

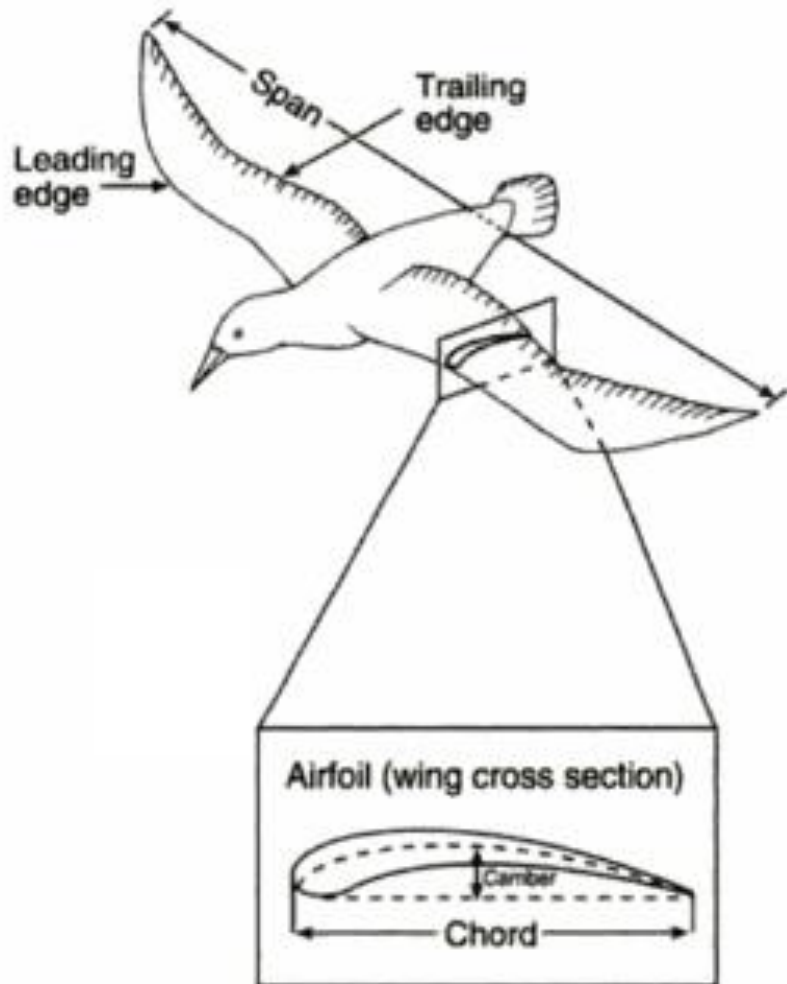
AERODYNAMIKA 2

WYKŁAD 2

TYPOWE PROFILE I ICH CHARAKTERYSTYKI

Profile lotnicze w środowisku naturalnym

Typowe skrzydło ptaka z zaznaczonym przekrojem poprzecznym (profilem) jest pokazane poniżej. Natomiast porównanie typowych profili lotniczych i tych występujących w naturze jest pokazane po prawej stronie.



Clark Y



NACA 0012



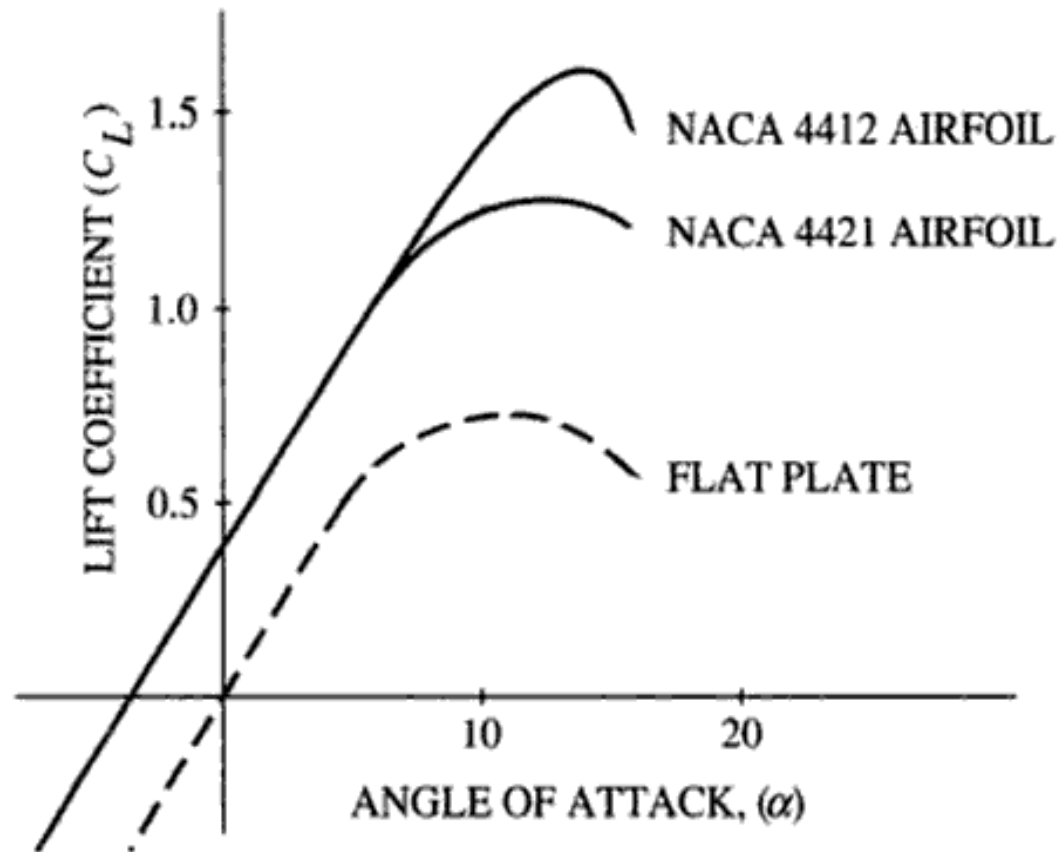
Jerzyk



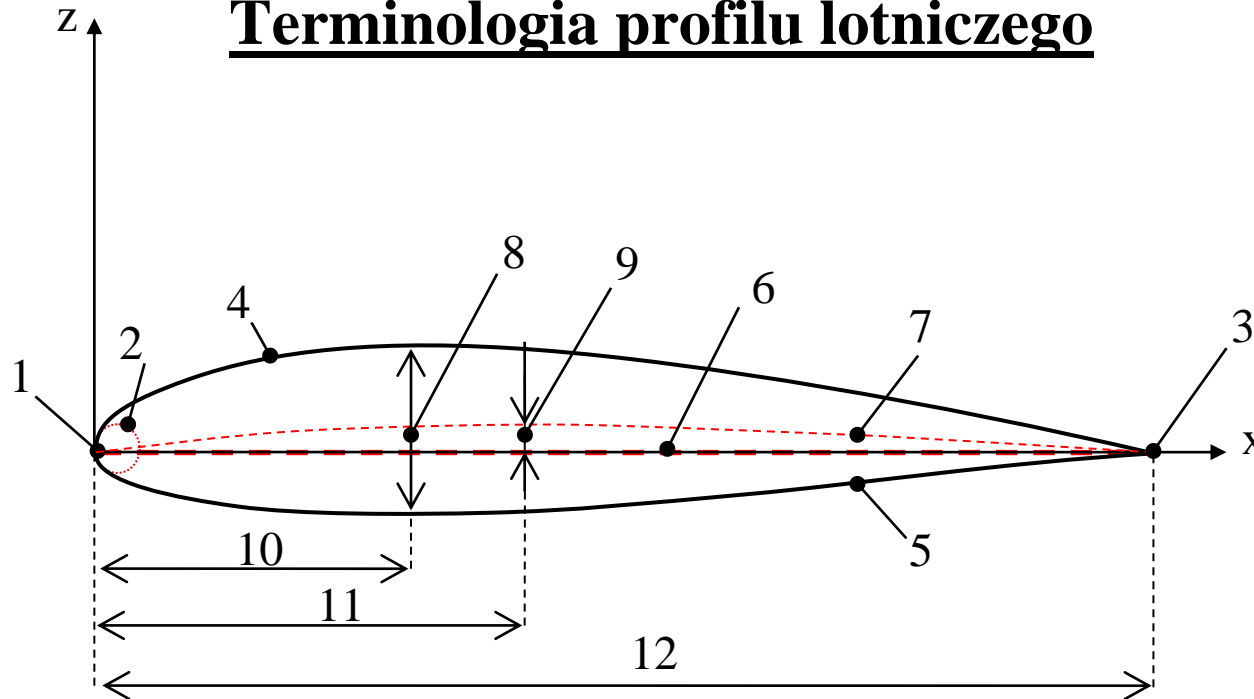
Kos

Dlaczego profile lotnicze?

Z przedstawionego poniżej porównania przebiegów współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla typowych profili lotniczych i płaskiej płytki łatwo możemy wywnioskować, że płaska płytka nie jest z całą pewnością optymalnym kształtem do generacji siły nośnej. Wynika to z faktu występowania obszernego oderwania na stronie ssącej płaskiej płytki, nawet przy niewielkich kątach natarcia.



Terminologia profilu lotniczego



1 – krawędź natarcia, najbardziej wysunięty punkt profilu ($x/c=0$); **2** – promień krawędzi natarcia (noska); **3** – krawędź spływu, najbardziej wysunięty punkt profilu do tyłu ($x/c=1$); **4** – strona górna (ssąca); **5** – strona dolna (ciśnieniowa); **6** – cięciwa, odcinek łączący krawędź natarcia i krawędź spływu; **7** – linia szkieletowa profilu, krzywa wygenerowana na punktach rozmieszczonych w połowie odległości między górną i dolną stroną. W przypadku profilu symetrycznego cięciwa i linia szkieletowa pokrywają się; **8** – maksymalna grubość, maksymalna odległość między górną i dolną stroną; **9** – strzałka ugięcia, maksymalne odchylenie linii szkieletowej od cięciwy; **10** – położenie osiowe maksymalnej grubości; **11** – położenie osiowe maksymalnej strzałki ugięcia; **12** – długość cięciwy (c).

Cztero-cyfrowe profile z rodziny profili NACA

Nazwy cztero-cyfrowych profili NACA (NACA XXXX) reprezentują następujące parametry geometryczne:

- Pierwsza cyfra, parametr M , określa procentowo maksymalną strzałkę ugięcia,
- Druga cyfra, parametr P , określa położenie maksymalnej strzałki ugięcia, mierzone w krokach co 10%,
- Dwie ostatnie cyfry określają maksymalną grubość profilu, zdefiniowaną jako stosunek maksymalnej grubości do cięciwy, wyrażony procentowo.

Rozważmy jako przykład profil NACA 2410. Łatwo możemy odczytać, że ten profil posiada maksymalną strzałkę ugięcia o wartości 2% ($M = 0.02$), natomiast maksymalne ugięcie jest zlokalizowane w 40% ($P=0.4$) cięciwy. Maksymalna grubość profilu wyrażona jako stosunek maksymalnej grubości do cięciwy wynosi 10%.

Geometria cztero-cyfrowych profili NACA jest zdefiniowana następująco:

Górna powierzchnia, współrzędne x i y są określane przy użyciu następującej formuły

$$x_u = x - y_t(x) \sin(\theta); \quad y_u = y_c(x) + y_t(x) \cos(\theta) \quad (2.1)$$

Natomiast dolna powierzchnia, współrzędne x i y są określane przy użyciu następującej formuły

$$x_l = x + y_t(x) \sin(\theta); \quad y_l = y_c(x) - y_t(x) \cos(\theta) \quad (2.2)$$

Kąt θ jest zdefiniowany następująco:

$$\tan(\theta) = \frac{dy_c(x)}{dx} \quad (2.3)$$

gdzie parametr $y_c(x)$ określa lokalną strzałkę ugięcia, natomiast pochodna $\frac{dy_c(x)}{dx}$ określa oczywiście lokalny kąt ugięcia szkieletowej.

W zakresie x/c poniżej wartości parametru P , powyższe parametry są zdefiniowane następująco:

$$\begin{aligned} y_c(x) &= c \frac{M}{P^2} (2P(x/c) - (x/c)^2); \\ \frac{dy_c(x)}{dx} &= \frac{2M}{P^2} (P - (x/c)) \end{aligned} \quad (2.4)$$

W zakresie x/c powyżej wartości parametru P , mamy następujące zależności.

$$\begin{aligned} y_c(x) &= c \frac{M}{(1-P)^2} (1 - 2P + 2P(x/c) - (x/c)^2); \\ \frac{dy_c(x)}{dx} &= \frac{2M}{(1-P)^2} (P - (x/c)) \end{aligned} \quad (2.5)$$

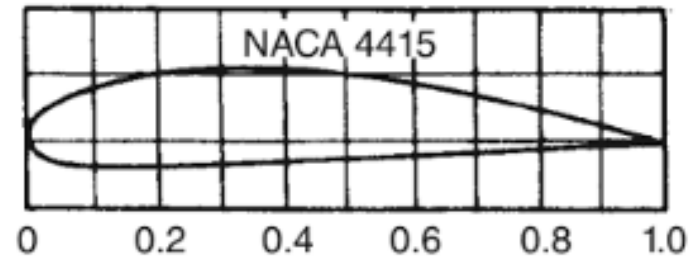
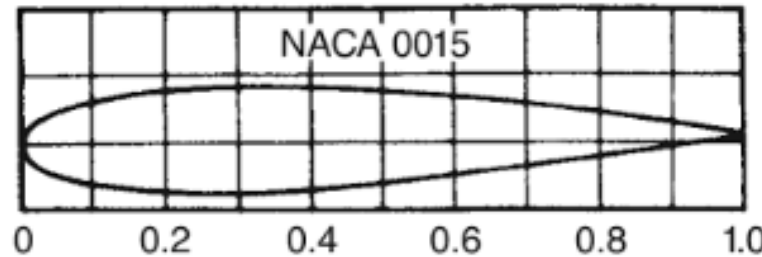
Ostatecznie, rozkład grubości profile jest zdefiniowany jak poniżej:

$$y_t(x) = c(h/c) \left(a_0 \sqrt{x/c} - a_1(x/c) - a_2(x/c)^2 + a_3(x/c)^3 - a_4(x/c)^4 \right) \quad (2.6)$$

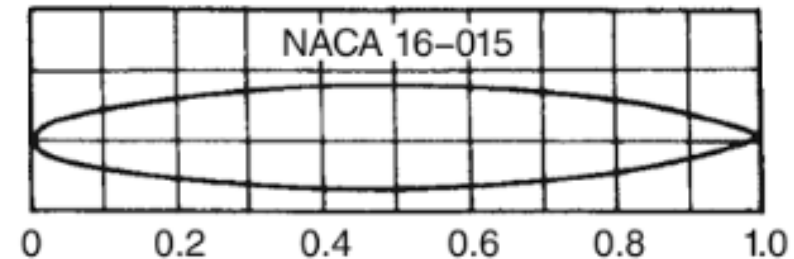
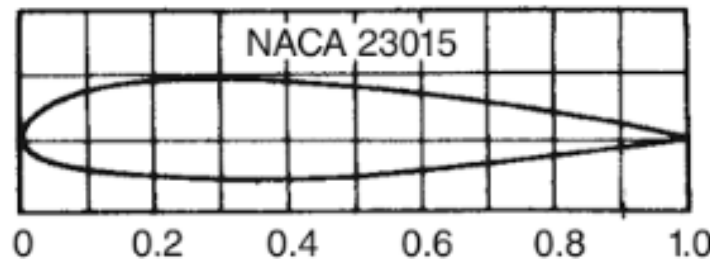
gdzie h reprezentuje maksymalną grubość profilu, natomiast a_i są współczynnikami o następujących wartościach, $a_0 = 1.4845, a_1 = 0.6300, a_2 = 1.7580, a_3 = 1.4215, a_4 = 0.5075$.

Profile w zakresie prędkości poddźwiękowych

Jedną z najwcześniej rozwijanych rodzin profili aerodynamicznych jest rodzina czterocyfrowych profili NACA, np.:



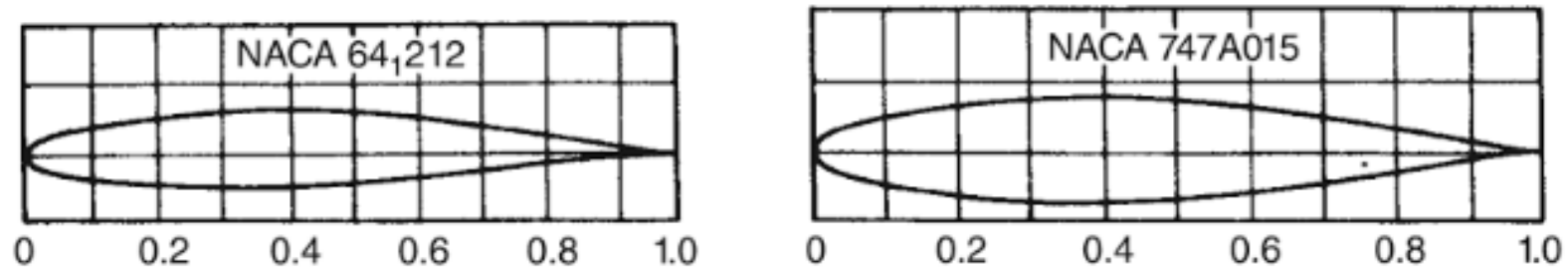
Kolejnymi w rozwoju rodzinami profili NACA są rodziny pięcio-cyfrowych profili oraz profili 1-series, np.:



Profile z 1-series były pierwszymi profilami projektowanymi w celu osiągnięcia żądanego rozkładu ciśnienia, tzw. odwrotne projektowanie (inverse airfoil design). Tego typu profile są najczęściej wykorzystywane w łopatach śmigieł i wirników napędowych, ponieważ nie występują na nich duże skoki ciśnienia w zakresach prędkości około dźwiękowych. Pierwsza cyfra w nazwie określa serię, druga odległość położenie w dziesiątych cięciwy minimalnego ciśnienia dla symetrycznego profilu będącego na zerowym kącie natarcia, kolejna cyfra po

myślniku określa wartość współczynnika siły nośnej (w dziesiętnych). Natomiast dwie ostatnie cyfry określają grubość profilu w procentach, odniesioną do cięciwy.

Kolejnymi powszechnie znanymi profilami NACA są profile z serii „6” i „7”, które są profilami laminarnymi. Charakteryzują się znacznie przesuniętą w kierunku krawędzi spływu maksymalną grubością oraz mniejszym promieniem noska.

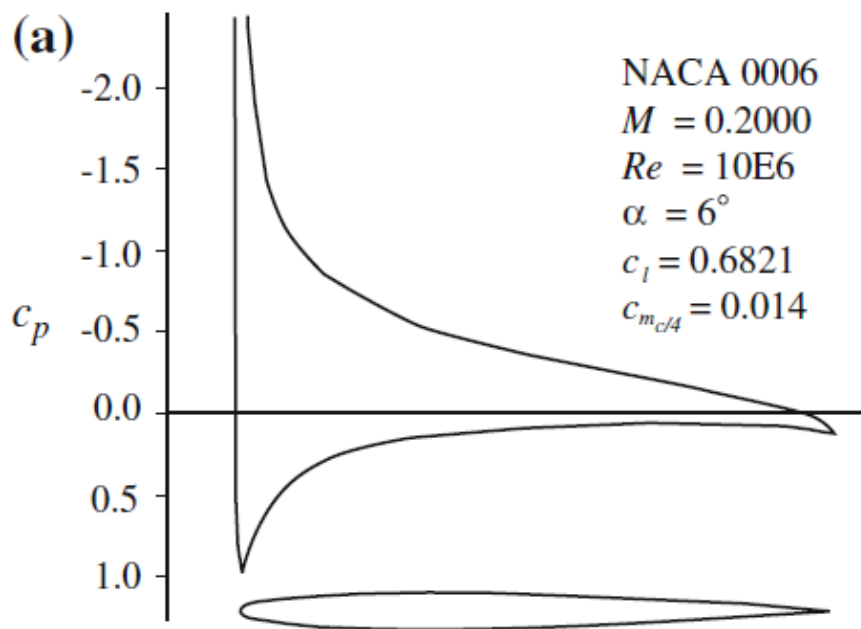


Tego typu profile zostały opracowane w celu maksymalnego opóźnienia przejścia laminarno-turbulentnego w warstwie przyściennej poprzez przesunięcie minimalnego ciśnienia w kierunku krawędzi spływu. To działanie prowadzi do obniżenia współczynnika oporu. Drugim korzystnym skutkiem takiego działania jest podniesienie wartości krytycznej liczby Macha, co prowadzi do opóźnienia występowania dodatkowego oporu falowego. W przypadku profilu z serii „6”, pierwsza cyfra oznacza nazwę serii, druga określa położenie minimalnego ciśnienia wrazone w dziesiętnych cięciwy. Trzecia cyfra (mała) określa zakres współczynnika siły nośnej (w dziesiętnych) dla minimalnego oporu - plus/minus od projektowanej wartości współczynnika siły nośnej. Czwarta cyfra określa wartość projektowanego współczynnika siły nośnej dla minimalnego oporu. Ostatnie dwie cyfry określają grubość profilu w procentach cięciwy.

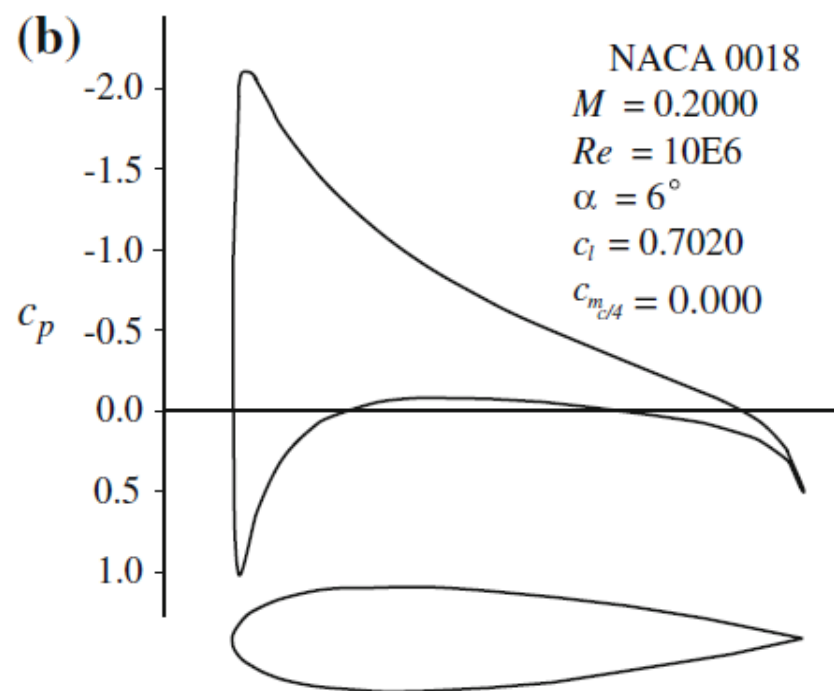
Wpływ grubości profilu na jego charakterystyki

Rozważmy dwa profile, NACA0006 oraz NACA0018. Oba profile mają maksymalną grubość na długości 30% cięciwy, odpowiednio 6 i 18%. Poniżej przedstawiono rozkład współczynnika ciśnienia dla $M_\infty = 0.2$ oraz $\alpha = 6^\circ$.

NACA 0006

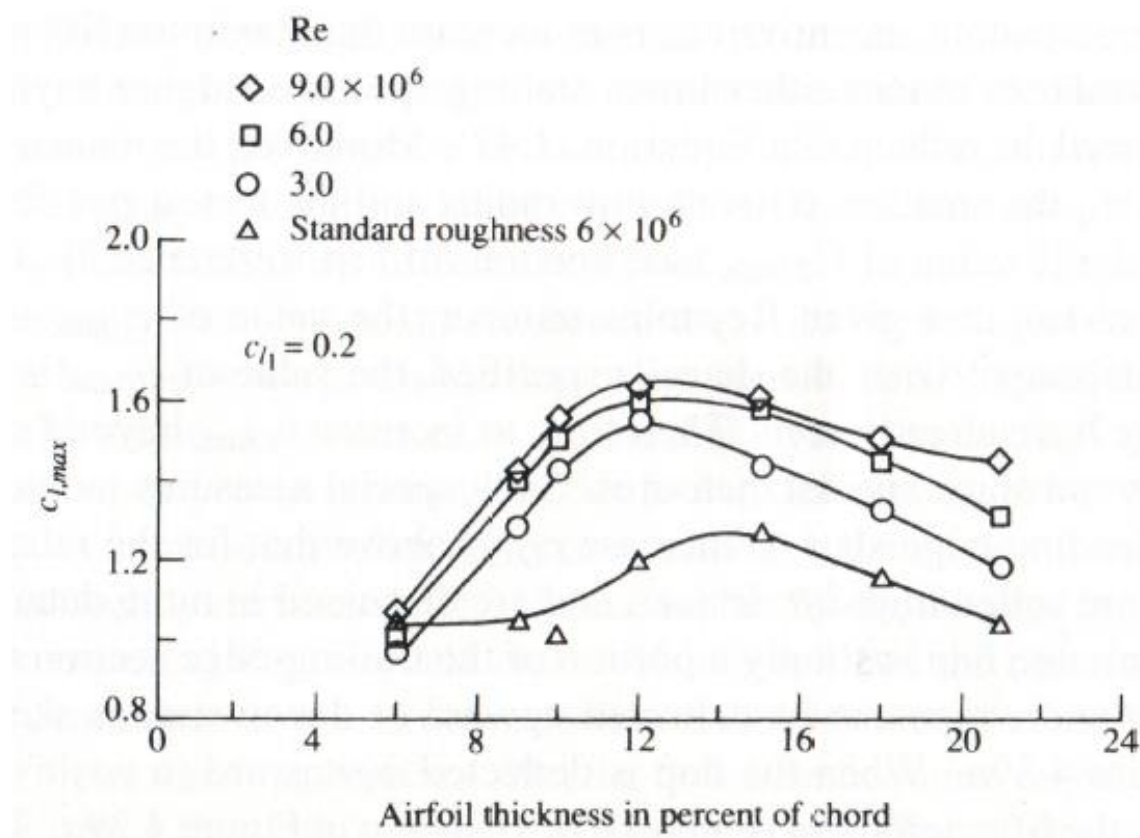


NACA 0018



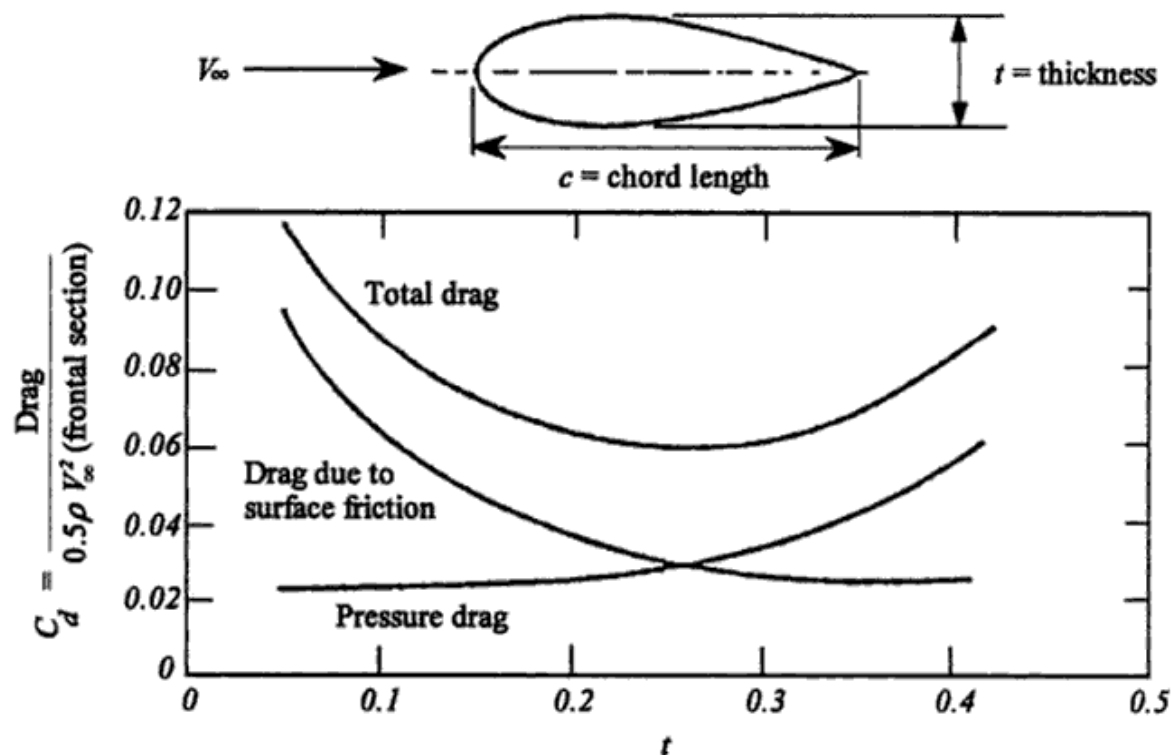
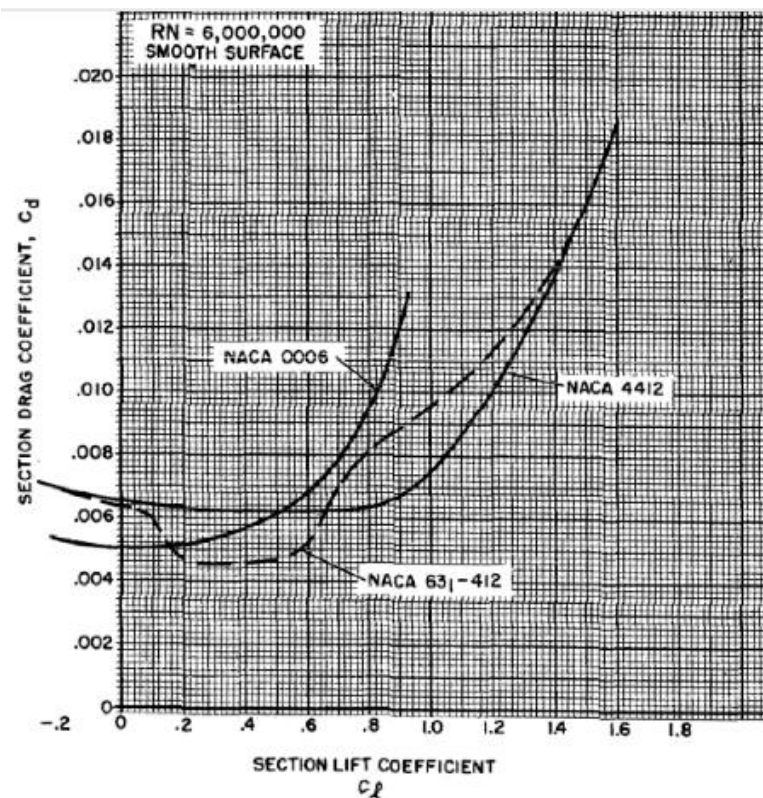
Wiedzą z teorii cienkiego profilu, że $\frac{dc_l}{d\alpha} = 2\pi$ możemy łatwo wyznaczyć teoretyczny współczynnik siły nośnej dla symetrycznego profilu, którego wartość wynosi 0.658. Widzimy, iż teoretyczny współczynnik siły nośnej w przypadku grubszego profilu przybliża rzeczywistą

wartość z błędem około 6% (dość dobre przybliżenie!). Niemniej jednak dystrybucja współczynnika ciśnienia na obu profilach różni się dość znacznie. W przypadku cienkiego profilu widzimy wyraźnie niższe minimalne ciśnienie (skokowy wzrost współczynnika ciśnienia) co prowadzi do zdecydowanie bardziej niekorzystnego przebiegu odzyskania ciśnienia wzdłuż cięciwy. Zależność $c_{l,max}$ od grubości profilu została przedstawiona poniżej.



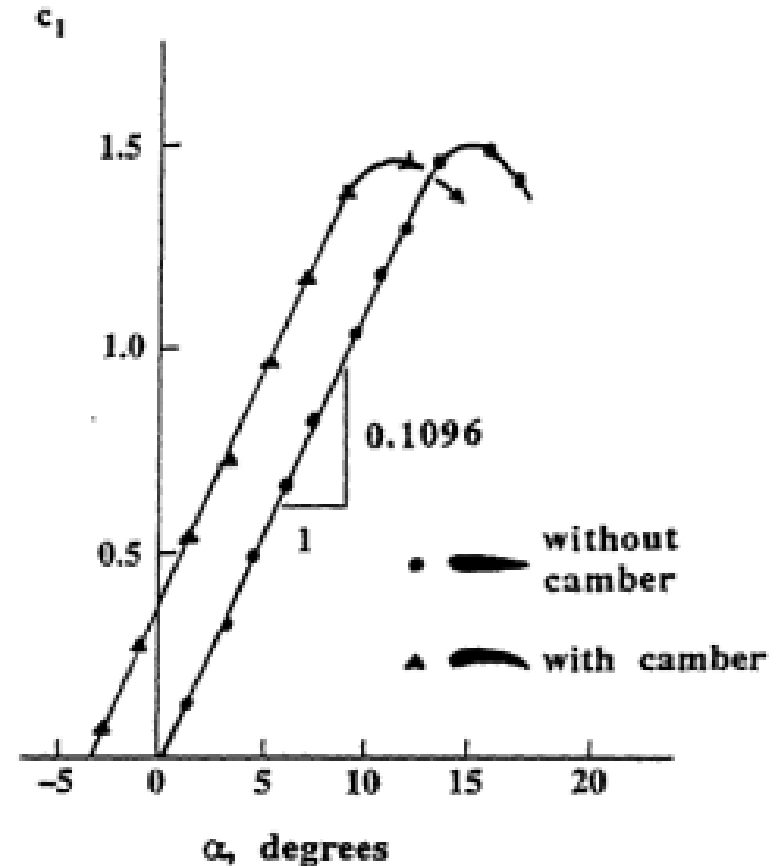
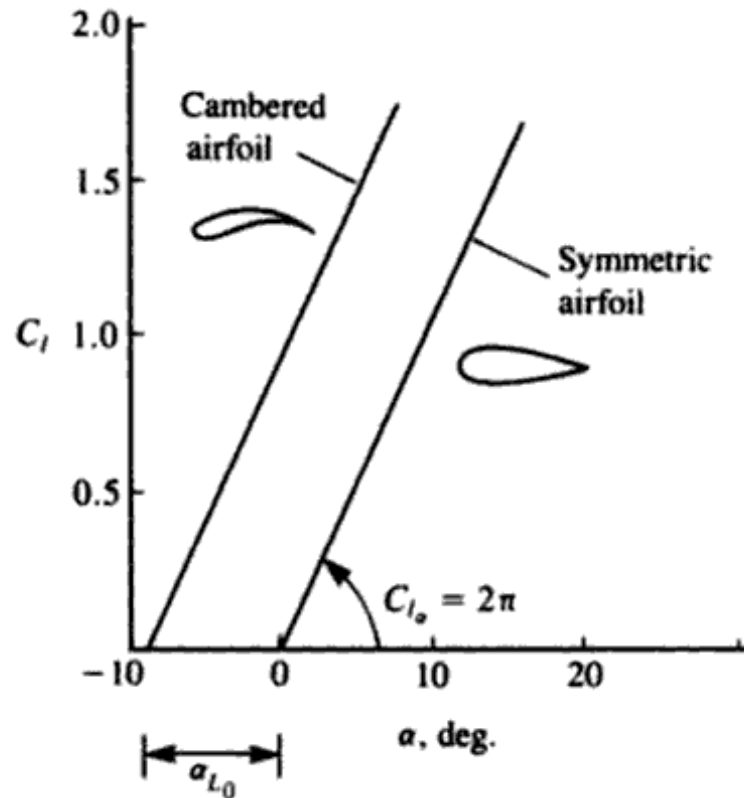
Pomimo ewidentnych zalet profili o większej grubości, warto jednak zwrócić uwagę na fakt, iż grubsze profile charakteryzują się niższą wartością krytycznej liczby Macha.

Rozważając współczynnik oporu, w przypadku profili o większej grubości współczynnik oporu osiąga wyższą wartość przy niewielkich kątach natarcia w porównaniu do profili o mniejszej grubości. Niemniej jednak przy wyższych kątach natarcia sytuacja może się odwrócić, zgodnie z tym co widzimy na wykresie c_d od c_l . Natomiast rozważając współczynnik oporu odniesiony do przekroju poprzecznego profilu, dość łatwo znajdziemy wartość grubości profilu powyżej której opór od sił ciśnieniowych przewyższa opór od tarcia.



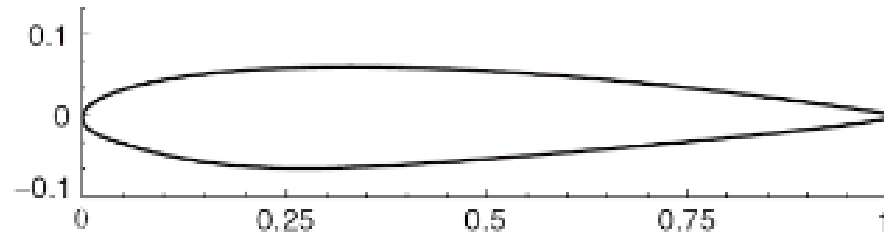
Wpływ strzałki ugięcia na charakterystyki profilu

W przypadku profili z pewną strzałką ugięcia, bardziej wypukły kształt górnej powierzchni (strona ssąca) w porównaniu z dolną powierzchnią (strona ciśnieniowa) powoduje, iż dla danego kąta natarcia profile ze strzałką ugięcia generują większą siłę nośną. Zgodnie z teorią cienkiego profilu, w przypadku profili ze strzałką ugięcia nachylenie (liniowej części) przebiegu współczynnika siły ciągu nie ulega zmianie, tj. $\frac{dc_l}{d\alpha} = 2\pi$.



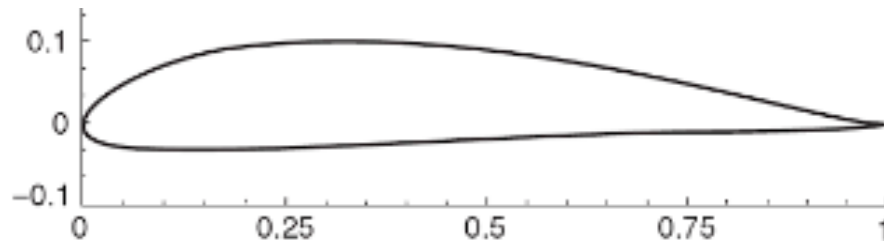
Profile lotnicze dedykowane dla niskich liczb Reynoldsa

Rozważmy cztery następujące profile lotnicze, które mogą być stosowane do przepływów o niskich liczbach Reynoldsa.



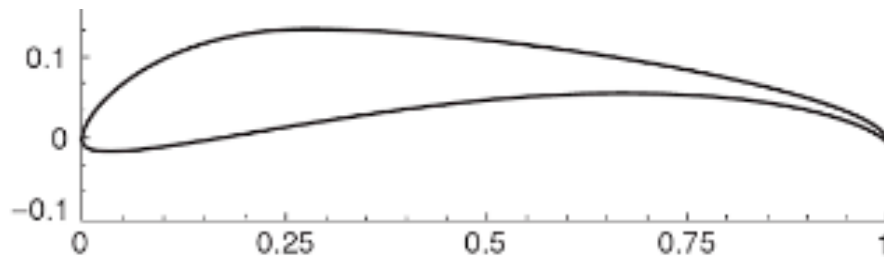
Area 0.08220
Thick 0.12003
Camber 0.00000
Rad_{LE} 0.01527
 $\Delta\theta_{TE}$ 15.97°

NACA 0012



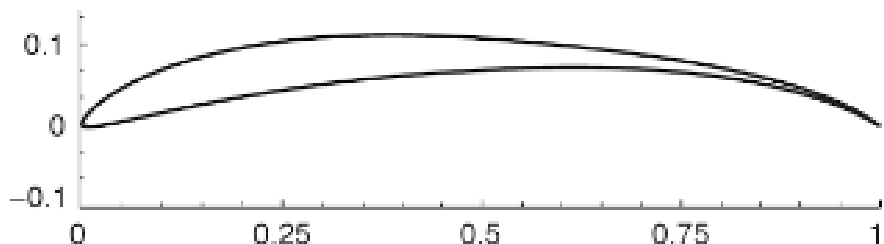
Area 0.08700
Thick 0.12951
Camber 0.04021
Rad_{LE} 0.01972
 $\Delta\theta_{TE}$ 12.88°

Clark Y



Area 0.06614
Thick 0.12124
Camber 0.08894
Rad_{LE} 0.04450
 $\Delta\theta_{TE}$ 67.68°

S1223

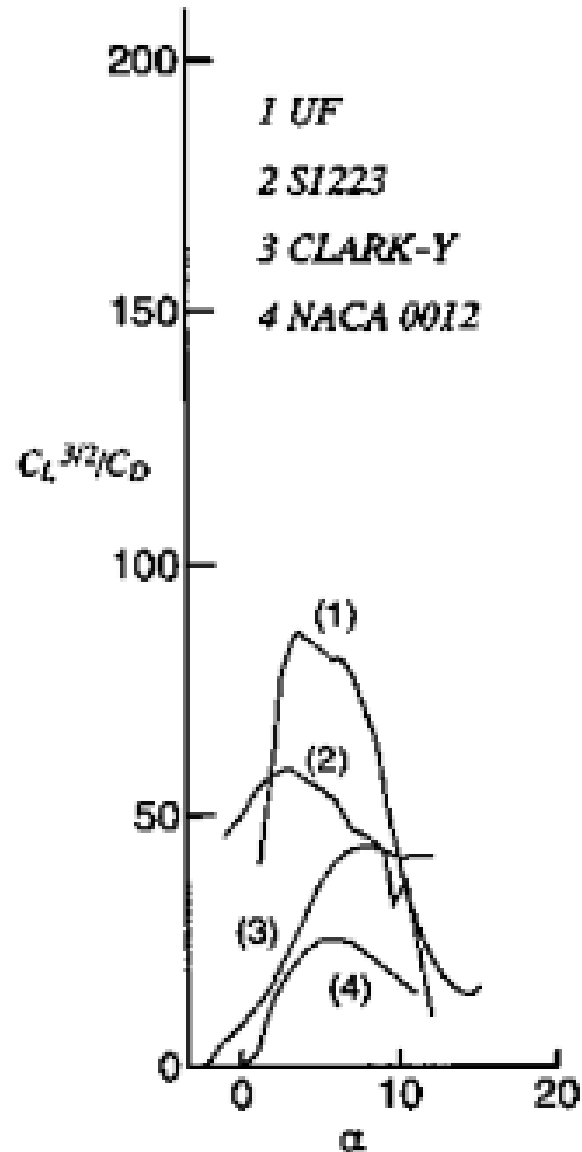


Area 0.03276
Thick 0.06000
Camber 0.08877
Rad_{LE} 0.00534
 $\Delta\theta_{TE}$ 37.17°

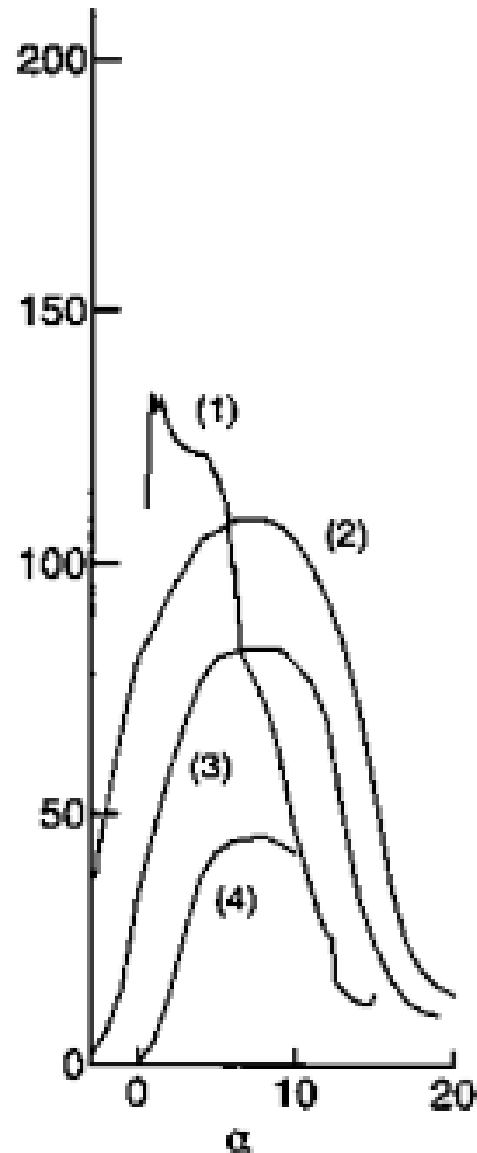
UF

Profile lotnicze dedykowane dla niskich liczb Reynoldsa

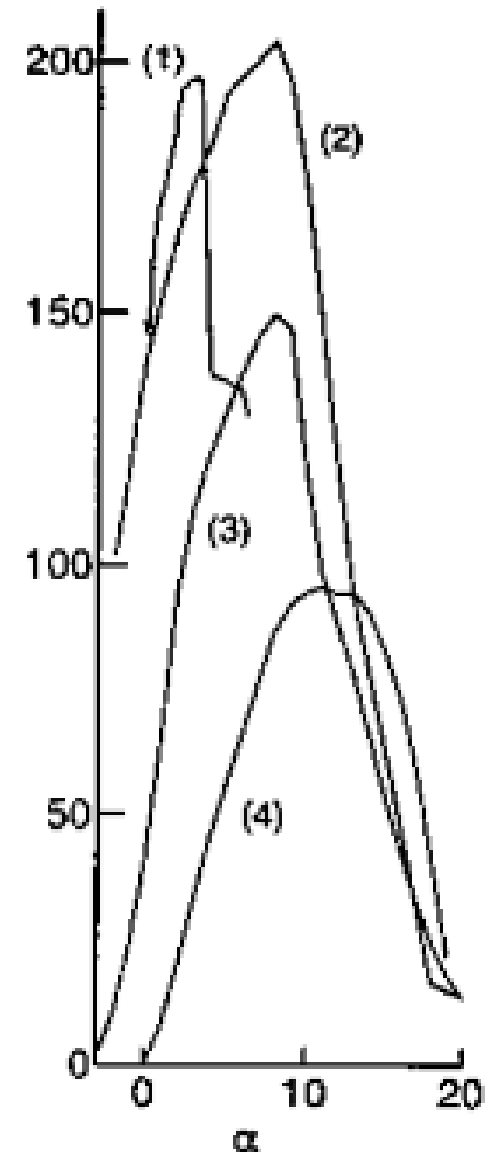
$Re=7.5 \times 10^4$



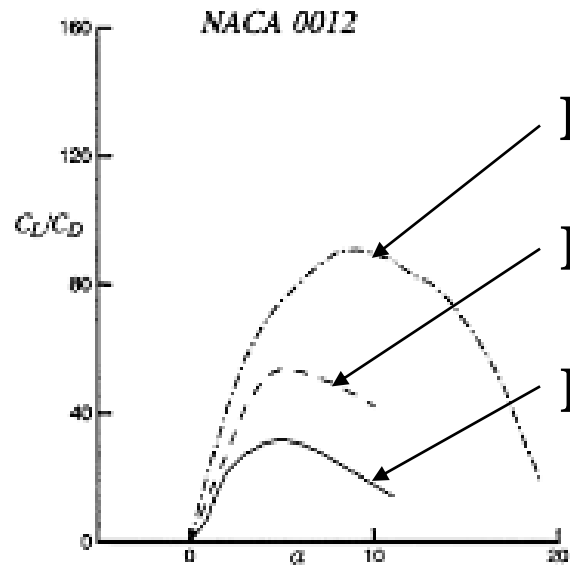
$Re=3.0 \times 10^5$



$Re=2.0 \times 10^6$



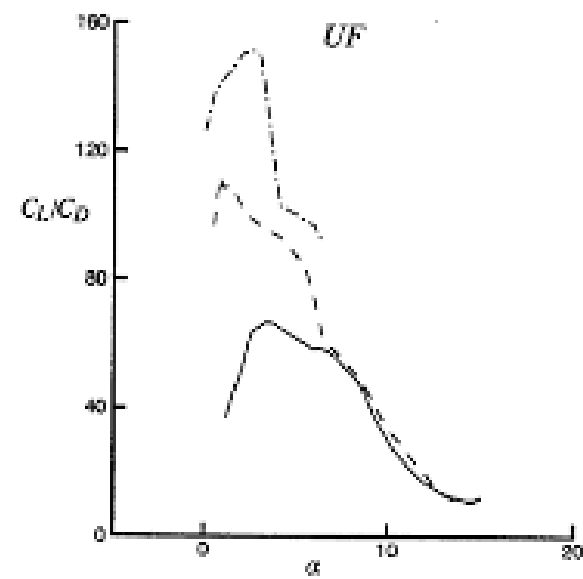
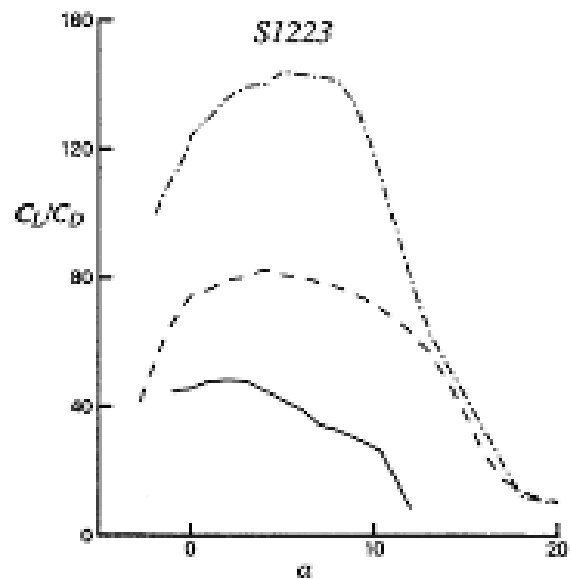
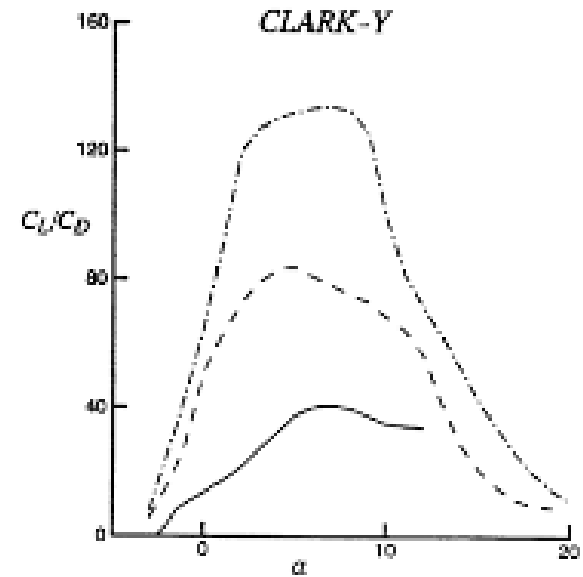
Profile lotnicze dedykowane dla niskich liczb Reynoldsa



$Re=2.0 \times 10^6$

$Re=3.0 \times 10^5$

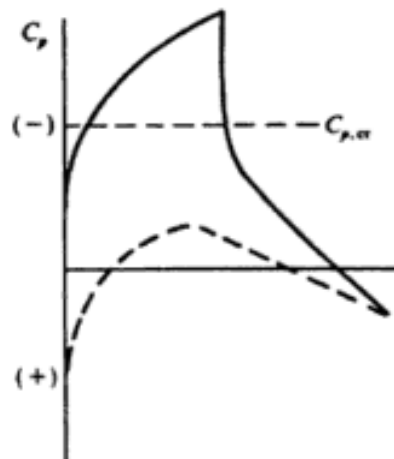
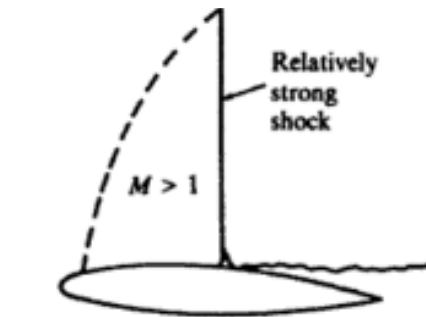
$Re=7.5 \times 10^4$



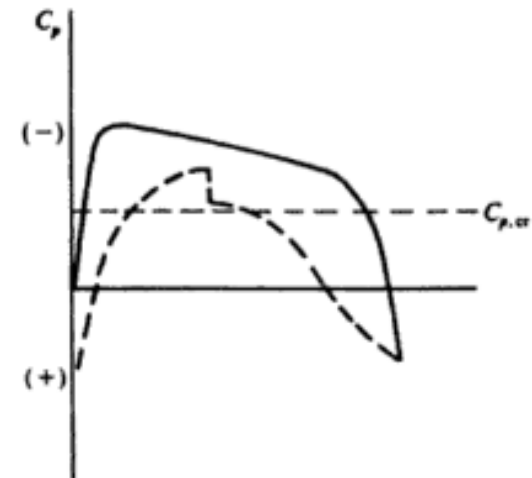
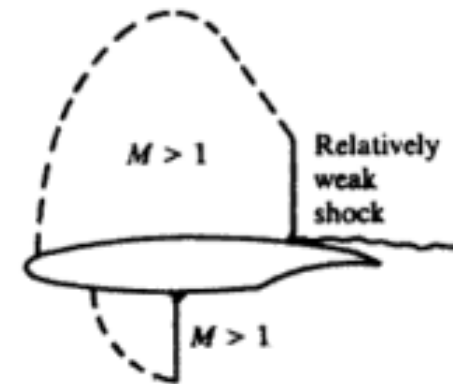
Profile transoniczne/nadkrytyczne

Koncepcja profilu nadkrytycznego sprowadza się do odpowiednio zaprojektowanego kształtu górnej i dolnej strony profilu aby obszar(y) przepływu naddźwiękowego kończył się możliwie słabą falą uderzeniową. Poniżej przedstawiono porównanie rozkładu współczynnika dla standardowego profilu (NACA 64₂-A215) oraz profilu nadkrytycznego.

NACA 64₂-A215, $M_\infty=0.69$



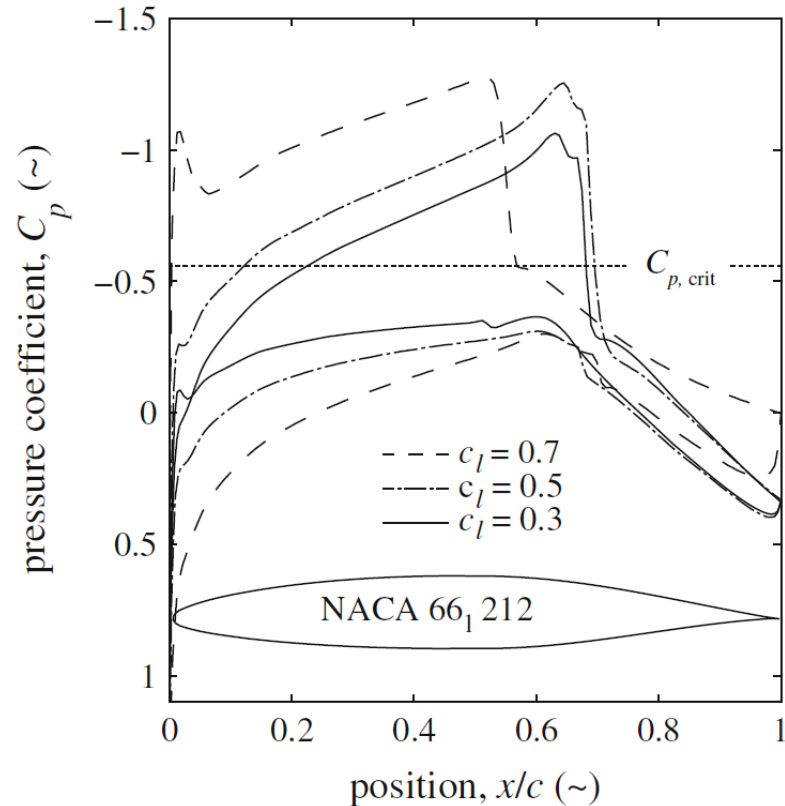
Profil nadkrytyczny, $M_\infty=0.79$



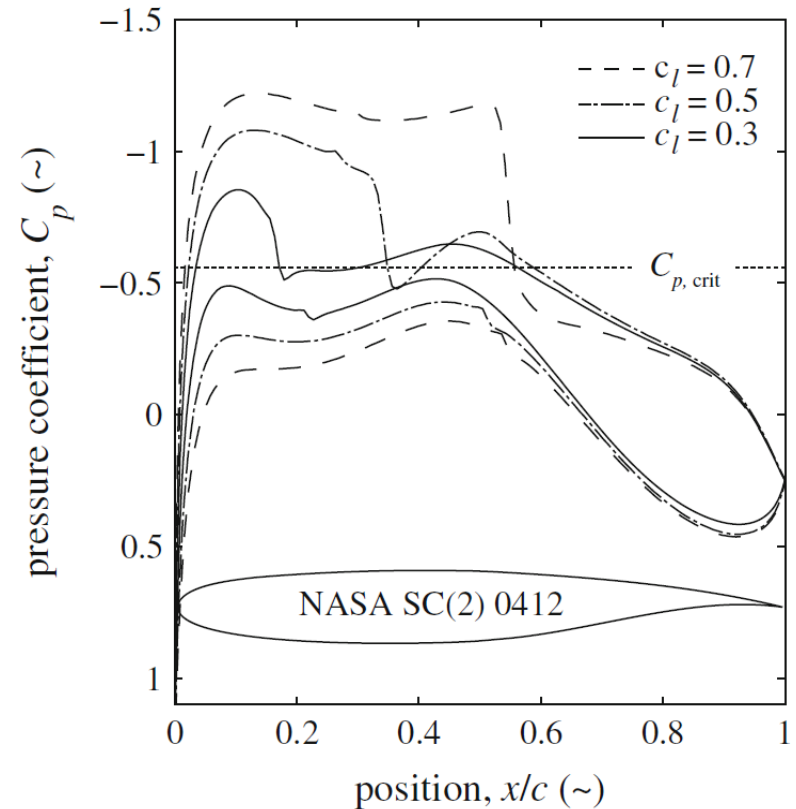
Profile transoniczne/nadkrytyczne

Rozważmy standardowy laminarny profil oraz profil nadkrytyczny w opływie z liczbą Macha 0.75 i liczbie Reynoldsa 20×10^6 . Poniżej przedstawiono porównania rozkładu współczynnika ciśnienia dla trzech wartości współczynnika siły nośnej: $c_l = 0.3$, $c_l = 0.5$, and $c_l = 0.7$.

NACA 66₁-212, $M_\infty=0.75$



Profil nadkrytyczny, $M_\infty=0.75$

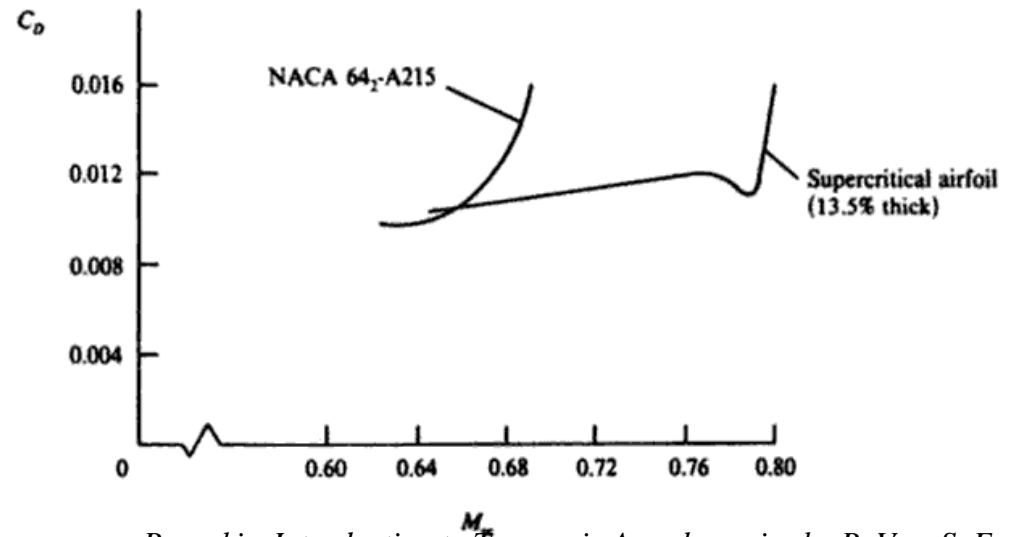
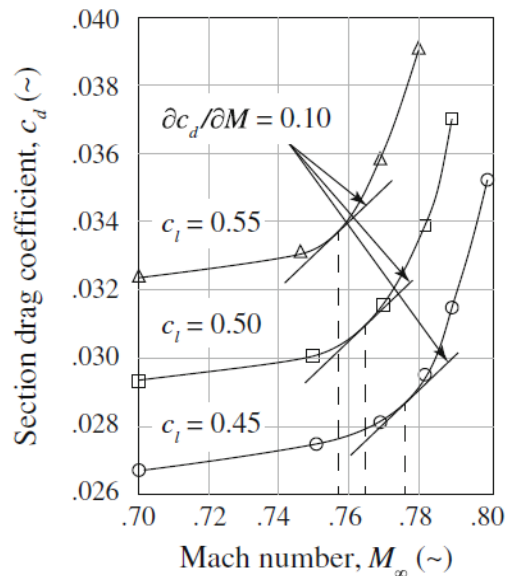


Profile transoniczne/nadkrytyczne

Wprowadźmy kolejną charakterystyczną wartość liczby Macha, tj. Drag Divergence Mach Number, M_{dd} . Jest to wartość liczby Mach w wolnym napływie, M_∞ , jeśli:

$$\left(\frac{dc_d}{dM_\infty} \right)_{c_l=const} = 0.1 \quad (2.7)$$

Powyższy parametr jest bardzo przydatny do określenia liczby Macha powyżej której opór wzrasta w przybliżeniu wykładniczo wskutek występowania silnej bądź silnych fal uderzeniowych. Pokazane poniżej porównanie współczynnika oporu w funkcji liczby Macha dla standardowego profilu i profilu nadkrytycznego wyraźnie pokazuje zaletę profili nadkrytycznych. Mianowicie zwiększenie zakresu liczby Macha między krytyczną liczbą Mach, M_{cr} a Drag Divergence Mach Number, M_{dd} .

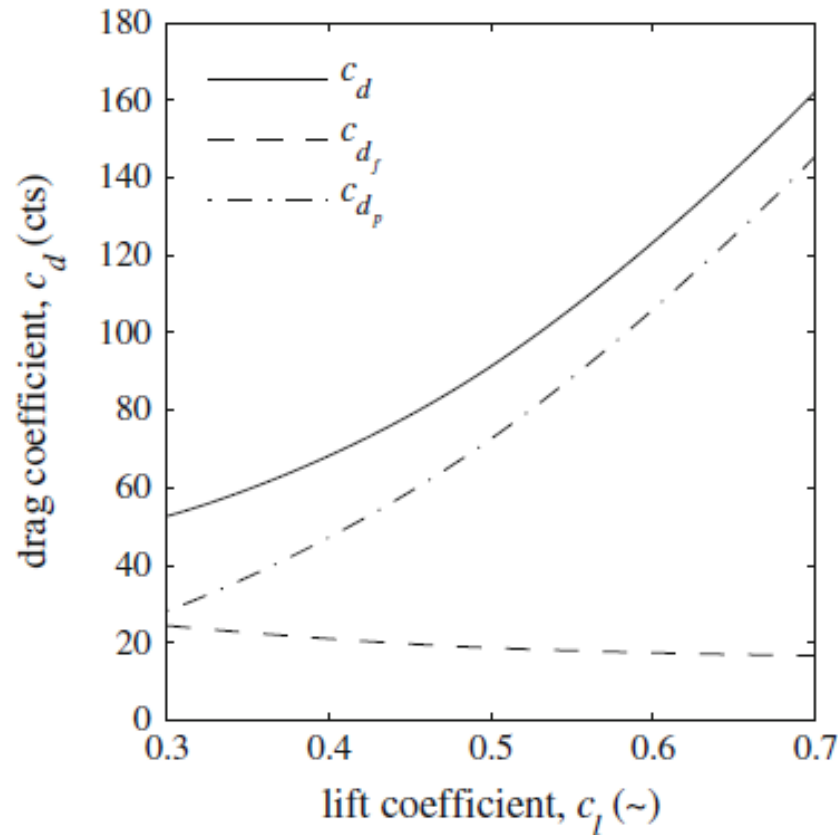


Rysunki z *Introduction to Transonic Aerodynamics* by R. Vos, S. Farokhi oraz
A History of Aerodynamics: And Its Impact on Flying Machines by J.D. Anderson

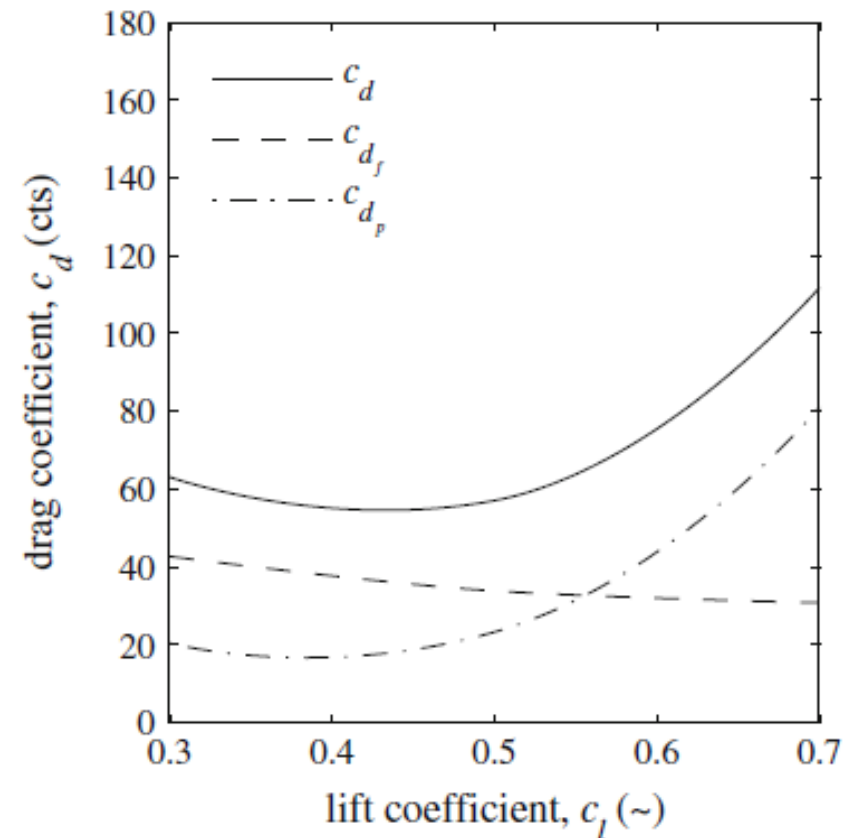
Profile transoniczne/nadkrytyczne

Porównując ponownie standardowy laminarny profil oraz profil nadkrytyczny w opływie z liczbą Macha 0.75 i liczbie Reynoldsa 20×10^6 widzimy wyraźnie mniejszy wzrost oporu ciśnieniowego w zakresie współczynnika siły nośnej od 0.3 do 0.7 w przypadku profilu nadkrytycznego.

NACA 661-212, $M_\infty=0.75$

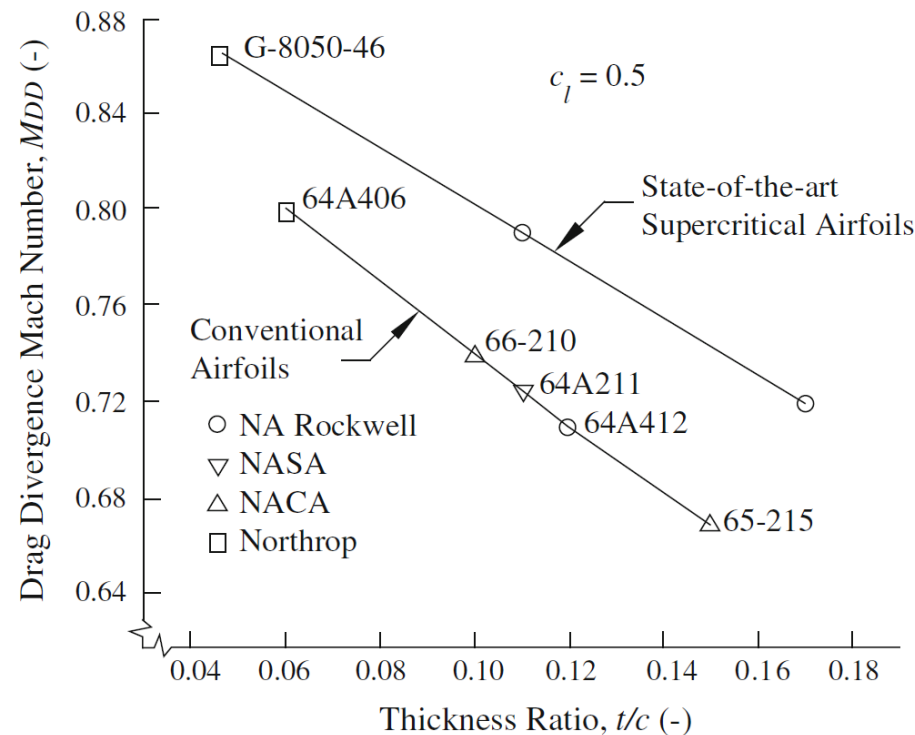


Profil nadkrytyczny, $M_\infty=0.75$



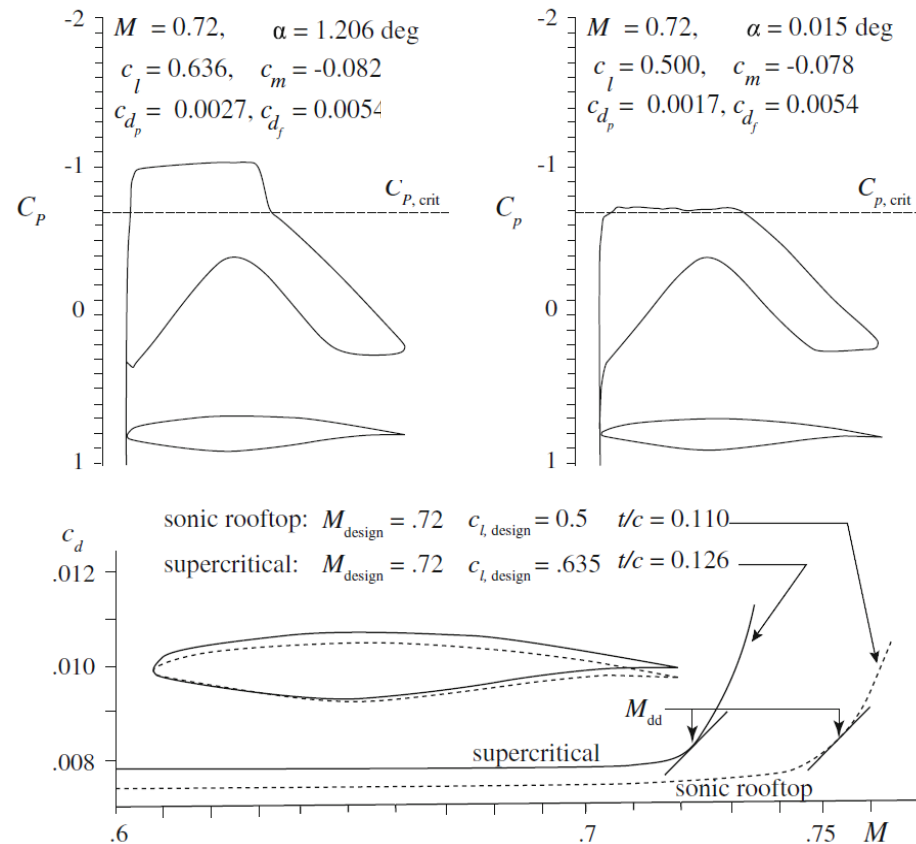
Profile transoniczne/nadkrytyczne

Wpływ grubości profilu na wartość liczby Macha odpowiadającej gwałtownemu wzrostowi współczynnika oporu, drag divergence Mach number M_{dd} , dla standardowych i nadkrytycznych profili został pokazany poniżej. Porównania zostały wykonane dla stałej wartości współczynnika siły nośnej $c_l = 0.5$. Jak można było się spodziewać, wartość liczby Macha odpowiadającej gwałtownemu wzrostowi współczynnika oporu M_{dd} spada w przybliżeniu liniowo wraz ze wzrostem grubości profilu. Jest to bezpośrednio związane ze spadkiem krytycznej liczby Macha w przypadku profili o większej grubości. W całym zakresie rozważanych grubości, profile nadkrytyczne mają wyższą o około 0.06-0.08 wartość liczby Macha M_{dd} .



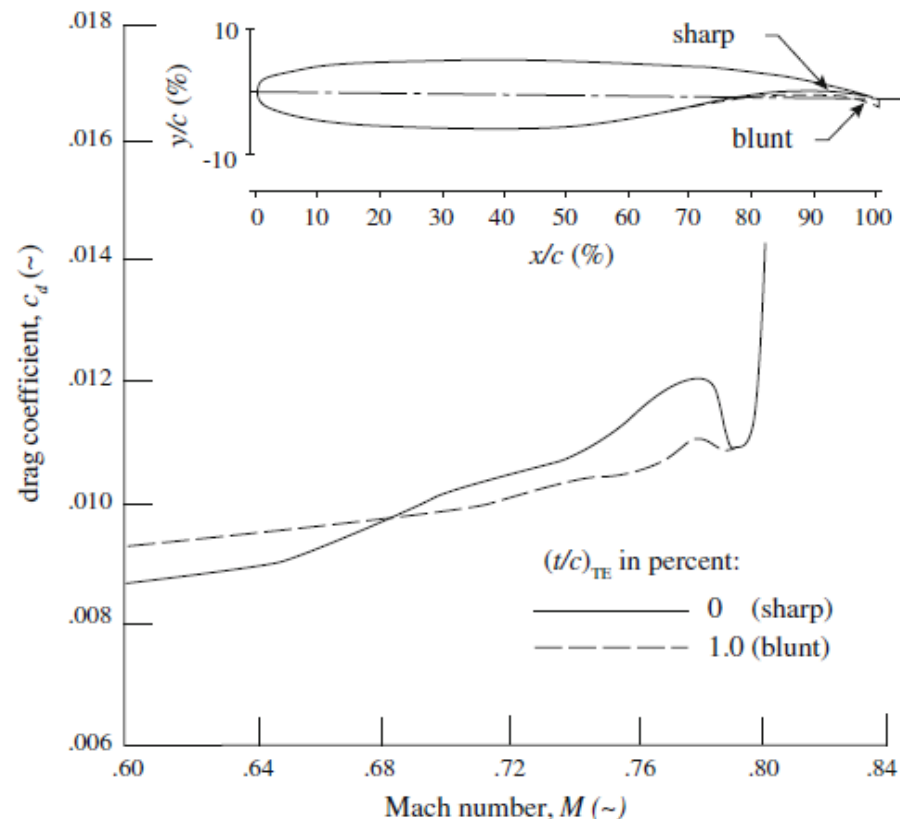
Profile transoniczne/nadkrytyczne

Profile nadkrytyczne z sonicznym przepływem na stronie ssącej. Przepływ soniczny w warunkach projektowych powoduje brak oporu falowego. Profile tego typu pozwalają na jeszcze większe odsunięcie wartość liczby Macha M_{dd} . Niemniej jednak skutkiem takiego podejścia jest cieńsze skrzydło, a co za tym idzie mniej przestrzeni na paliwo. Dodatkowo, w takim przypadku, waga skrzydła nieco wzrasta w wyniku konieczności zastosowania bardziej wytrzymałej konstrukcji skrzydła.



Profile transoniczne/nadkrytyczne

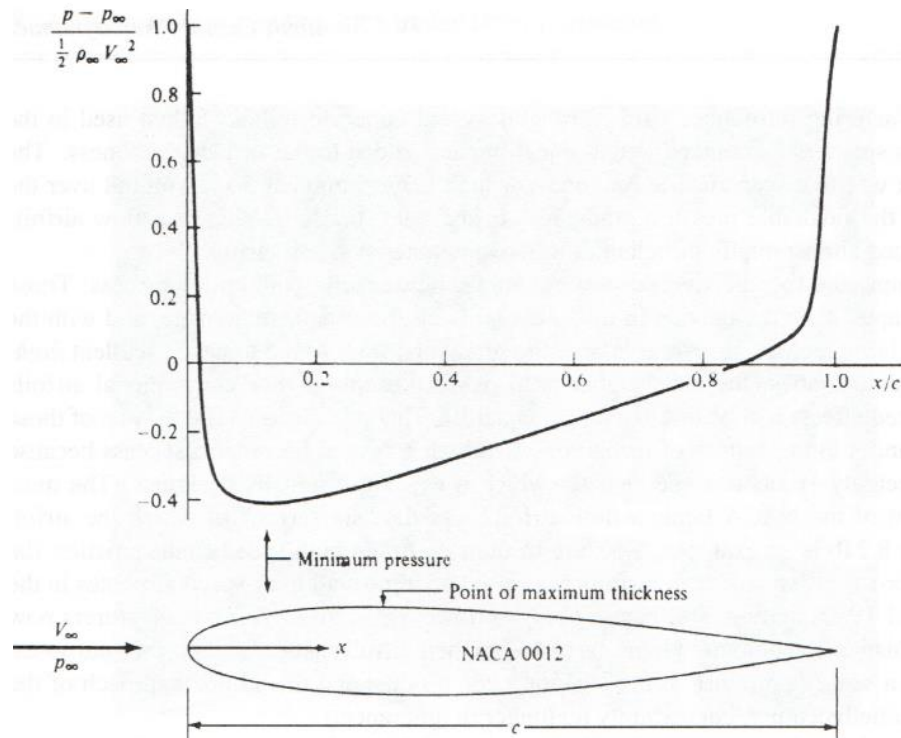
Kolejnym bardzo ciekawym elementem z punktu widzenia projektowania profilu nadkrytycznego jest geometria krawędzi spływu. W przypadku profili transonicznych istotne jest aby kąt ostrza krawędzi spływu był równy zero, jak również aby krawędź spływu miała pewną grubość. Te dwie cechy geometryczne prowadzą to do mniejszego gradientu ciśnienia w okolicy krawędzi spływu, a w konsekwencji do niższego oporu falowego. Wpływ grubości krawędzi spływu na opór falowy dla stałej wartości współczynnika siły nośnej $c_l = 0.7$ został pokazany poniżej.



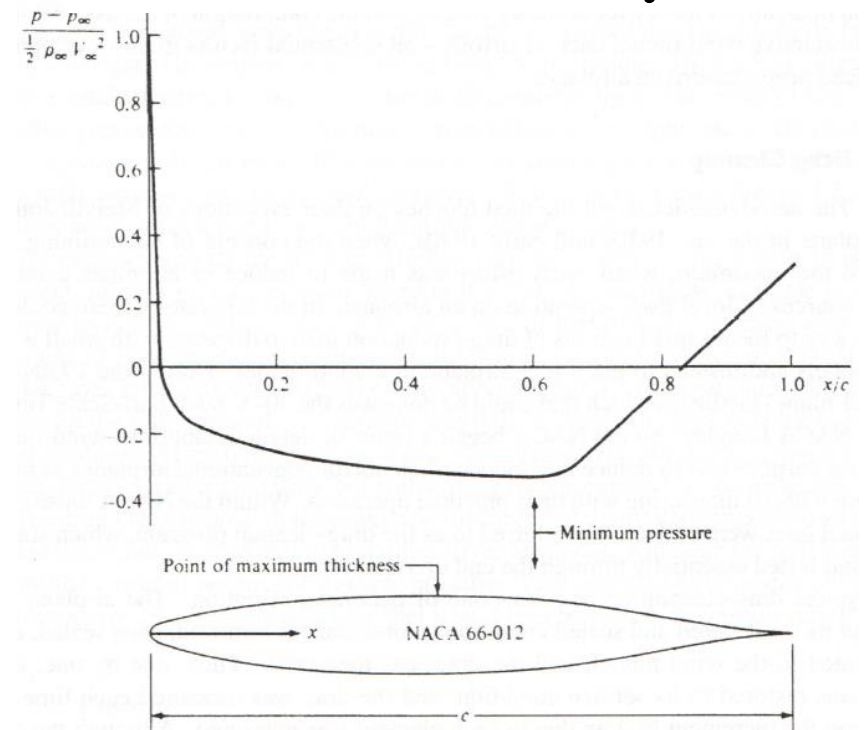
Profile laminarne

Profile laminarne zostały opracowane w celu minimalizacji oporu poprzez zapewnienie korzystnego rozkładu ciśnienia na górnej i dolnej stronie profilu tak aby odsunąć możliwie najdalej w stronę krawędzi spływu przejście laminarno-turbulentne w warstwie przyściennej. Korzystny rozkład ciśnienia to taki w którym ciśnienie na powierzchni płata jest stałe bądź spada w stronę do krawędzi spływu. Jak widać na porównaniach poniżej w przypadku profilu laminarnego ciśnienie osiąga swoje minimum znacznie dalej od krawędzi natarcia, co zapewnia występowanie laminarnej warstwy przyściennej na znacznie większej powierzchni płata (przynajmniej do miejsca w których jest minimum ciśnienia).

Standardowy profil



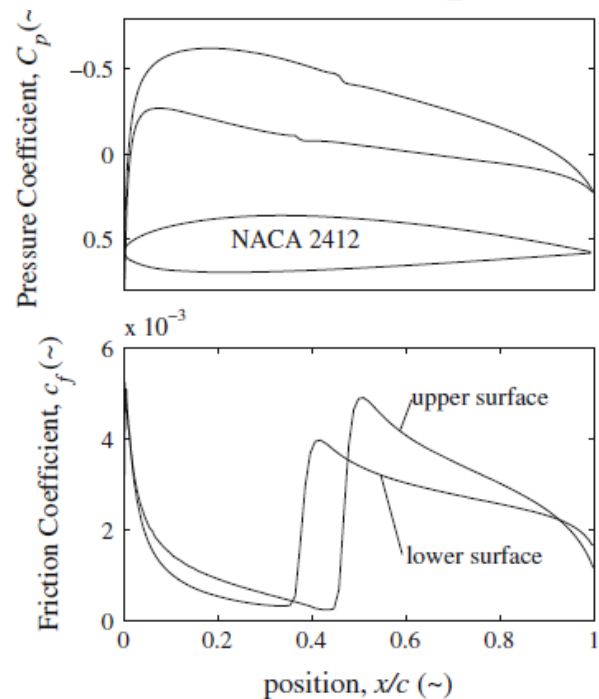
Profil laminarny



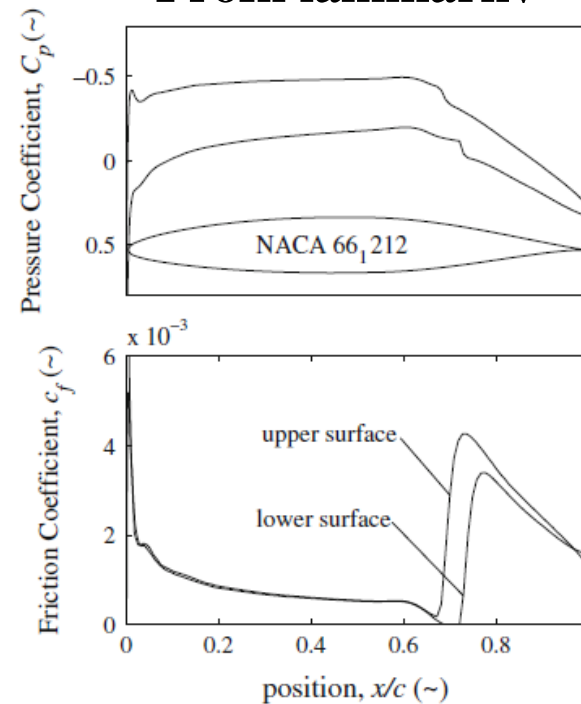
Profile laminarne

Rozważmy dwa profile, z których jeden jest standardowy (NACA 2412) natomiast drugi jest laminarny (NACA 66₁212). Oba profile mają taką samą grubość – 12%, znajdują się w przepływie o jednakowej liczbie Macha – 0.2 oraz liczbie Reynoldsa – 6×10^6 . W celu zapewnienia takiego samego współczynnika siły nośnej $c_l = 0.3$, profil NACA 2412 jest ustawiony na kąt natarcia 0.4deg, natomiast profil NACA 66₁212 na kąt natarcia 0.9deg. Widzimy wyraźnie, iż w przypadku profilu laminarnego przejście laminarno-turbulentnego w warstwie przyściennej występuje bliżej krawędzi spływu. Współczynnik oporu c_d wynosi odpowiednio 0.0051 (51cts) dla NACA 2412 oraz 0.0031 (31cts) dla NACA 66₁212.

Standardowy profil

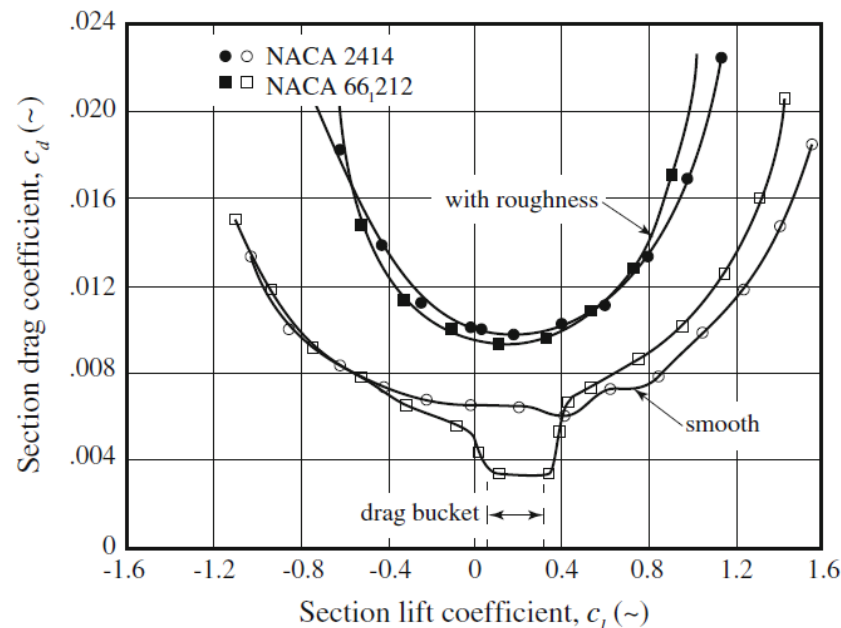


Profil laminarny



Profile laminarne

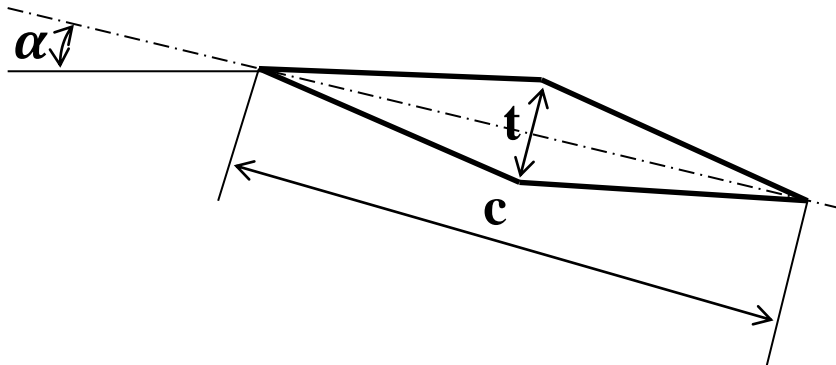
Kontynuując rozważania dotyczące profili NACA 2412 oraz NACA 66₁212 przy użyciu biegunowych profili, tj. $c_d(c_l)$ widzimy wyraźnie, iż w przypadku profilu laminarnego występuje tzw. siodło laminarne. Siodło laminarne pokazuje zakres wartości współczynnika siły nośnej (kątów natarcia) dla których przejście laminarno-turbulentne jest znacznie opóźnione. Generalnie, im większa jest grubość profilu tym szersze jest siodło, wiąże się to jednak ze wzrostem oporu. Położenie siodła względem współczynnika siły nośnej jest natomiast kontrolowane strzałką ugięcia. Siodło laminarne nie występuje w przypadku profili z większą chropowatość powierzchni. Chropowata powierzchnia płata wymusza przepływ turbulentny w warstwie przyściennej. W takim przypadku profile NACA 2412 oraz NACA 66₁212 charakteryzują się podobnym przebiegiem biegunowych.



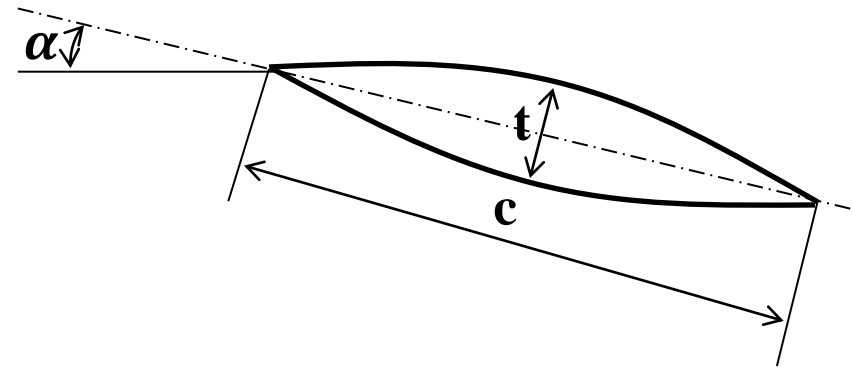
Profile naddźwiękowe

Profile naddźwiękowe różnią się dość istotnie od swoich poddźwiękowych odpowiedników. Ponieważ operują w naddźwiękowych prędkościach ich grubości są znacznie mniejsze. Względna grubość profili naddźwiękowych zmienia się w zakresie od 4% do 7%. Profile naddźwiękowe są zbudowane w zasadzie w oparciu o dwa rodzaje kształtów, tj. kształt podwójnie klinowy oraz dwuwypukły, jak pokazano poniżej. α

Profile klinowe



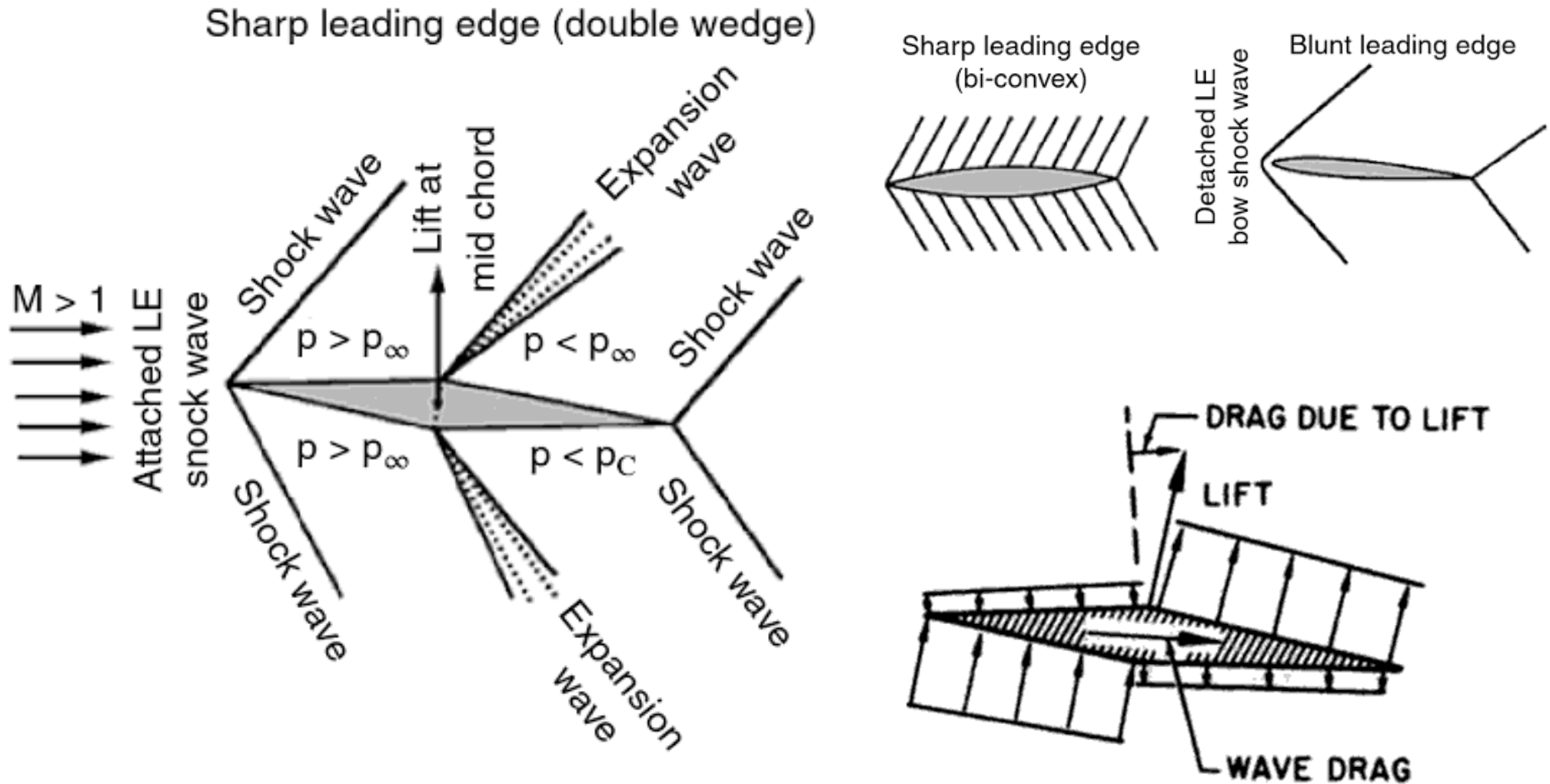
Profile dwuwypukłe



Krawędzie natarcia obu rodzajów profili są ostre. Ma to na celu zapewnienie aby fala uderzeniowa stykała się z krawędzią natarcia. Jest to szczególnie istotne aby uniknąć odsuniętej fali uderzeniowej przed płatem, która prowadzi do znacznego wzrostu oporu falowego. Profile dwuwypukłe są zazwyczaj stosowane do niższych prędkości naddźwiękowych. Natomiast profile klinowe są powszechnie stosowane do wyższych prędkości naddźwiękowych. W przypadku profili naddźwiękowych konieczne jest stosowanie urządzeń hipernośnych, tj. urządzeń zwiększających siłę nośną przy małych prędkościach.

Profile naddźwiękowe

Strukturę przepływu naddźwiękowego dla profili z ostrą oraz zaokrągloną krawędzią natarcia pokazano poniżej. Dodatkowo został pokazany rozkład siły nośnej na profilu klinowym.

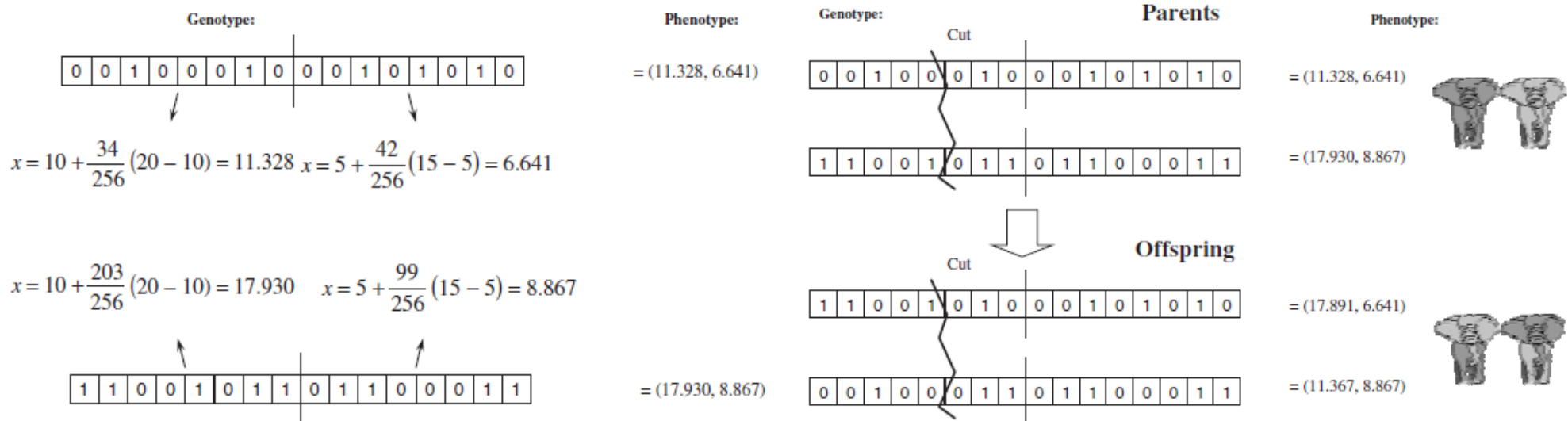


Projektowanie profili: Optymalizacja i odwrócone projektowanie

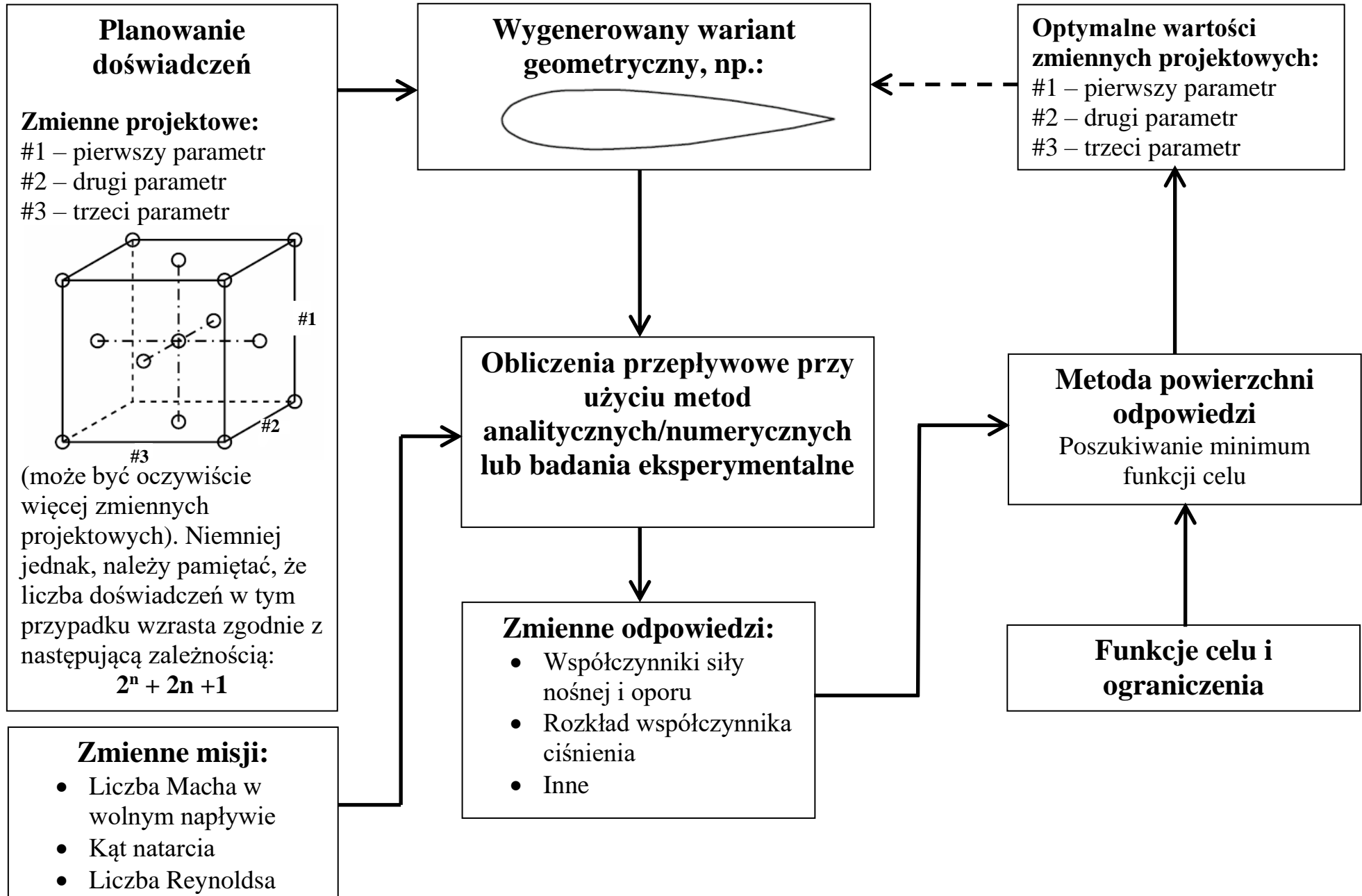
W kontekście projektowania profili aerodynamicznych możemy w zasadzie wyróżnić następujące techniki optymalizacyjne:

- Metody bezpośrednie i gradientowe
- Modele zastępcze, np. planowanie doświadczeń w połączeniu z metodą powierzchni odpowiedzi (ang. Response Surface Methodology, RSM)
- Metody ewolucyjne, np. metoda algorytmów genetycznych

Algorytmy genetyczne są oparte na teorii ewolucji Darwina, która stanowi iż w walce o byt przetrwają tylko osobniki najsilniejsze przekazując potomstwu cechy przystosowawcze. Poniżej został przedstawiony przykład dwóch osobników określonych przy użyciu dwóch zmiennych (w naszym przypadku zmiennych projektowych), jedna w zakresie 10-20, druga w zakresie 5-15.



Metoda powierzchni odpowiedzi (ang. Response Surface Methodology)



Optymalizacja z wykorzystaniem algorytmów genetycznych

