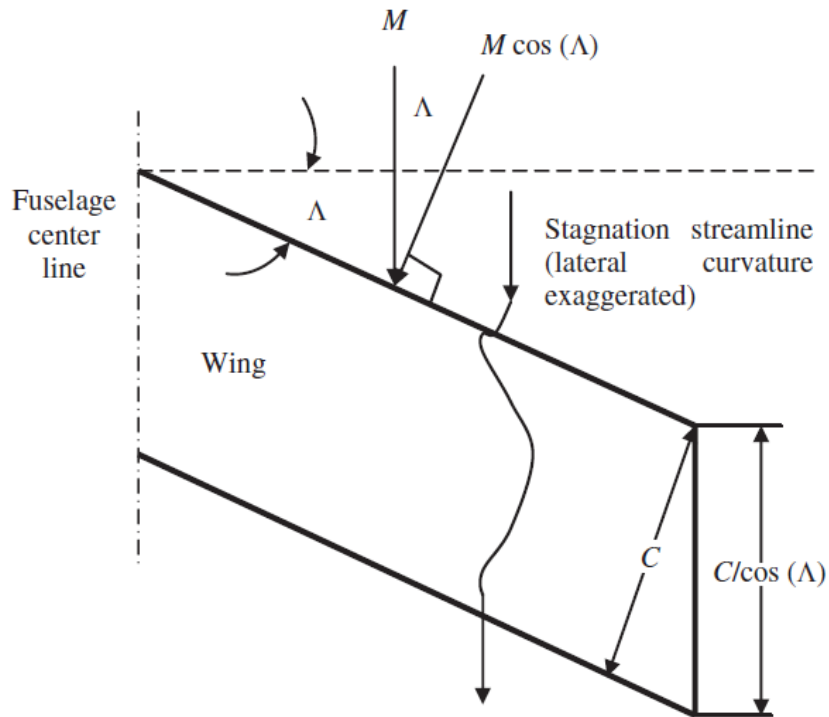
widzimy wyraźnie, iż w pełnym układzie odniesienia prędkość lokalna na skrzydle może być naddźwiękowa. Potwierdza to jednoznacznie fakt, że skos skrzydła przesuwają w zakres wyższych liczb Macha lokalne zjawiska falowe, poprzez obniżenie lokalnej liczby Macha w napływie w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku rozpiętości, tj. $M_{\infty\Lambda} = M_{\infty} \cos\Lambda$.

Rozważmy graficznie przebiegi standardowego i krytycznego współczynnika ciśnienia dla kilku kątów skosu skrzydła, przyjmując $\hat{C}_p = -0.5$. Jak łatwo możemy zobaczyć w przypadku skrzydła bez skosu wartość krytycznej liczby Macha wynosi $M_{\infty} = 0.68$, natomiast w przypadku skrzydła ze skosem $\Lambda = 60^\circ$ wynosi $M_{\infty} = 0.87$.



Skrzydła skośne w zakresie prędkości transonicznych

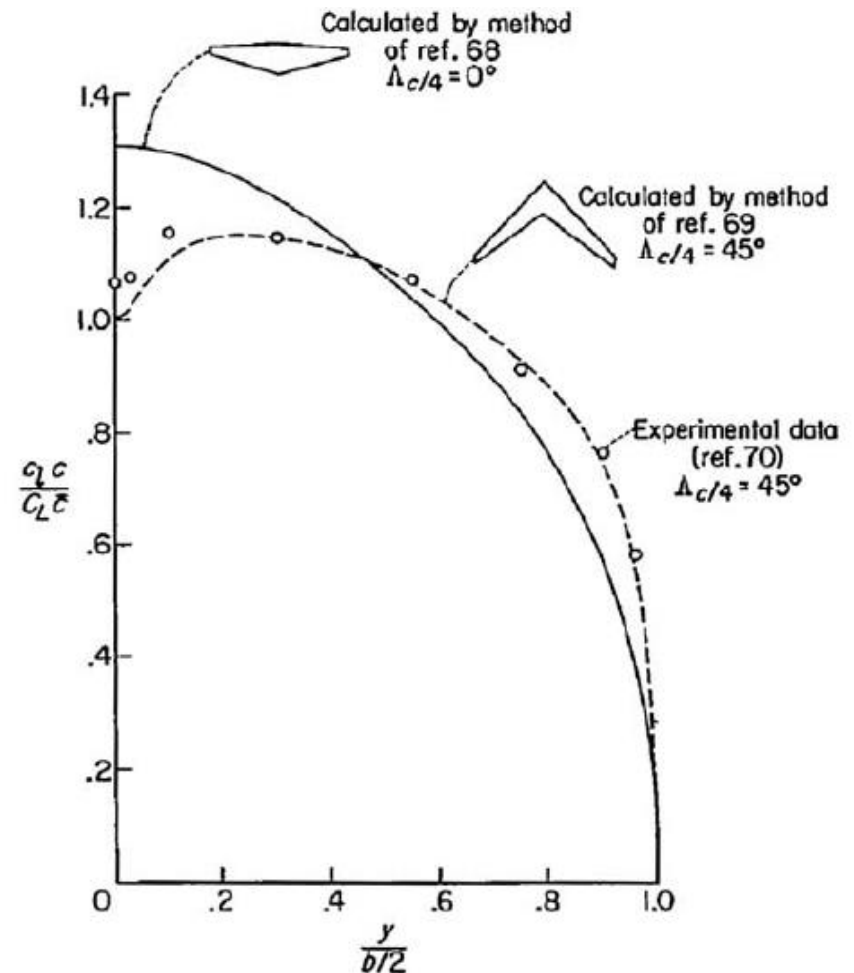
Skośne skrzydła charakteryzują się lepszymi osiąganiami w zakresie prędkości transonicznych i naddźwiękowych. Wynika to bezpośrednio z faktu, iż składowa normalna prędkości do krawędzi jest niższa od prędkości w napływie. Prowadzi to do opóźnienia występowania efektów ściśliwości, a w następstwie do przesunięcia wartości liczby Macha, M_{dd} . Porównanie biegunowych skrzydła bez skos i skrzydła ze skosem $\Lambda = 45^\circ$ pokazuje jednoznacznie obniżenie oporu przy zachowaniu podobnych wartości siły nośnej.



Skrzydła skośne w zakresie prędkości transonicznych

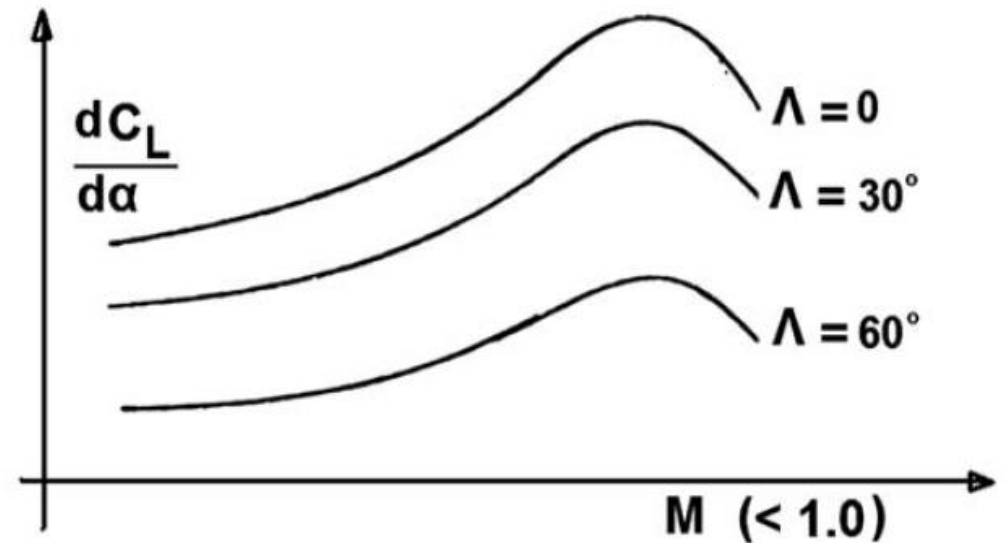
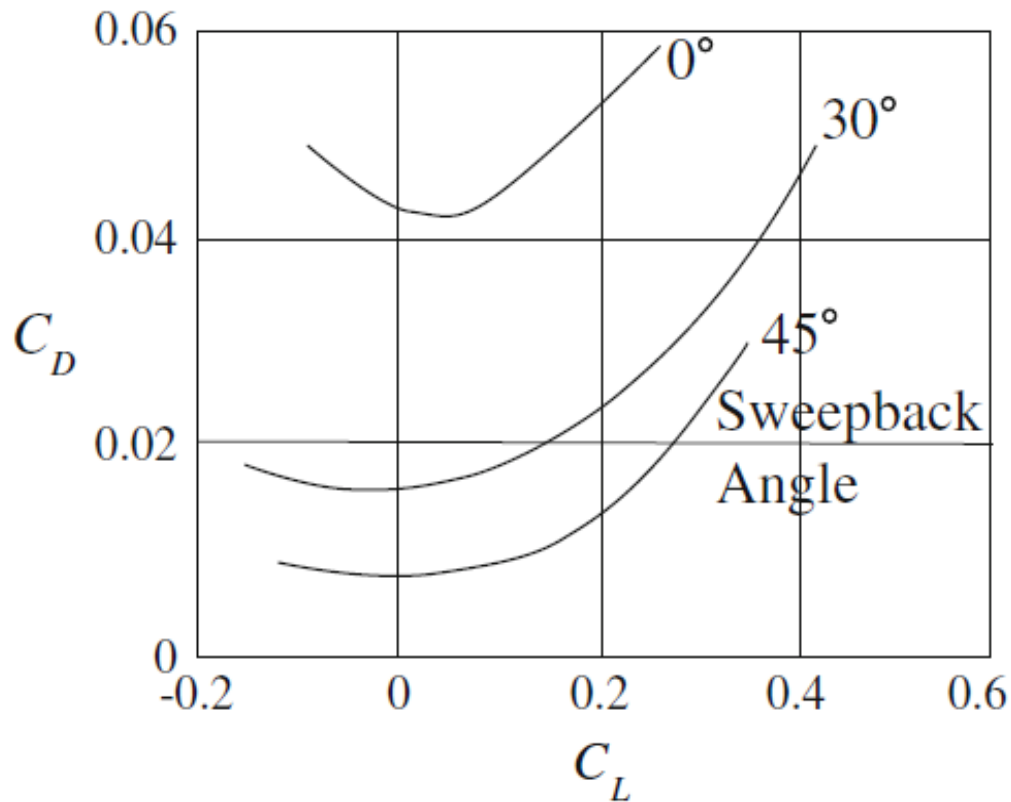
Jak pokazano poniżej skos skrzydła wiąże się z większym obciążeniem w okolicy końcówek. Ponadto składowa styczna prędkości do kierunku skosu powodują, iż warstwa przyscienna na zewnętrznej części skrzydła jest grubsza. W związku z tym obszar w okolicy końcówki skrzydła jest zdecydowanie bardziej podatny od wystąpienie masywnego oderwania w czasie startu bądź lądowania. Oczywiście im wyższy kąt skosu tym ten efekt jest silniejszy.

Ponadto, ponieważ utrata części siły nośnej (końcówki skrzydeł) występuje w pewnej (znaczącej) odległości od środka ciężkości samolotu, aerodynamiczna siła wypadkowa przesuwa się do przodu samolotu. To z kolei prowadzi do powstania dodatniego momentu pochylającego, co prowadzi do dalszego wzrostu obszaru oderwania na końcówkach skrzydeł. Tego typu zachowanie jest znane pod nazwą „Sabre dance”.



Skrzydła skośne w zakresie prędkości transonicznych

Rozważmy opływ transoniczny ($M=0.925$) skrzydła o trzech różnych kątach skosu, odpowiednio 0° , 30° i 45° , które mają to samo wydłużenie, $AR = 3$. Jest to skrzydło zbudowane w oparciu o profile NACA 65-110. W przypadku skrzydeł skośnych widzimy duży ponad cztero-krotny spadek oporu falowego, jeśli porównamy skrzydło proste i skrzydło z kątem skosu 45° .

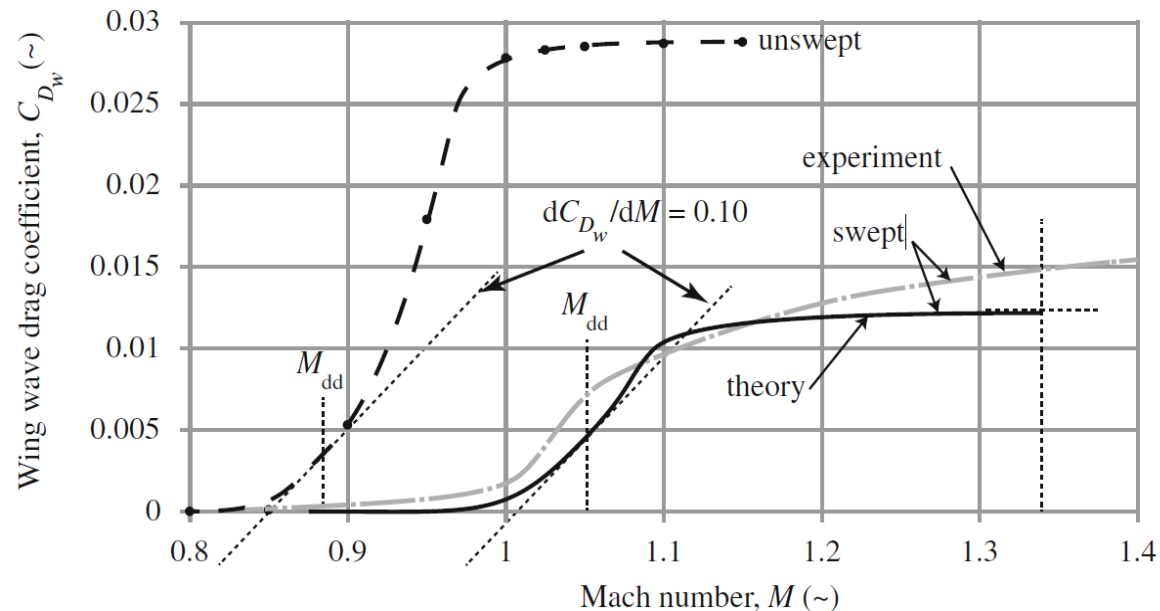


Opór falowy w zakresie prędkości transonicznych

Podobnie jak w przypadku profili nadkrytycznych wprowadzamy charakterystyczną wartość liczby Macha, tj. Drag Divergence Mach Number, M_{dd} . Jest to wartość liczby Mach w jednorodnym napływie, M_∞ , jeśli:

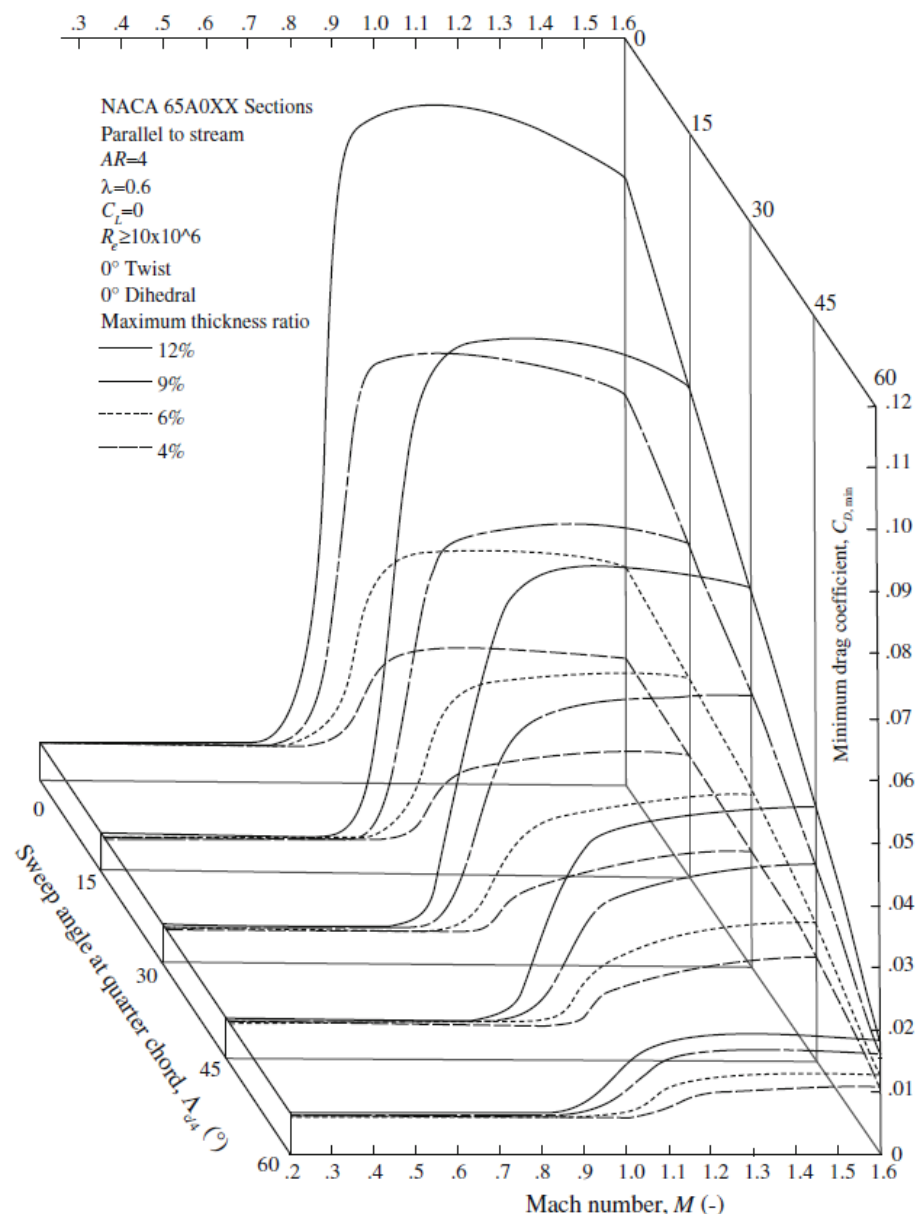
$$\left(\frac{dC_{d_w}}{dM_\infty} \right)_{c_l=const} = 0.1 \quad (6.24)$$

Pokazane poniżej porównanie współczynnika oporu w funkcji liczby Macha dla skrzydła bez skosu i skrzydła ze skosem wyraźnie pokazuje przesunięcie wartości M_{dd} w zakres wyższych wartości dla skrzydeł ze skosem. W przedstawionym przypadku $\Delta M_{dd} \approx 0.17$.



Opór falowy w zakresie prędkości transonicznych

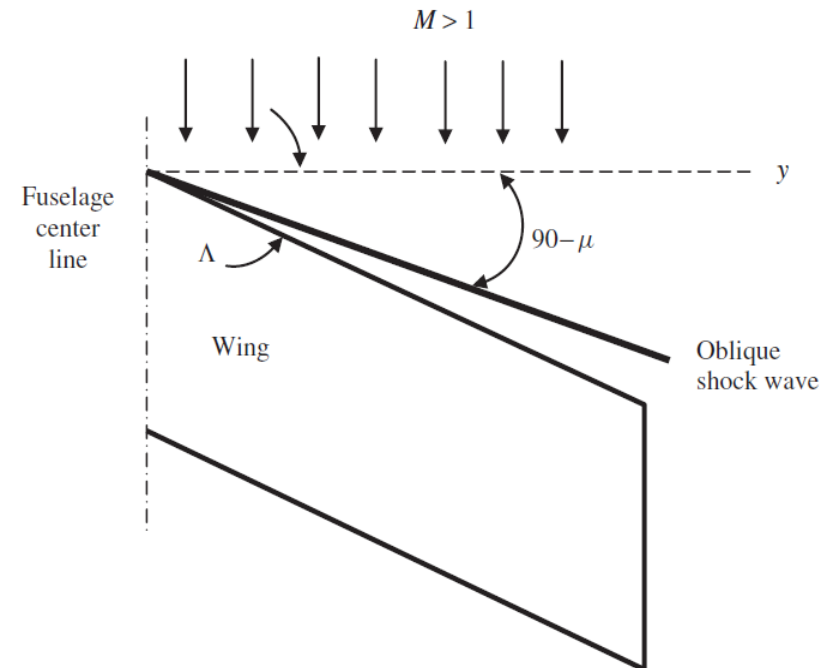
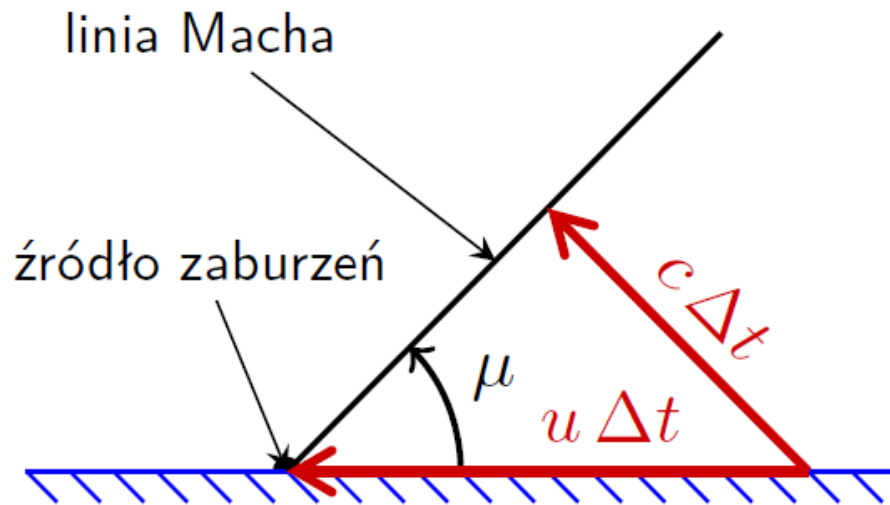
Rozważmy opływ skrzydła zbudowanego w oparciu o profile NACA 65A0XX, wydłużeniu $AR = 4$, $\lambda = 0.6$ dla $C_L = 0$ i liczby Reynoldsa równej 10×10^6 . Skrzydło ma zerowy kąt skrećenia oraz zerowy kąt wzniosu. W takim przypadku naszymi zmiennymi projektowymi są grubość względna profili (stała grubość wzdłuż rozpiętości) oraz kąt skosu. Analizując wykres, widzimy wyraźnie, iż w zakresie prędkości transonicznych, największy wpływ kąta skoku skrzydła na wartość skokowego wzrostu oporu jest dla grubych profili. W przypadku cienkich profili wartość skokowego wzrostu oporu nie zmienia się aż tak istotnie wraz ze wzrostem kąta skoku skrzydła. Niniejsze przedstawienie pokazuje, że przy użyciu zaledwie dwóch parametrów geometrycznych możemy kontrolować zachowanie aerodynamiczne skrzydła w zakresie prędkości transonicznych, uwzględniając jednocześnie wagę skrzydła, dostępną objętości na paliwo oraz charakterystyki dotyczące aeroelastyczności.



Skrzydła skośne w zakresie prędkości naddźwiękowych

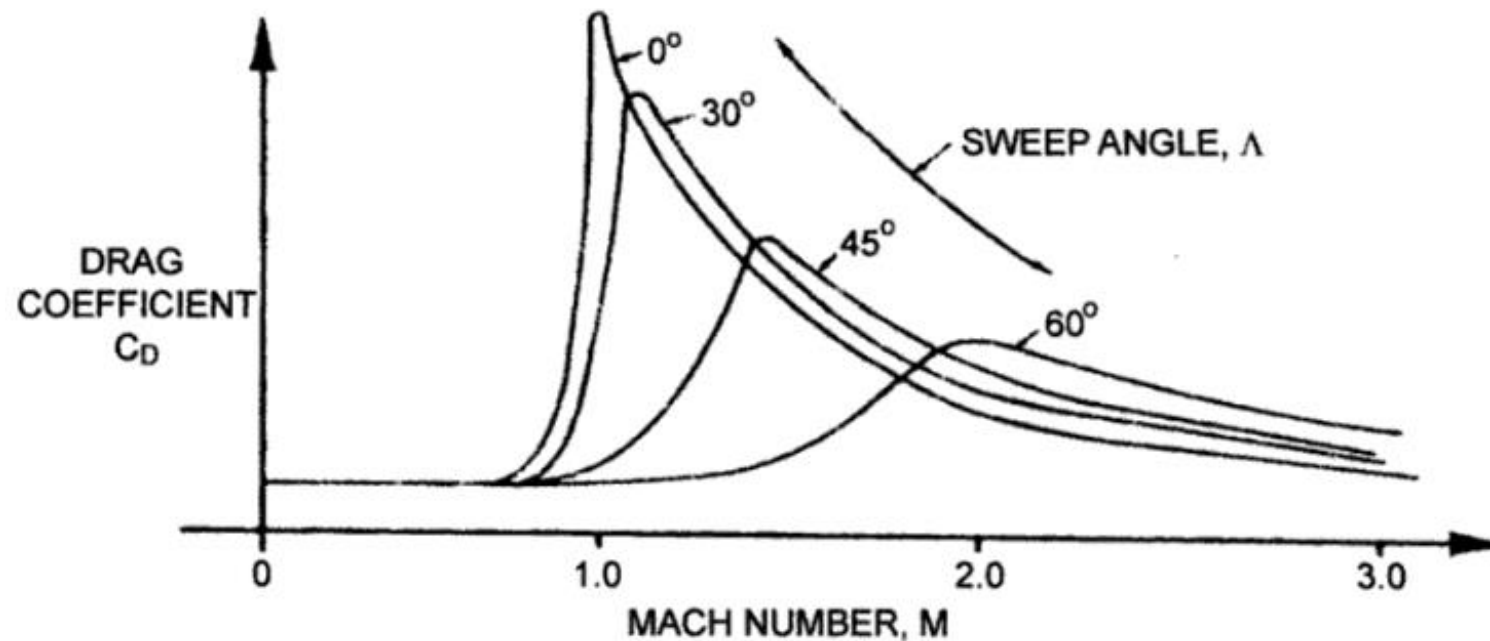
W przypadku przelotu z prędkością naddźwiękową kąt skosu prowadzi do obniżenia oporu falowego. Dodatkowo, skrzydła skośne oraz odpowiednio zaprojektowany kadłub samolotu pozwalają na redukcję zjawiska o nazwie „Sonic boom” – opływ naddźwiękowy i występujące fale uderzeniowe wiążą się z generacją fal akustycznych charakteryzujących się dużą mocą akustyczną. Generalną zasadą w projektowaniu skrzydła do samolotu naddźwiękowego jest, aby kąt skosu skrzydła Λ (krawędzi natarcia) był większy od kąta $\gamma = 90^\circ - \mu$ o około 20%. Gdzie

$$\mu = \arcsin\left(\frac{c}{u}\right) = \arcsin\left(\frac{1}{M}\right) \quad (6.25)$$



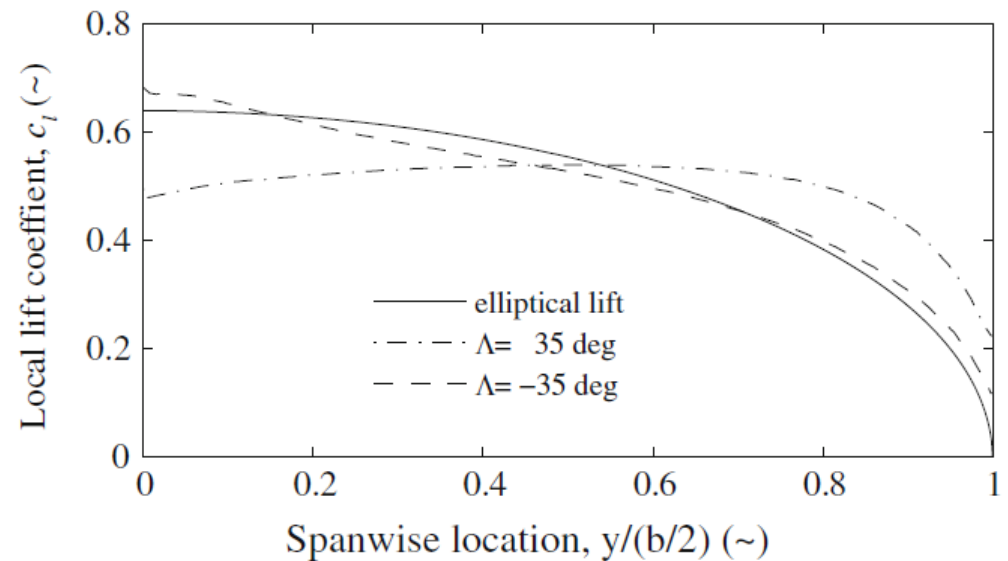
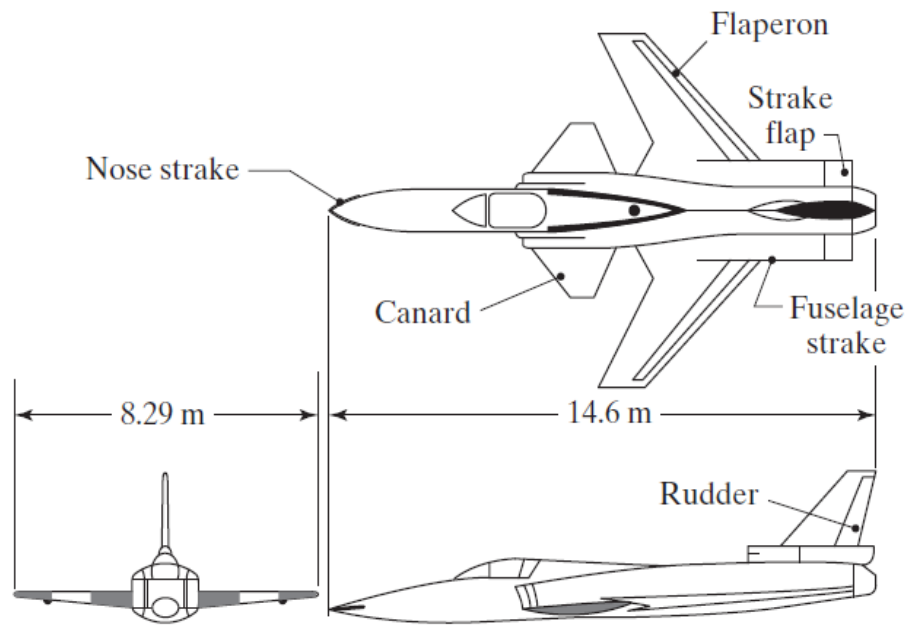
Skrzydła skośne w zakresie prędkości naddźwiękowych

Przebiegi współczynnika oporu w funkcji liczby Macha dla skrzydła prostego i skośnych skrzydeł o kątach skosu odpowiednio, 30° , 45° i 60° pokazano poniżej. Widzimy wyraźnie znaczną redukcję oporu falowego w zakresie prędkości naddźwiękowych.



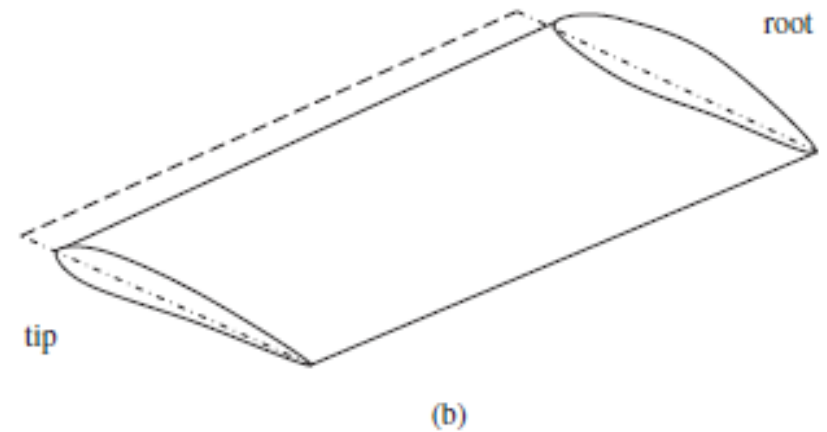
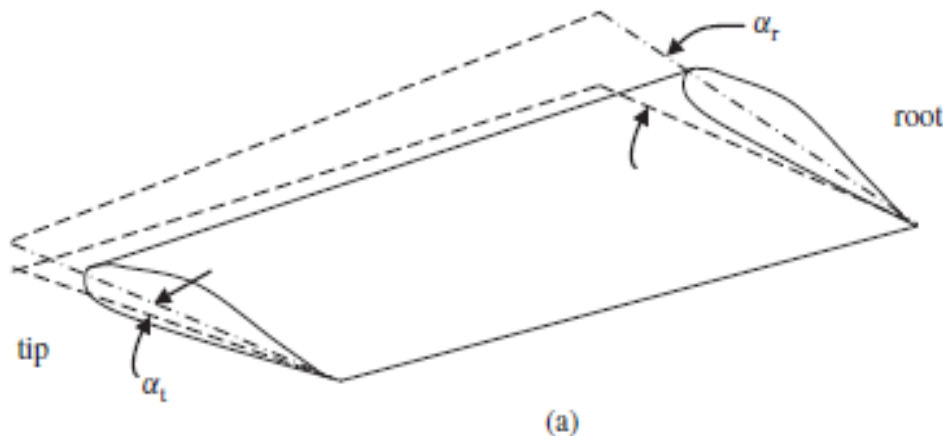
Skrzydło z ujemnym skosem

Typowe zachowanie skrzydeł skośnych o dodatnim kącie skosu jest zachowane również w przypadku skrzydeł skośnych z ujemnym kątem skosu. Istotną wadą skrzydeł z ujemnym kątem skosu jest ich podatność na występowanie flutter'u. Głównymi zaletami tego typu skrzydeł są niższy opór niż w przypadku skrzydeł z dodatnim kątem skosu oraz większa manewrowość w zakresie prędkości transonicznych i wysokich kątów natarcia. W przypadku skrzydeł skośnych z ujemnym kątem skosu przepływ w warstwie przyściennej jest w stronę kadłuba, co prowadzi do wzrostu grubości warstwy przyściennej w okolicy kadłuba. W związku z tym początek oderwania występuje również w okolicy kadłuba.



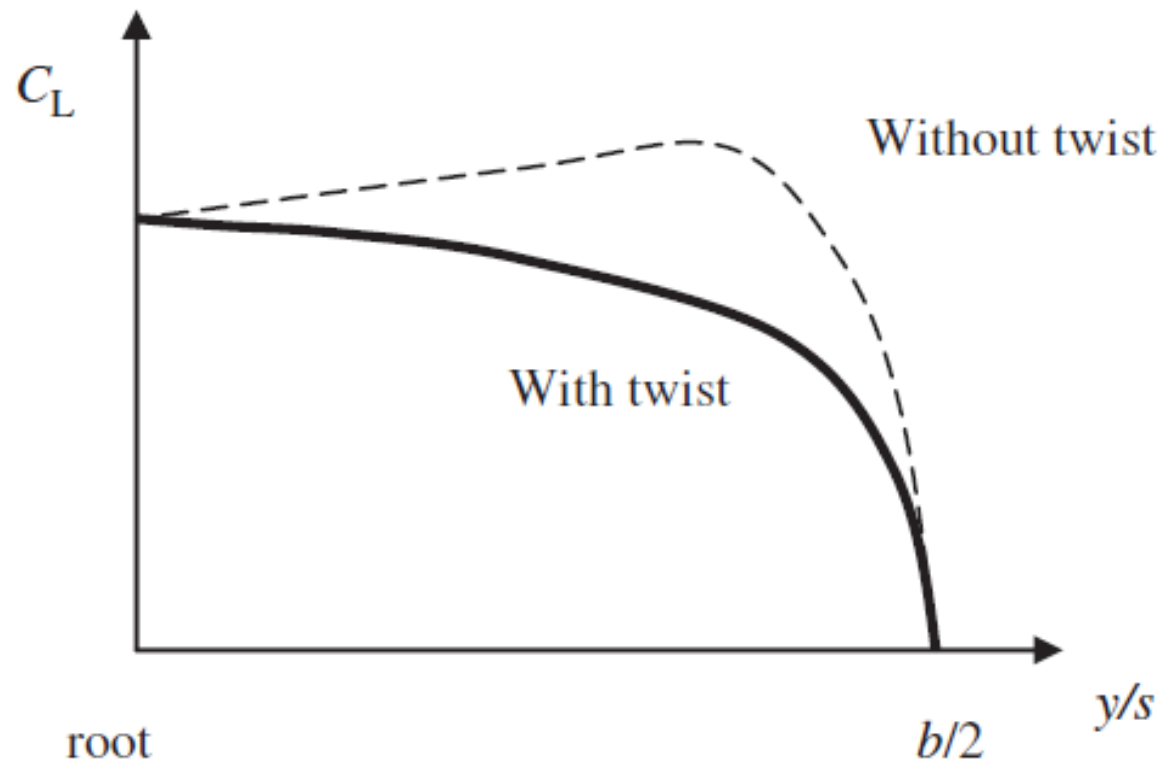
Kąt skreńczenia skrzydła (kąt zwichrzenia)

W ogólnym przypadku mamy dwa rodzaje skreńczenia skrzydła, tj. rys. a) skreńczenie geometryczne oraz rys. b) skreńczenie aerodynamiczne. W przypadku, gdy lokalny kąt natarcia na końcówce jest niższy od lokalnego kąta natarcia u nasady skrzydła mówimy o ujemnym skreńczeniu skrzydła, w przeciwnym przypadku mówimy o dodatnim skreńczeniu skrzydła. Skreńczenie geometryczne polega na skreńczeniu profili wzdłuż rozpiętość zgodnie z jakąś zadaną funkcją, np. liniową. Natomiast skreńczenie aerodynamiczne jest przypadkiem w którym skreńczeniem powstaje wskutek zastosowania różnych profili wzdłuż rozpiętości, które mają odpowiednio inne kąty odpowiadające zerowej sile nośnej.



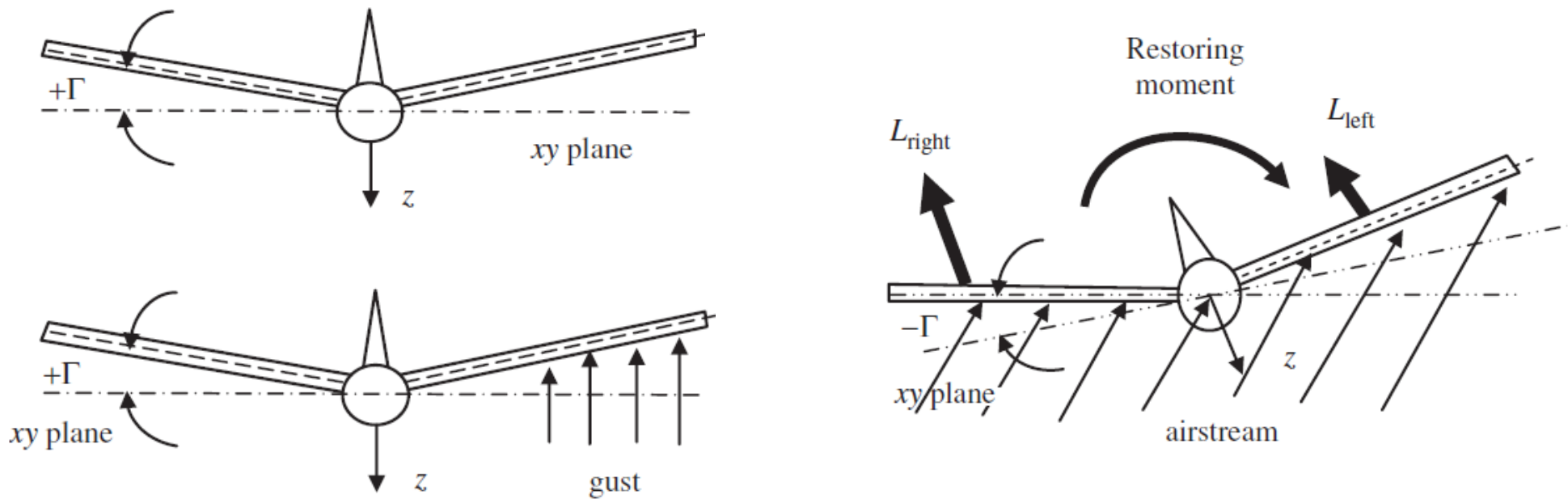
Kąt skrećenia skrzydła (kąt zwichrzenia)

W praktyce stosowane jest zazwyczaj jednocześnie skrećenie geometryczne i aerodynamiczne. Jest to podyktowane koniecznością kompromisu parametrów aerodynamicznych, wytrzymałościowych oraz eksploatacyjnych. Skrećenie skrzydła jest stosowane po to, aby ujednorodnić dystrybucję oderwania wzdłuż rozpiętości oraz aby zminimalizować opór indukowany (uzyskać rozkład cyrkulacji podobny do eliptycznego). Niemniej jednak wiąże się to w ogólnym przypadku z obniżeniem całkowitej siły nośnej



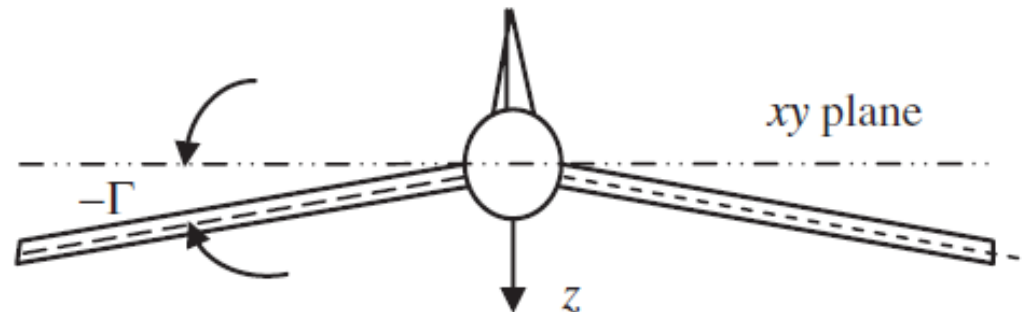
Kąt wzniosu skrzydła

Dodatni kąt wzniosu skrzydła jest stosowany w celu poprawy stateczności poprzecznej samolotu. Stateczność poprzeczna samolotu jest rozumiana jako zdolność do samoczynnego powracania do poziomego położenia, np. po wytrąceniu samolotu z poziomego położenia wskutek bocznego podmuchu. W wyniku przechylenia samolotu ze skrzydłami z dodatnim kątem wzniosu powstaje asymetria w przepływie (w wyniku ześlizgu w kierunku skrzydła przechylonego w dół), która prowadzi do różnicy w lokalnym kącie natarcia między jednym i drugim skrzydłem (pochylone w dół – większy kąt natarcia, pochylone w górę mniejszy kąt natarcia). W wyniku tego powstaje różnica w generowanej sile nośnej na obu skrzydłach, co w konsekwencji prowadzi do generacji momentu stabilizującego.



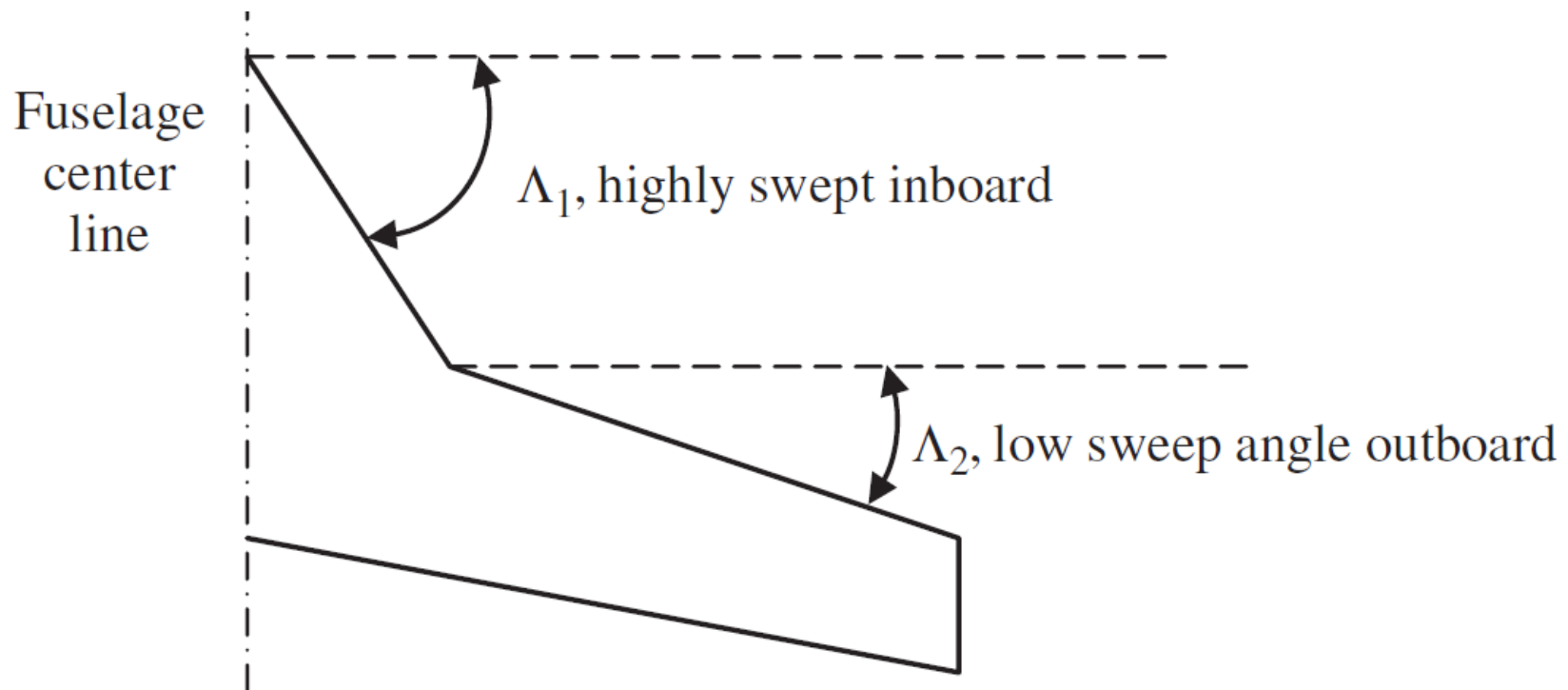
Kąt wzniosu skrzydła

Ujemny kąt wzniosu skrzydła jest stosowany w celu obniżenia stateczności poprzecznej samolotu. Nadmierna stabilność poprzeczna samolotu wiąże się z ograniczeniami w manewrowości, w związku z tym w celu uzyskania żądanych parametrów stosowane są również skrzydła z ujemnym kątem wzniosu. Na przykład samoloty w układzie górno-płata charakteryzują się wysoką stabilnością poprzeczną, więc aby poprawić manewrowość w tego typu samolotach stosowane są ujemne kąty wzniosu (np. duże samoloty transportowe). Natomiast samoloty w układzie dolno-płata mają najczęściej skrzydła z dodatnim kątem wzniosu.

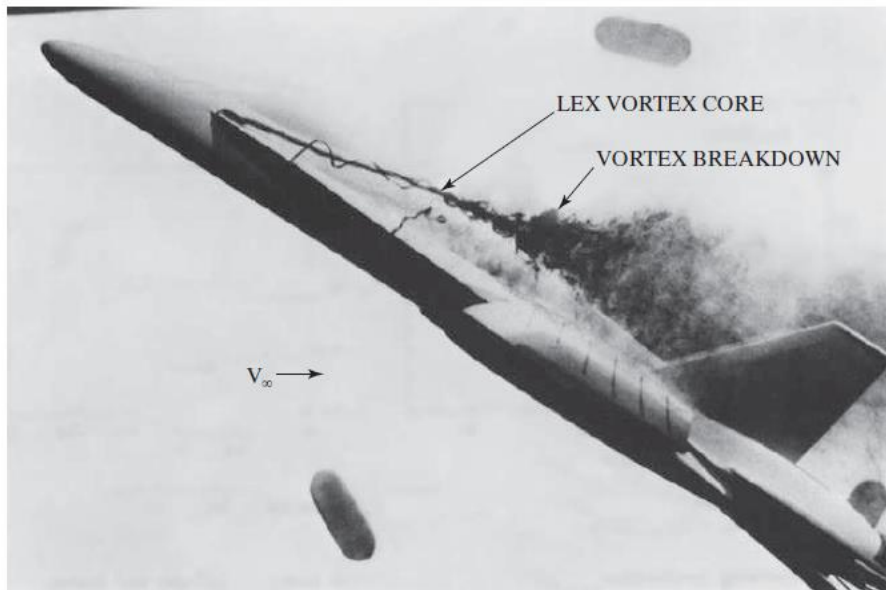
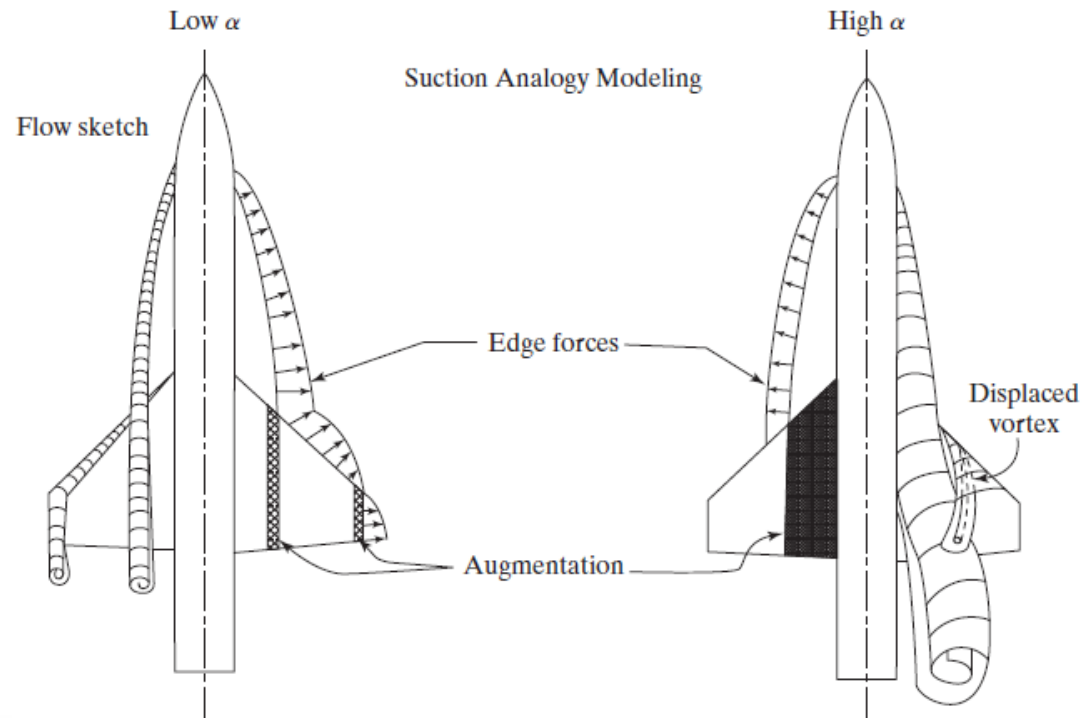


Skrzydło pasmowe

Skrzydło pasmowe, tj. skrzydło o zmiennym skosie wzdłuż rozpiętości składające się najczęściej z dwóch części: (1) małe skrzydło o dużym kącie skosu i małym wydłużeniu (ang. strake) oraz (2) skrzydło główne o zdecydowanie mniejszym kącie skosu i większym wydłużeniu. Tego typu układ jest stosowany w celu zapewnienia wysokich osiąągów aerodynamicznych w zakresie wysokich prędkości lotu (naddźwiękowych) przy jednoczesnym zapewnieniu wystarczającej manewrowości i stateczności w zakresie prędkości poddźwiękowych. Dodatkowo wiry krawędziowe schodzące ze strake'ów powodują znaczne opóźnienie oderwania na płacie głównym w zakresie średnich i wysokich kątów natarcia.

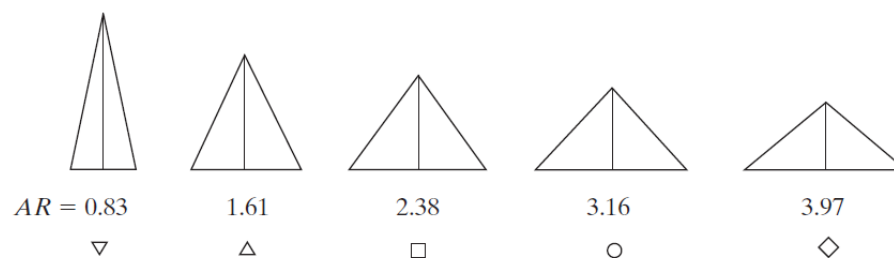
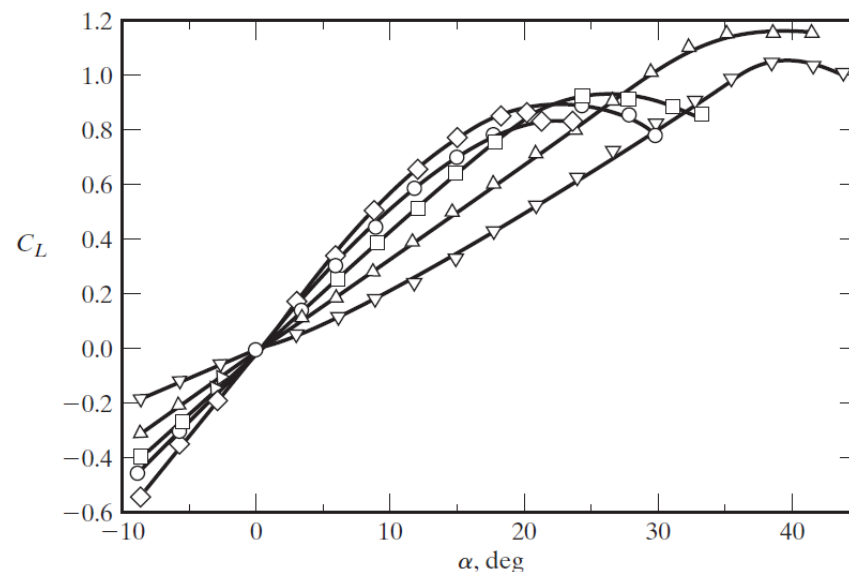
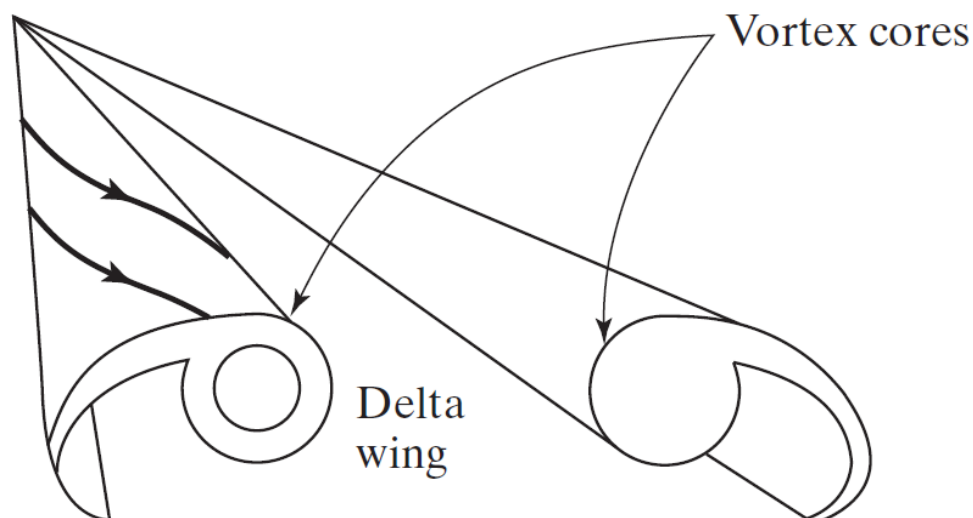


Skrzydło pasmowe



Skrzydło trójkątne (delta)

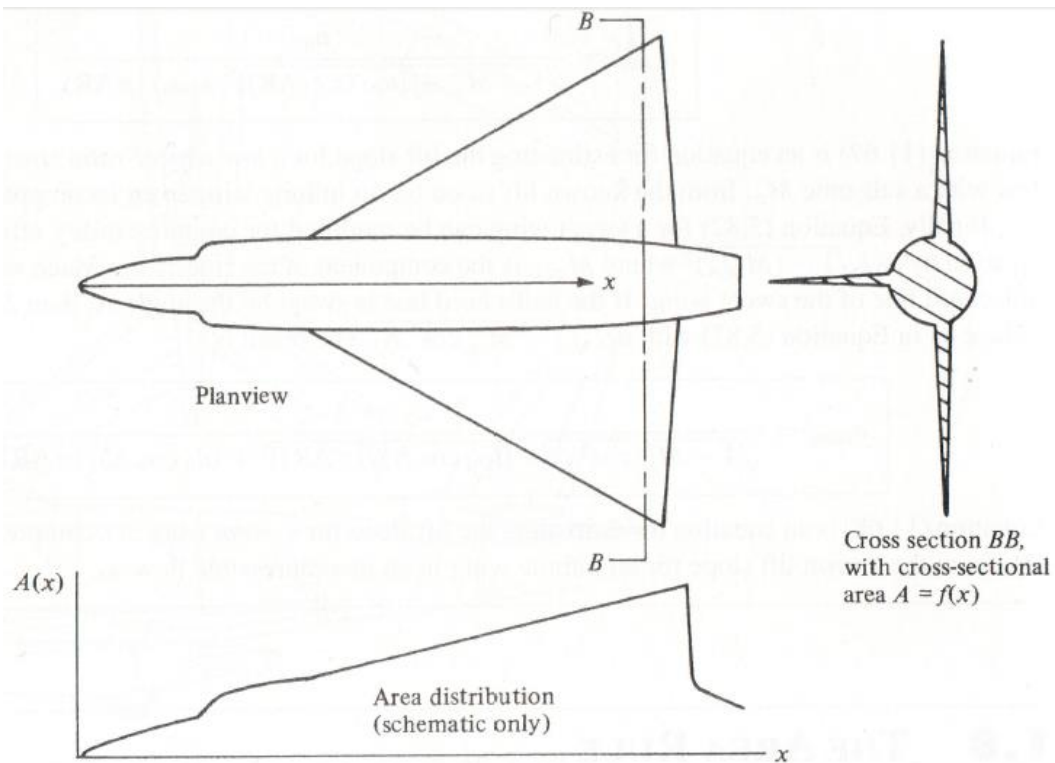
Skrzydła o obrysie trójkątnym (delta) w wyniku złożonego trój-wymiarowego opływu różnią się istotnie parametrami aerodynamicznymi od typowych skrzydeł o obrysie prostym czy trapezowym. W zakresie prędkości naddźwiękowych skrzydła tego typu charakteryzują się niskim oporem falowych (wysoki kąt skosu i niskie wydłużenie). W zakresie poddźwiękowym skrzydła o obrysie delty mogą operować w zakresie zdecydowanie wyższych kątów natarcia, ponieważ dwa przeciwbieżne wiry krawędziowe doładowują górną część płata powietrzem o wysokiej energii kinetycznej.



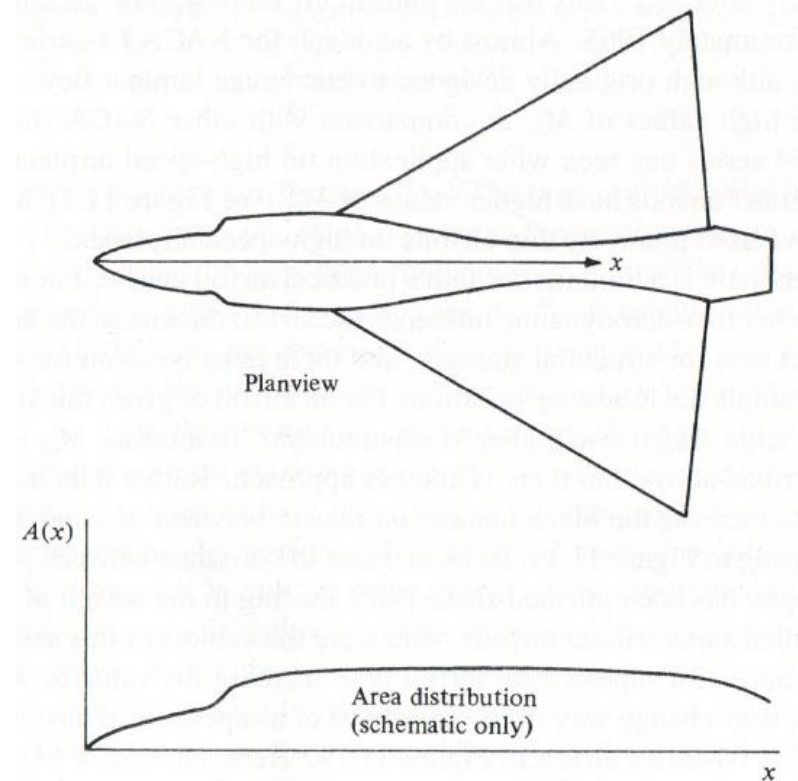
Reguła pól

Koncepcja pn. reguła pól sprowadza się do zapewnienia możliwie równomiernej dystrybucja całkowitego (kadłub plus skrzydło) pola przekroju poprzecznego wzdłuż osi podłużnej samolotu. Dzięki takiej dystrybucji pola przekroju poprzecznego, na podobnej zasadzie jak w przypadku profili nadkrytycznych, efekty falowe przebiegają z mniejszą intensywnością. W związku z tym przyrost oporu falowego w zakresie prędkości transonicznych jest znacznie niższy.

Bez reguły pól

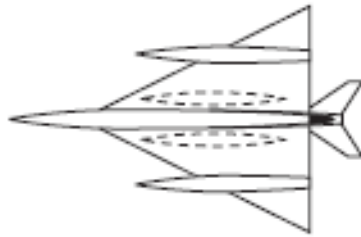


Z regułą pól

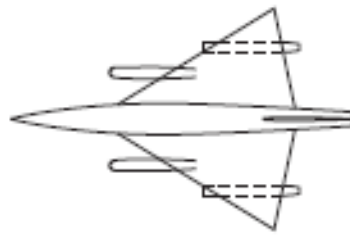


Reguła pól

(a) Original MX-1626



(b) PARD area rule design



(c) Redesigned MX-1964

