

J. Szantyr – Wykład nr 21 – Aerodynamika płatów nośnych

Płaty nośne są ważnymi elementami wielu wytworów współczesnej techniki.

< Helikoptery



Samoloty



Lotnie



Żagle >

< Kile i stery

Wodoloty

Śruby
okrętowe





Śmigła



Turbiny wodne >

Turbiny
parowe >

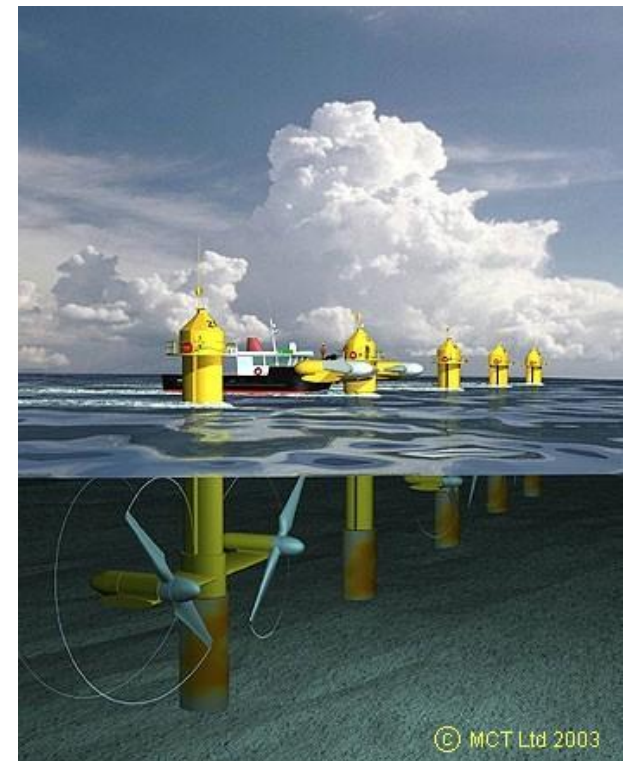




Samochody
wyścigowe

< Pompy

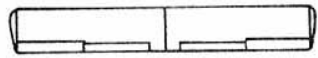
Wiatraki i
turbiny wodne >



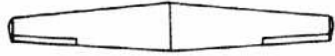
Natura była i jest inspiracją
dla techniki.



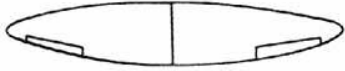
Płaty nośne mogą mieć różne obrysy



Rectangular straight wing



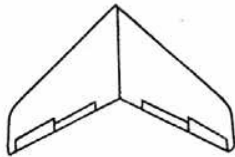
Tapered straight wing



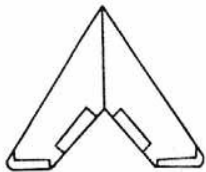
Rounded or elliptical straight wing



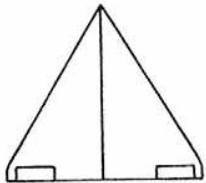
Slightly swept wing



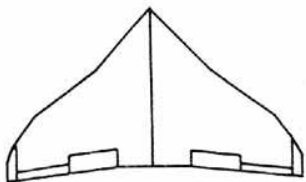
Moderately swept wing



Highly swept wing



Simple delta wing

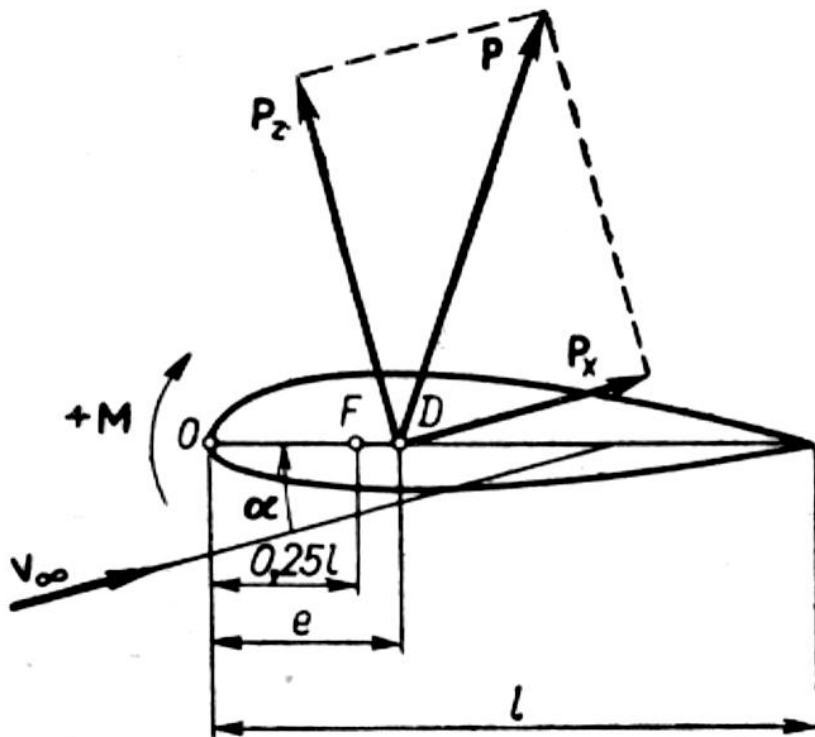


Complex delta wing

(b) Examples of wing planform.



Na każdym obiekcie umieszczonym w przepływie powstaje wypadkowa siła aero- lub hydrodynamiczna. Siłę tę można rozłożyć na składową prostopadłą do kierunku prędkości, zwaną **siłą nośną** oraz składową równoległą do kierunku prędkości, zwaną **siłą oporu**. **Płaty nośne** są obiektami kształtowanymi w taki sposób, aby uzyskać **maksymalną wartość siły nośnej przy minimalnej wartości siły oporu**. O własnościach płata w dużym stopniu decyduje kształt jego przekroju prostopadłego do rozpiętości czyli kształt **profilu aerodynamicznego**.



P – wypadkowa siła aerodynamiczna

P_z - siła nośna

P_x - siła oporu

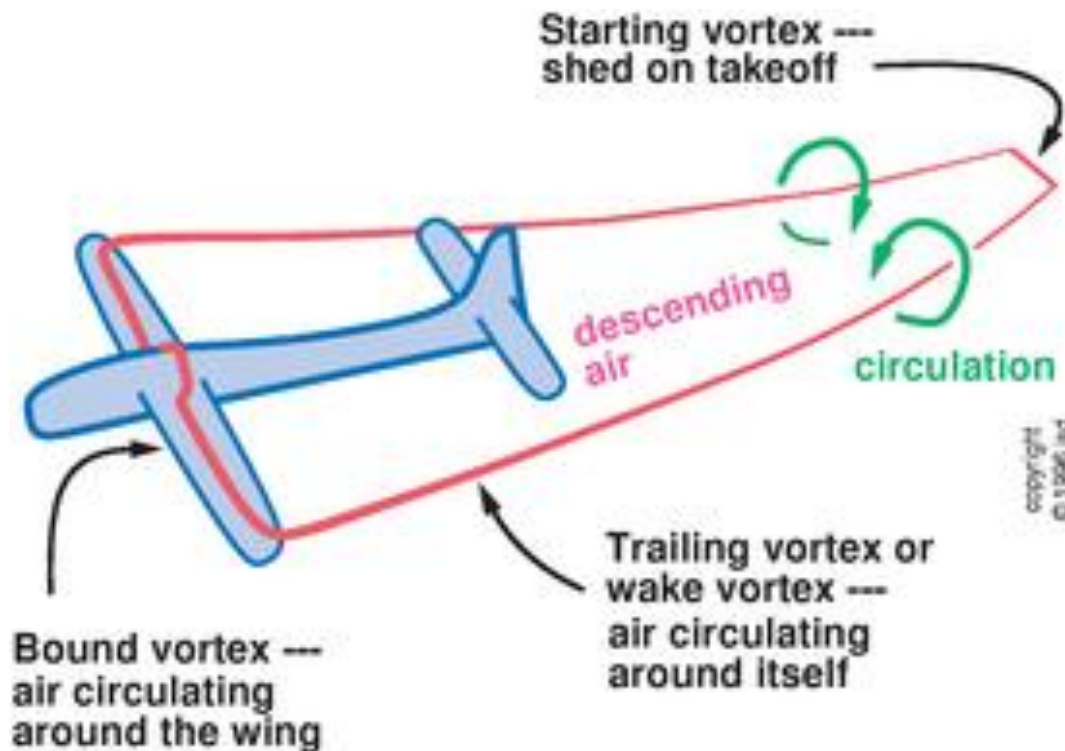
M - moment siły aerodynamicznej

V_∞ - prędkość przepływu

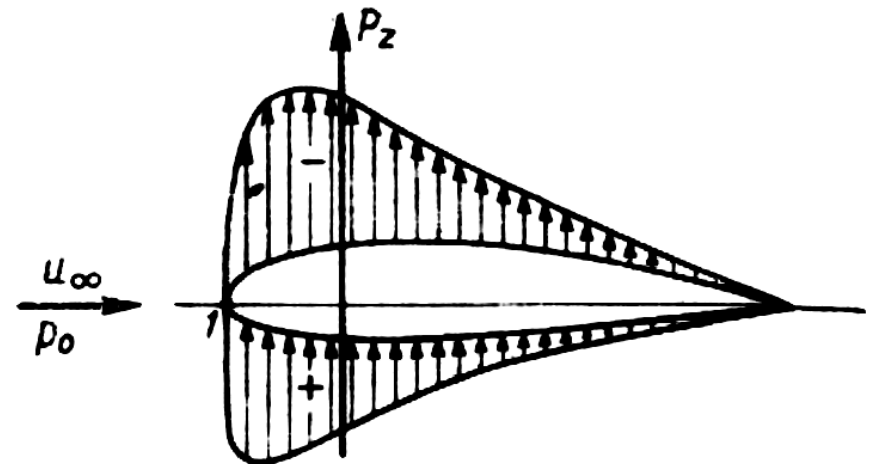
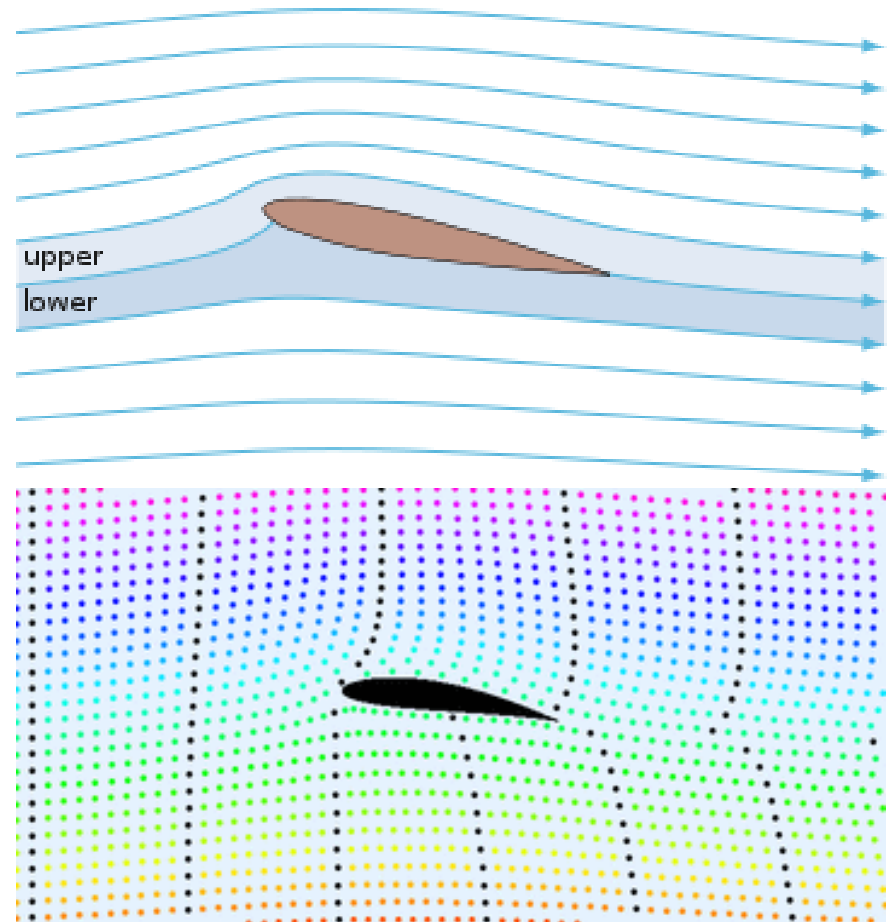
α – kąt natarcia

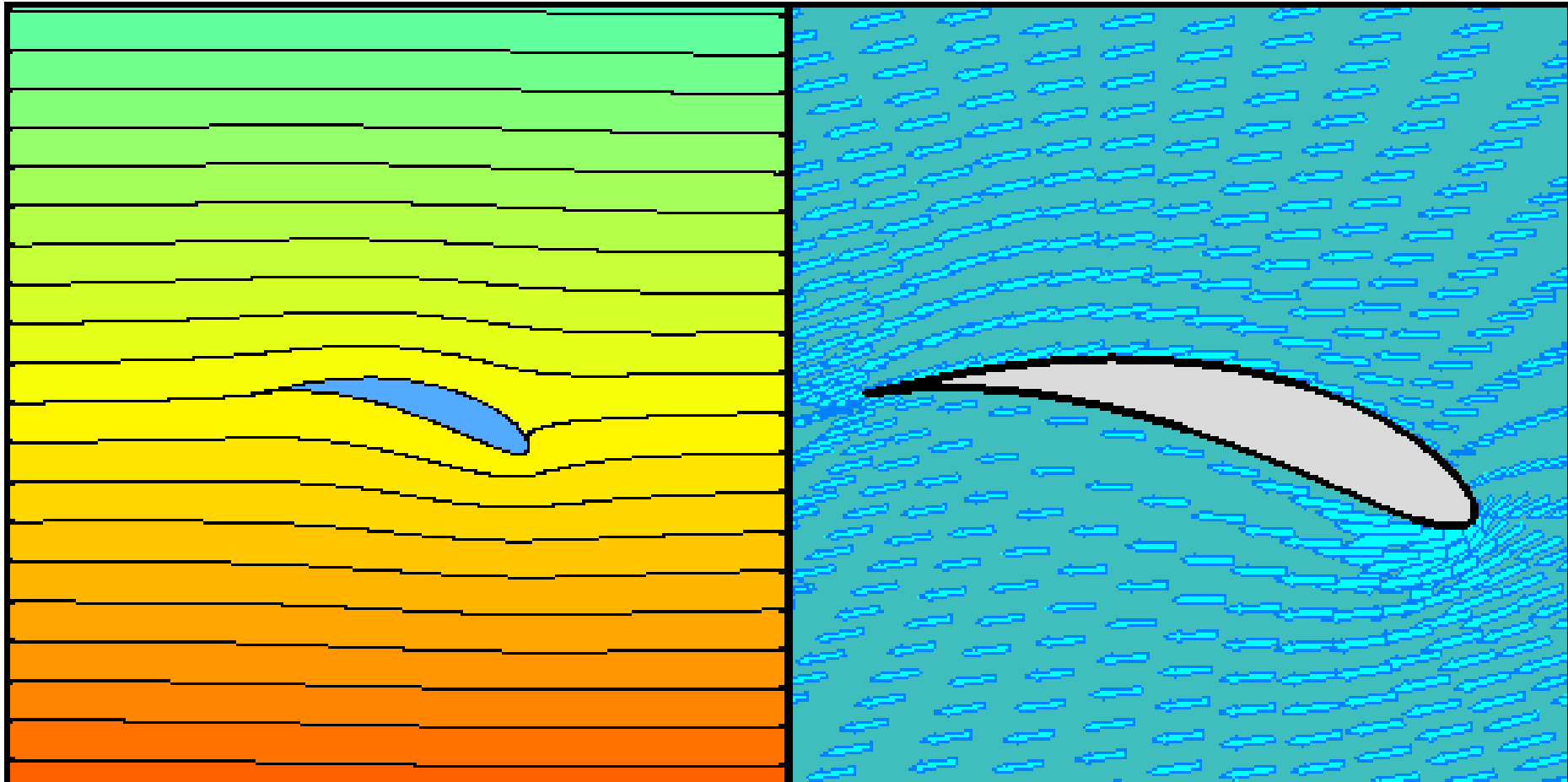
Punkt przyłożenia wypadkowej siły aerodynamicznej D przemieszcza się przy zmieniającym się kącie natarcia, z reguły jednak pozostaje blisko punktu F położonego w odległości $0,25 l$ od krawędzi natarcia, który jest nazywany środkiem aerodynamicznym profilu.

Rzeczywisty opływ płata nośnego może być matematycznie modelowany przy pomocy wiru:



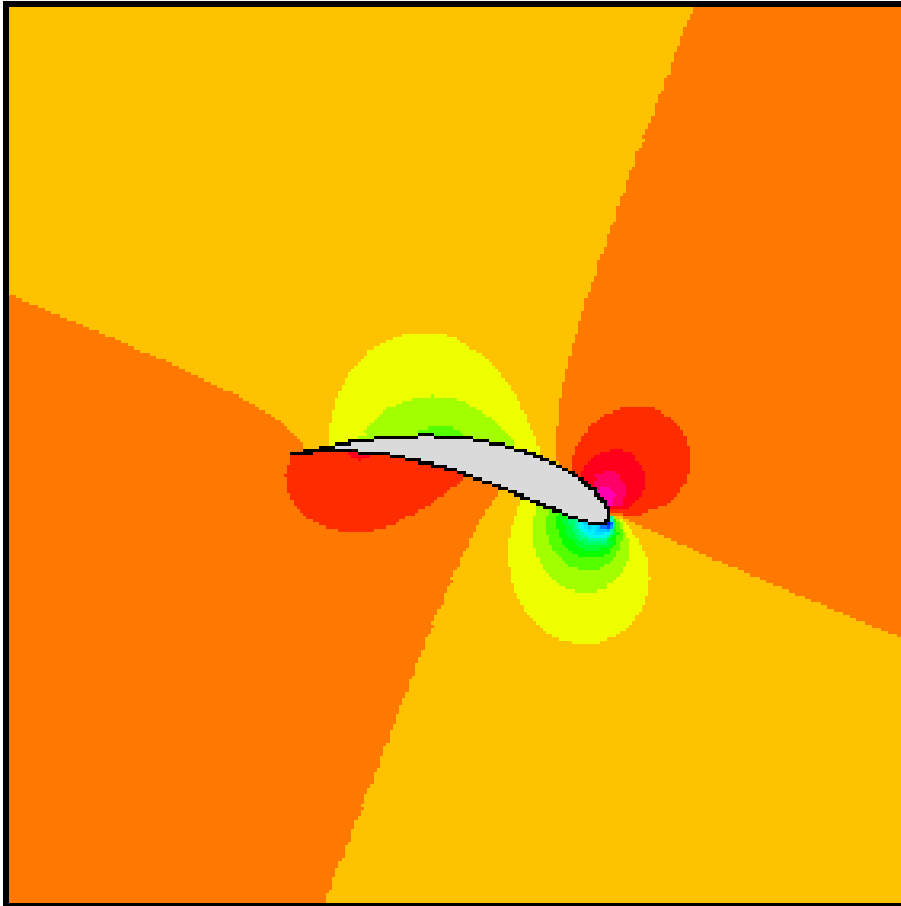
Aby wytworzyć siłę nośną na profilu należy tak go ukształtować, aby powstał na nim tzw. **opływ cyrkulacyjny**, czyli asymetryczny względem kierunku prędkości. Wtedy po jednej stronie profilu prędkość opływu rośnie i jednocześnie ciśnienie spada (jest to tzw. **strona ssąca**), a po drugiej stronie prędkość opływu spada i ciśnienie rośnie (jest to **strona cisnąca**). Ta różnica ciśnień działająca na profil wytwarza siłę nośną. Cyrkulacyjny opływ profilu uzyskuje się albo poprzez wygięcie profilu, albo przez ustawienie go pod pewnym kątem w stosunku do prędkości przepływu, tzw. kątem natarcia. Najczęściej stosuje się odpowiednią kombinację obu sposobów.



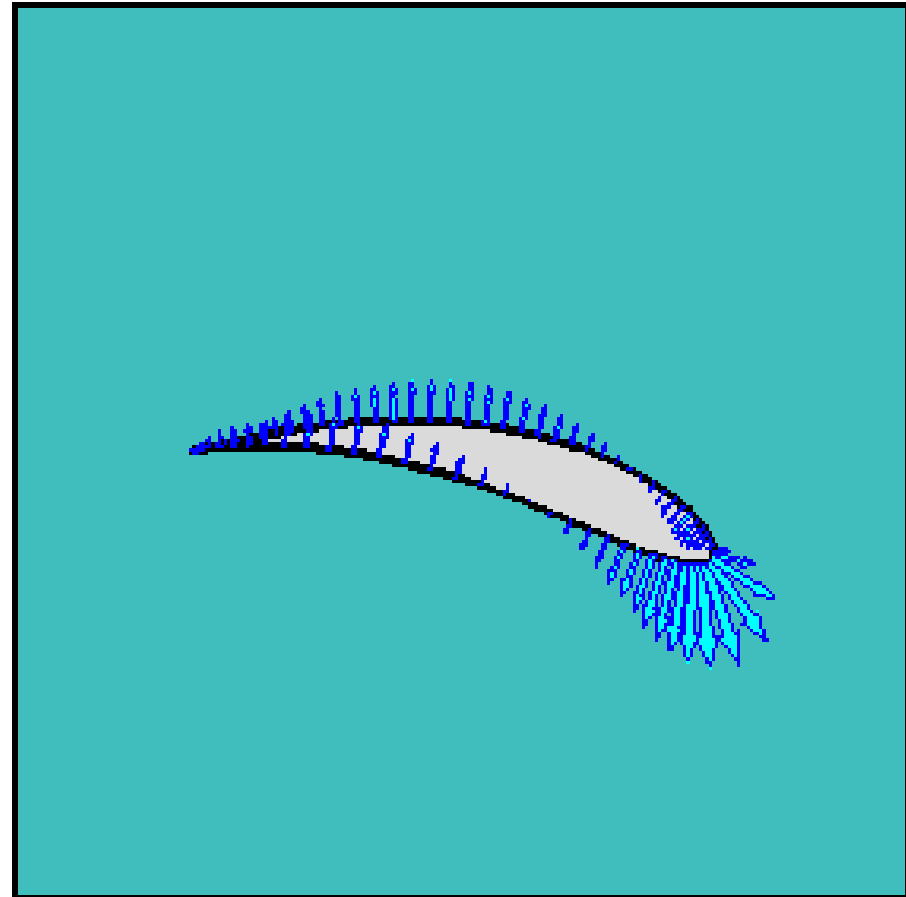


Linie prądu w opływie profilu

Wektory prędkości w opływie profilu



Rozkład ciśnienia na profilu przy zmieniającym się kącie natarcia

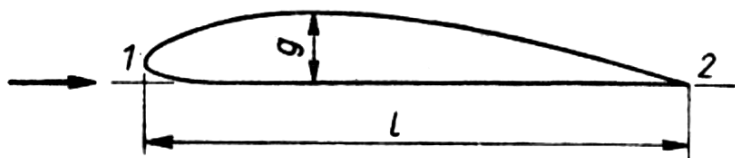


Rozkład elementarnych sił powierzchniowych na profilu przy zmieniającym się kącie natarcia

Geometria profili aerodynamicznych



Profile dzielimy na wklęsło-wypukłe (rysunek górny), płasko-wypukłe (rysunek środkowy), dwuwypukłe (rysunek dolny).

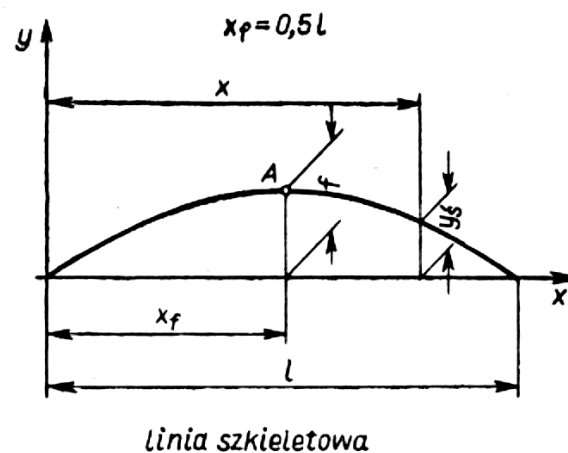
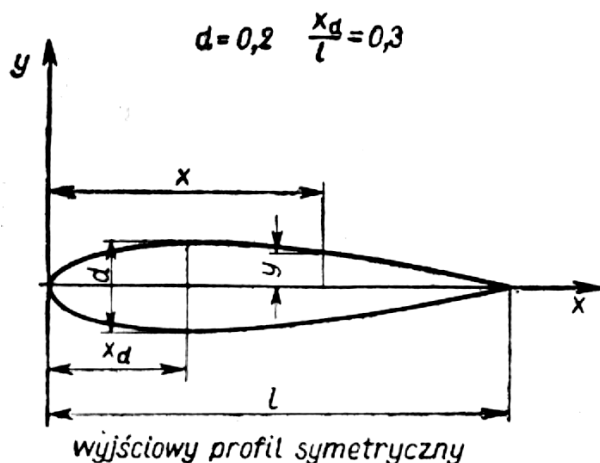


Cięciwa profilu l to odcinek łączący dwa najbardziej oddalone punkty profilu.



Grubość profilu g (lub d) to najdłuższy odcinek prostopadły do cięciwy ograniczony konturem profilu.

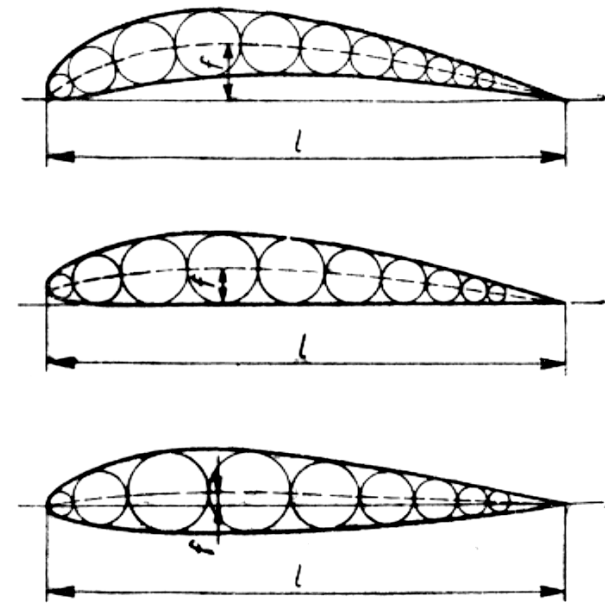
Kształt profilu może być utworzony przez superpozycję profilu symetrycznego i tzw. linii szkieletowej lub linii średniej.



Linia szkieletowa jest to miejsce geometryczne środków okręgów wpisanych w profil.

Ważnym parametrem jest maksymalne wygięcie linii szkieletowej f i jego położenie wzdłuż cięciwy x_f

Innym ważnym parametrem jest położenie maksymalnej grubości x_d



Dostępne są eksperymentalnie określone charakterystyki licznych rodzin profili o systematycznie zmienianych parametrach.

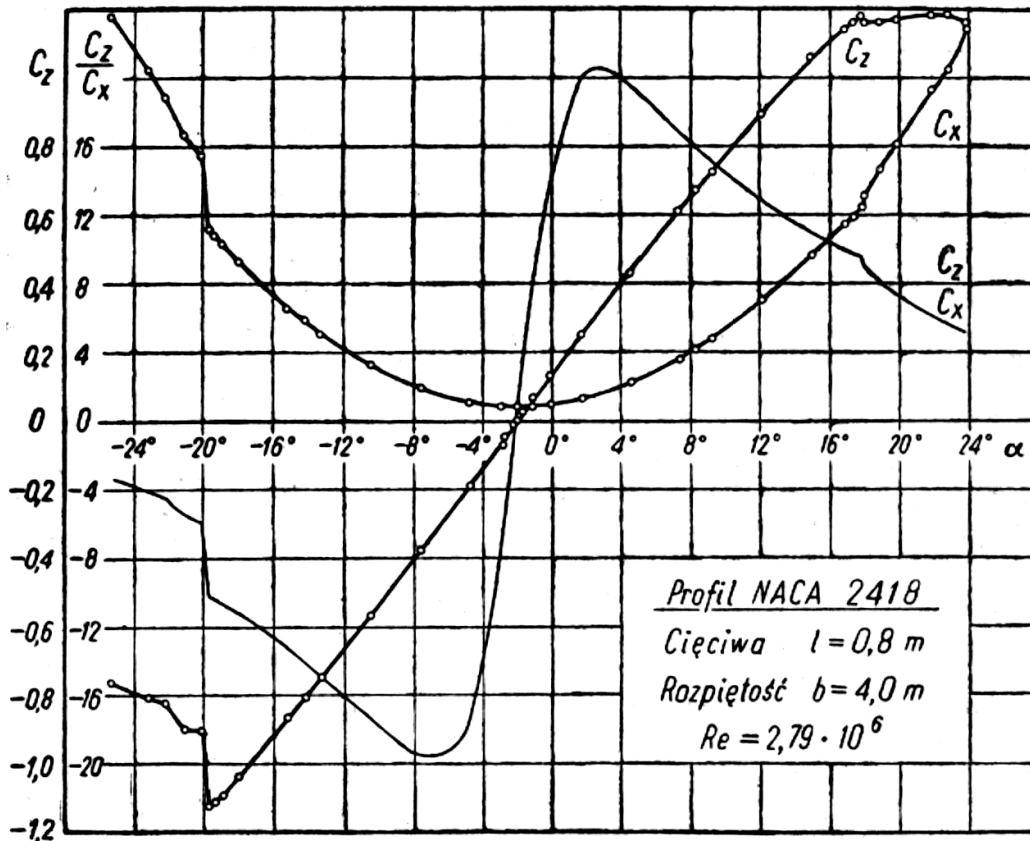
Najbardziej znana jest rodzina profili NACA (National Advisory Committee for Aeronautics - obecnie NASA):

seria czterocyfrowa np. NACA2418:
$$NACA \left[\frac{f}{l} 100 \right] \left[\frac{x_f}{l} 10 \right] \left[\frac{d}{l} 100 \right]$$

seria pięciocyfrowa np. NACA23012:
$$NACA \left[\frac{f}{l} 100 \right] \left[\frac{2x_f}{l} 100 \right] \left[\frac{d}{l} 100 \right]$$

Charakterystyki aerodynamiczne profilu

Charakterystyki aerodynamiczne profilu to zależność współczynników siły nośnej i siły oporu (ewentualnie także momentu) od kąta natarcia.



$$C_Z = \frac{P_Z}{\rho/2 V_\infty^2 S}$$

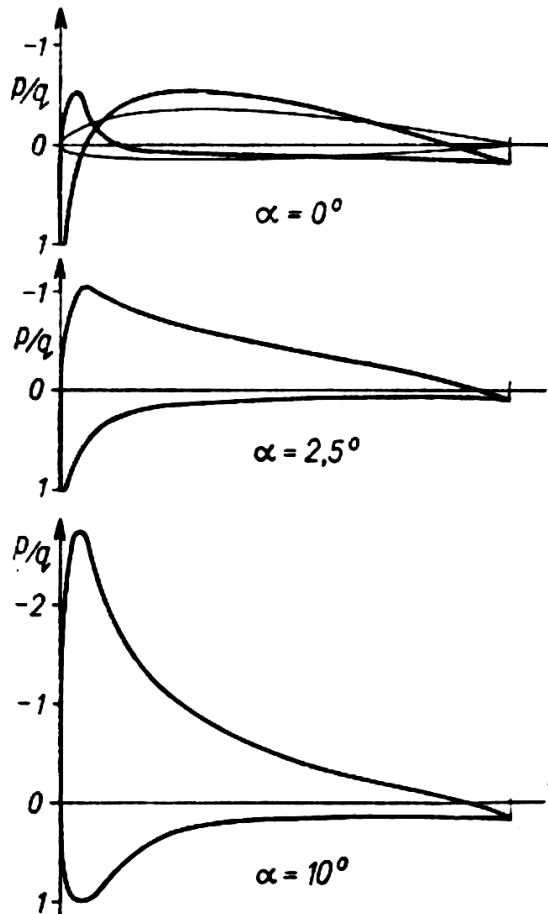
$$C_X = \frac{P_X}{\rho/2 V_\infty^2 S}$$

$$C_M = \frac{M}{\rho/2 V_\infty^2 S l}$$

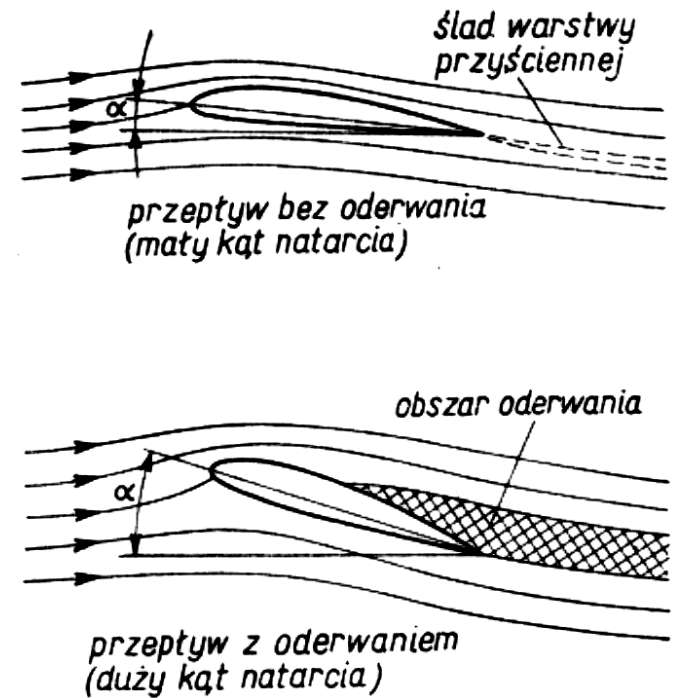
$$\varepsilon = \frac{C_Z}{C_X} \quad \text{współczynnik doskonałości profilu}$$

gdzie S – powierzchnia płata (w przypadku profilu – powierzchnia odcinka o jednostkowej rozpiętości)

Przebieg charakterystyk aerodynamicznych jest odbiciem zmieniających się warunków opływu profilu przy zmieniających się kątach natarcia. Ponadto zależy on od geometrii profilu, liczby Reynoldsa i liczby Macha.



Przy umiarkowanych kątach natarcia siła nośna jest liniową funkcją tego kąta.



Przy dużych kątach natarcia występuje oderwanie przepływu i siła nośna przestaje rosnać pomimo dalszego zwiększania kąta natarcia.

Ważne są szczególne punkty charakterystyk aerodynamicznych profilu:

Kąt zerowej siły nośnej jest proporcjonalny do względnego wygięcia linii szkieletowej profilu:

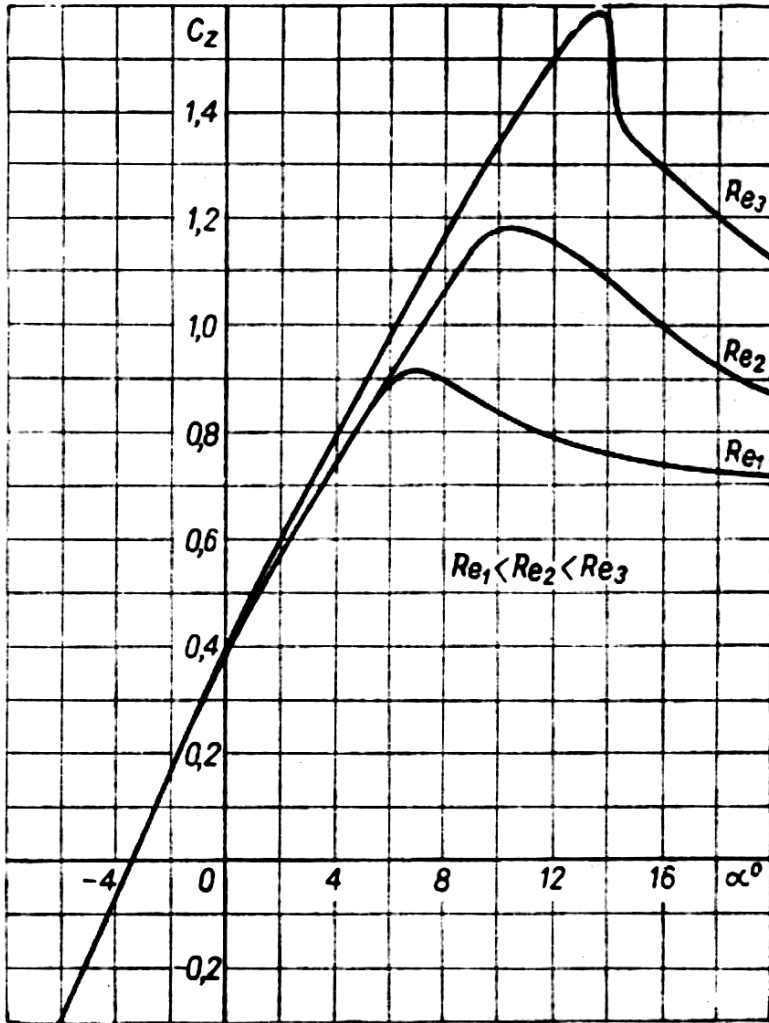
$$\alpha_0 = k \cdot \frac{f}{l}$$

Kąt maksymalnej siły nośnej (krytyczny kąt natarcia) odpowiada wystąpieniu rozwiniętego oderwania przepływu na stronie ssącej profilu. Dla profilu NACA2418 mamy:

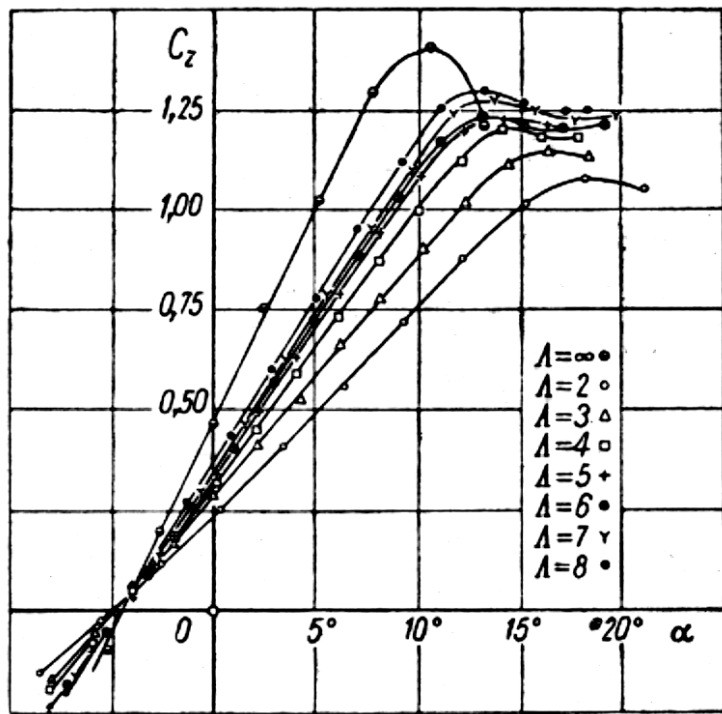
$$\alpha_{kryt} = 17,8^{\circ}$$

Optymalny kąt natarcia odpowiada maksymalnej wartości współczynnika doskonałości profilu. Dla profilu NACA2418 mamy:

$$\alpha_{opt} = 2,6^{\circ} \qquad \varepsilon = 20,6$$



Maksymalny współczynnik siły nośnej osiąga wyższe wartości przy wyższych liczbach Reynoldsa, gdyż wtedy oderwanie przepływu występuje przy wyższych kątach natarcia.



Jeżeli charakterystyki aerodynamiczne są określane dla płata o skończonej rozpiętości, to parametrem silnie wpływającym na przebieg charakterystyk jest wydłużenie płata λ :

$$\lambda = \frac{b^2}{S}$$

gdzie: b – rozpiętość płata

Im mniejsze wydłużenie płata λ tym mniejsze nachylenie krzywej współczynnika siły nośnej i mniejsza maksymalna wartość tego współczynnika. Wynika to z rosnącego znaczenia wtórnego przepływu krawędziowego, który prowadzi do wyrównywania różnicy ciśnień pomiędzy stroną ssącą i cisnącą płata w rejonach bliskich krawędzi. Wartość $\lambda = \infty$ oznacza charakterystyki aerodynamiczne profilu. Z kolei współczynnik oporu rośnie przy malejącym wydłużeniu płata.

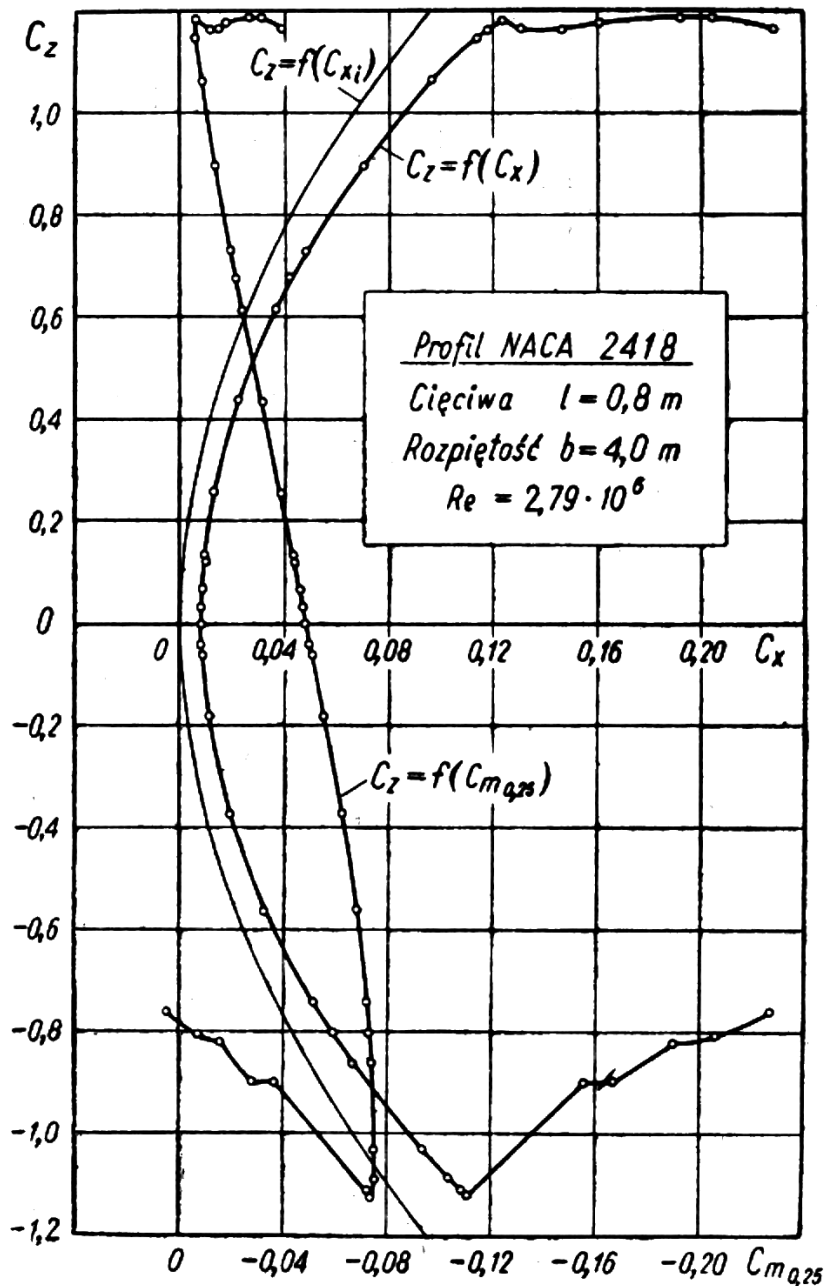
W oparciu o znane charakterystyki aerodynamiczne profilu można ustalić charakterystyki aerodynamiczne płata o skończonej rozpiętości zbudowanego z takich profili. Na przykład dla płata o obrysie prostokątnym mamy:

$$\alpha = \alpha_{\infty} + \frac{C_z(1 + \tau)}{\pi\lambda}$$

$$C_x = C_{x\infty} + \frac{C_z^2(1 + \delta)}{\pi\lambda}$$

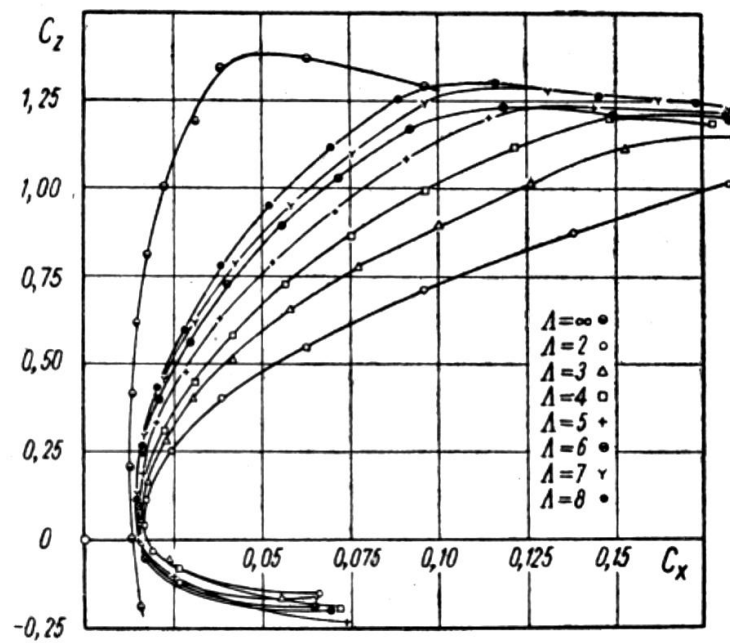
Przy znanym współczynniku siły nośnej i kącie natarcia profilu wzór 1 pozwala określić kąt natarcia płata o danym wydłużeniu dający ten sam współczynnik siły nośnej. Wzór 2 pozwala określić współczynnik oporu płata przy tym kącie natarcia jeżeli znany jest współczynnik oporu profilu.

λ	τ	δ
3	0,11	0,022
4	0,14	0,033
5	0,16	0,044
6	0,18	0,054
7	0,20	0,064
8	0,22	0,074
9	0,23	0,083



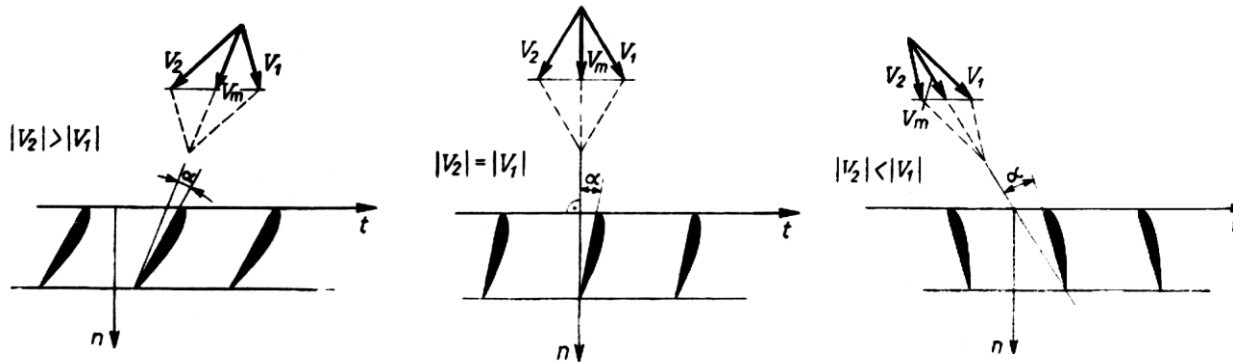
Charakterystyki aerodynamiczne mogą być przedstawione w formie tzw. wykresu biegunowego.

Na takim wykresie też można przedstawić wpływ wydłużenia płata na jego charakterystyki



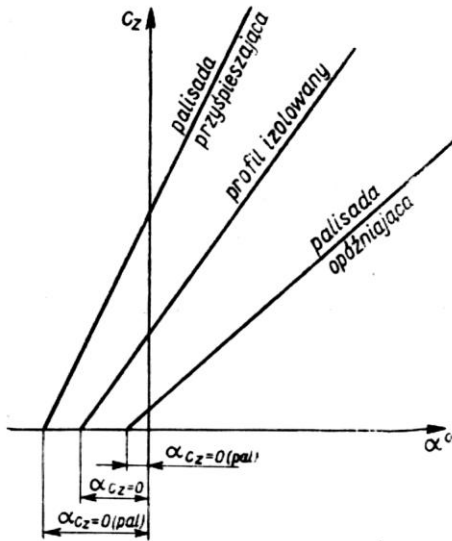
Palisady profili

Płaty nośne tworzące np. wirniki turbin lub pomp oddziałują ze sobą, zmieniając swoje charakterystyki. Zjawisko to można przedstawić na przykładzie tzw. palisady profili.



prędkość na
wlocie - V_1

prędkość na
wylocie - V_2



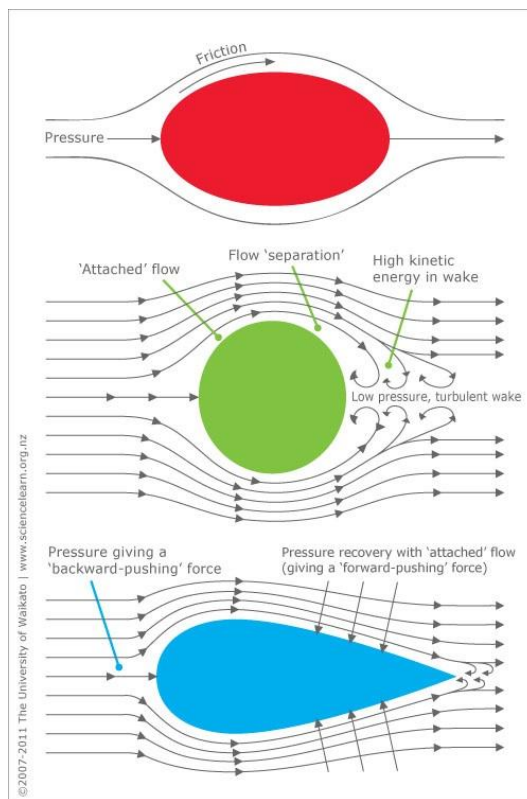
Palisada przyspieszająca – prędkość na wylocie jest większa od prędkości na wlocie (turbiny reakcyjne)

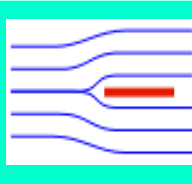
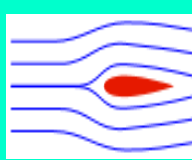
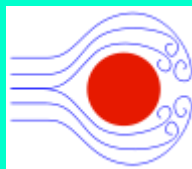
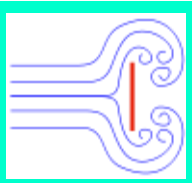
Palisada neutralna – moduły prędkości na wylocie i wlocie są takie same (turbiny akcyjne)

Palisada opóźniająca – prędkość na wylocie jest mniejsza od prędkości na wlocie (pompy)

Mały gratisowy dodatek o oporze aero- lub hydrodynamicznym

Opór aerodynamiczny możemy podzielić na **opór kształtu** i **opór tarcia**. **Opór kształtu** może być obliczony przez całkowania naprężeń normalnych po powierzchni ciała. Opór kształtu jest związany z formowaniem się warstwy przyściennej na powierzchni ciała i z ewentualnym wystąpieniem oderwania tej warstwy. **Opór tarcia** może być obliczony poprzez całkowanie naprężeń stycznych po powierzchni ciała. Opór tarcia jest związany z lokalnymi współczynnikami tarcia na powierzchni ciała i z chropowatością tej powierzchni w relacji do lokalnej grubości podwarstwy lepkiej w warstwie przyściennej. Opór kształtu i opór tarcia tworzą razem **opór lepkościowy**. Proporcje udziału obu składników w oporze lepkościowym zależą od geometrii ciała.



Ciało	Opór kształtu [%]	Opór tarcia [%]
	0	100
	10	90
	90	10
	100	0

Opór ciała może być obliczony według wzoru:

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 S_{REF}$$

Gdzie S_{REF} jest powierzchnią referencyjną, którą może być alternatywnie:

-Powierzchnia rzutu czołowego ciała (np. w przypadku pojazdów lub innych obiektów generujących głównie opór,

$$S_{REF} = A$$

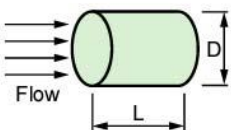
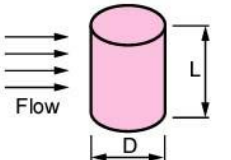
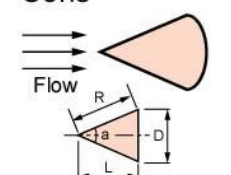
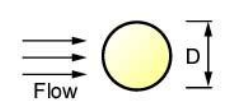
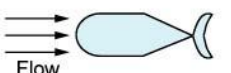
-Powierzchnia rzutu ciała na płaszczyznę przepływu niezakłóconego w przypadku płaskich płyt i płatów nośnych lub rzeczywista powierzchnia ciała w przypadku brył,

$$S_{REF} = S$$

-Trzeci pierwiastek z kwadratu objętości ciała w przypadku obiektów typu okręt podwodny itp.











$$S_{REF} = \sqrt[3]{V_{VOL}^2}$$

W każdym ww. przypadku współczynnik oporu C_D może mieć inną wartość dla tego samego ciała.






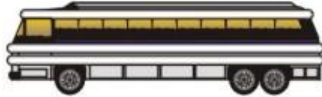


Column (parallel flow)		Project area $S_1 = \frac{\pi D^2}{4}$	Surface area $S_2 = \pi DL + \frac{\pi D^2}{2}$	Volume-base, $Q^{2/3}$ $S_3 = \left(\frac{\pi D^2 L}{4}\right)^{2/3}$
	L/D=1	0.91	0.15	0.84
	L/D=2	0.85	0.085	0.49
	L/D=4	0.87	0.048	0.32
	L/D=7	0.99	0.033	0.25
Column (vertical flow)		Project area $S_1 = \frac{\pi D^2}{4}$	Surface area $S_2 = \pi DL + \frac{\pi D^2}{2}$	Volume-base, $Q^{2/3}$ $S_3 = \left(\frac{\pi D^2 L}{4}\right)^{2/3}$
	L/D=1	0.63	0.13	0.74
	L/D=2	0.68	0.17	1.01
	L/D=5	0.74	0.21	1.49
	L/D=10	0.82	0.25	2.07
	L/D=40	0.98	0.31	3.93
L/D=∞	1.20	---	---	
Cone		Project area $S_1 = \frac{\pi D^2}{4}$	Surface area $S_2 = \frac{\pi RD}{8} + \frac{\pi D^2}{4}$	Volume-base, $Q^{2/3}$ $S_3 = \left(\frac{L \pi D^3}{3 \cdot 4}\right)^{2/3}$
	a=30°	0.34	0.039	0.43
	a=60°	0.51	0.34	1.08
Sphere		Project area $S_1 = \frac{\pi D^2}{4}$	Surface area $S_2 = \pi D^2$	Volume-base, $Q^{2/3}$ $S_3 = \left(\frac{\pi D^3}{6}\right)^{2/3}$
	Re < Re _c	0.47	0.12	0.18
	Re > Re _c	0.10	0.025	0.039
Re _c : Critical Reynolds Number = 3 × 10 ⁵				
Fish robot (PF-600D)		Project area $S_1 = 2.75 \times 10^{-2} \text{ [m}^2\text{]}$	Surface area $S_2 = 1.79 \times 10^{-1} \text{ [m}^2\text{]}$	Volume-base, $Q^{2/3}$ $S_3 = 1.72 \times 10^{-2} \text{ [m}^3\text{]}$
	Re = 5 × 10 ⁵	0.17	0.016	0.11
	Re = 1.6 × 10 ⁶	0.27	0.026	0.17

Współczynniki oporu są generalnie funkcją liczby Reynoldsa i kształtu ciała. W praktyce są ustalane eksperymentalnie dla ciał o ustalonej geometrii lub wyznaczane na podstawie empirycznych wzorów przybliżonych.

$$F_w = \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A \cdot c_w$$

Object	Air Velocity	Shape	C_D
Parachute	→		1.35
Flat plate (Square)	→		1.17
Flat top tractor	→		0.99*
High roof sleeper (van trailer at 18° gap)	→		0.60**
Cone (60°)	→		0.51
Hemisphere	→		0.41
Thunderbird (1984 Ford)	→		0.35
Cone (30°)	→		0.34
Sphere	→		0.10
Airfoil	→		0.05

Widerstandsbeiwerte c_w

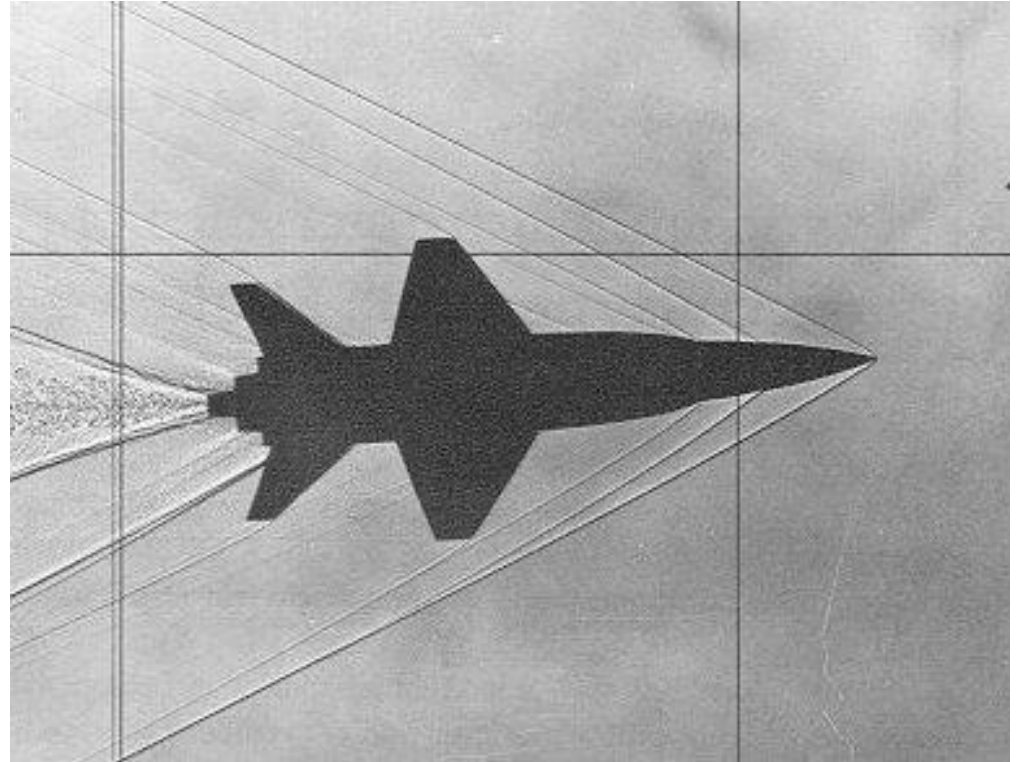
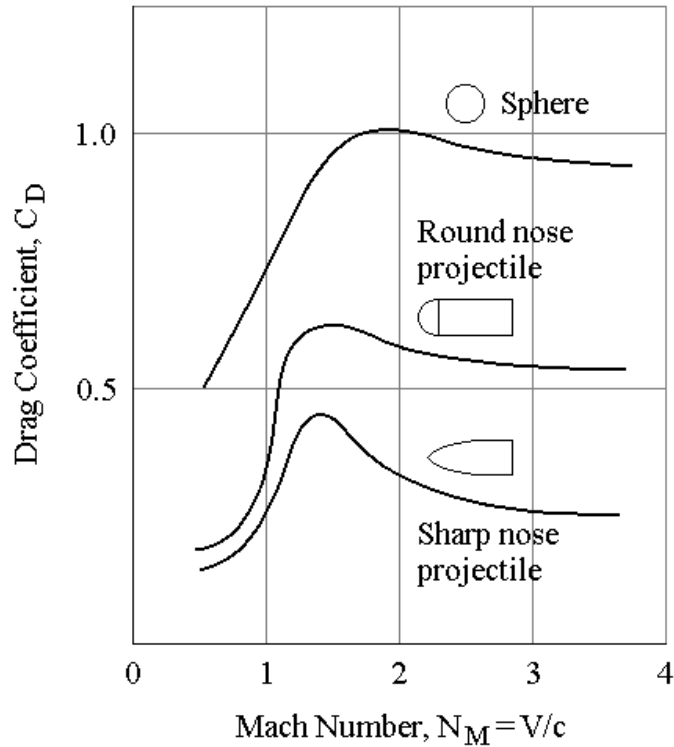
	0,28	Sportwagen
	0,30	PKW
	0,30	Großraum-PKW
	0,42	Lieferwagen
	0,56	Lastwagen
	0,66	Bus
	0,71	Auflieger
	1,1	Auflieger US

W szczególnych sytuacjach oprócz oporu lepkościowego można wyróżnić dodatkowe składniki oporu. Są to **opór falowy** i **opór indukowany**.

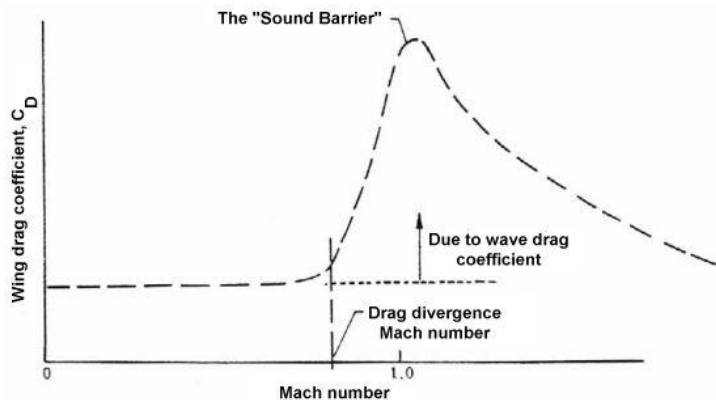
Opór falowy jest konsekwencją generowania układu falowego przez ciało poruszające się w płynie. Może on wystąpić w gazach w przepływie okołodźwiękowym lub naddźwiękowym (tworzenia układu fal uderzeniowych) lub w cieczach w przypadku ciała poruszającego się na granicy rozdziału fazy ciekłej i gazowej lub w pobliżu tej granicy, zarówno od strony cieczy jak i od strony gazu (tworzenie układu fal grawitacyjnych).

Opór indukowany powstaje na płatach o skończonej rozpiętości, generujących siłę nośną. Jest on konsekwencją tworzenia się za takimi płatami układu wirów spływających, które zmieniają kąt natarcia płata i powiększają jego opór.

Opór falowy w gazach

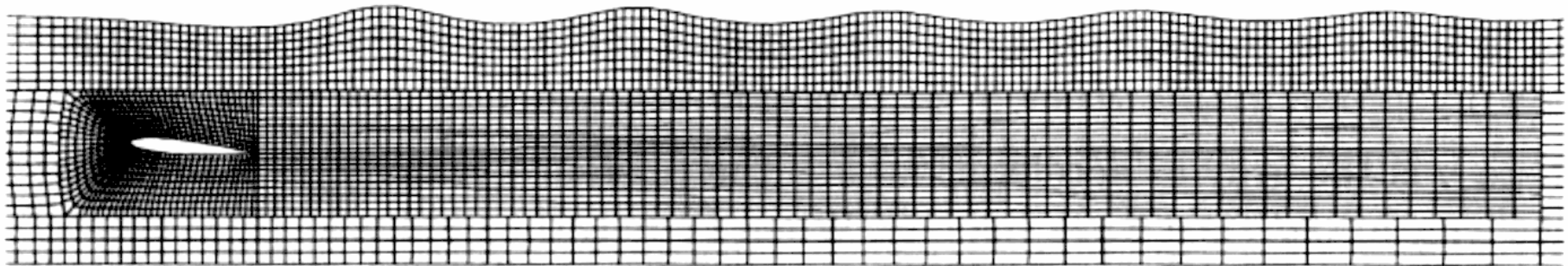


Opór falowy w gazach jest konsekwencją rozpraszania energii poruszającego się ciała na wytworzenie układu fal uderzeniowych. Wielkość tego oporu jest zależna od liczby Macha (czyli relacji prędkości ruchu ciała do lokalnej prędkości dźwięku) oraz od geometrii samego ciała.



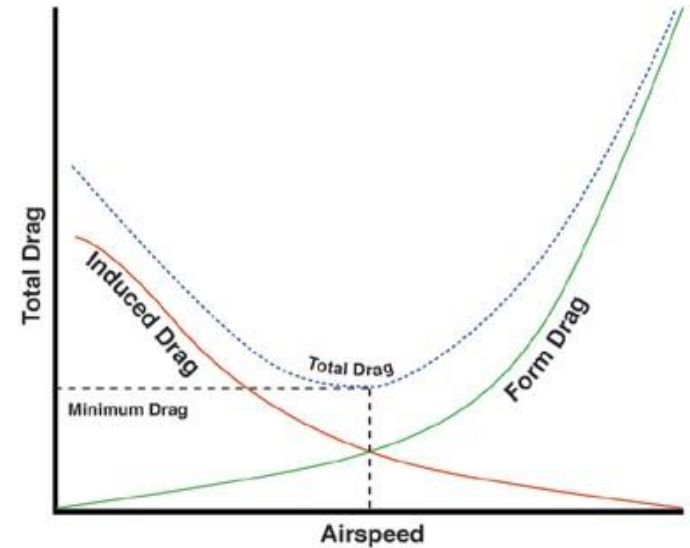
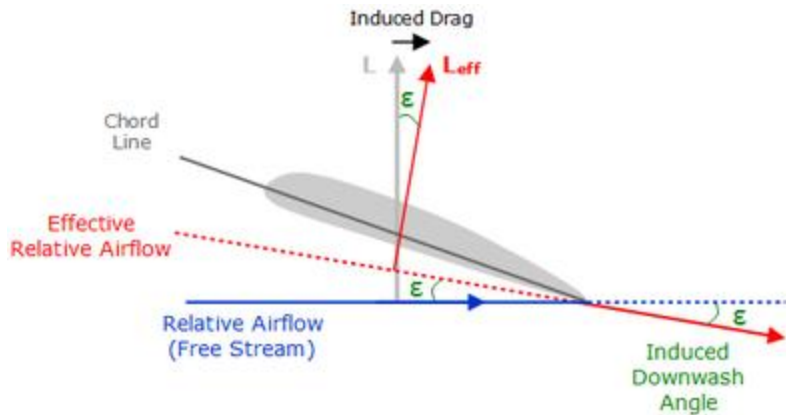
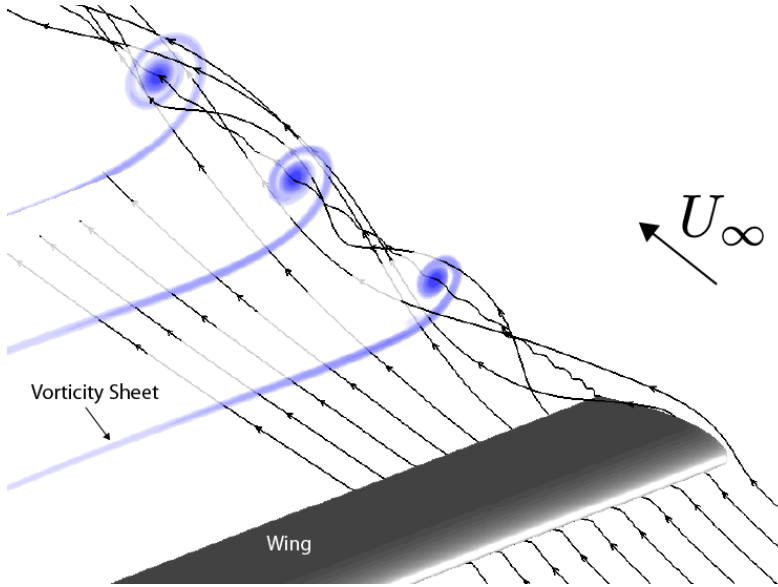
Opór falowy w cieczech

Opór falowy w cieczech jest konsekwencją rozpraszania energii ciała poruszającego się na, nad lub pod swobodną powierzchnią cieczy na wytworzenie układu fal grawitacyjnych na tej powierzchni. Wielkość tego oporu jest zależna od liczby Froude'a (czyli relacji sił bezwładności do sił masowych) oraz od geometrii ciała.



Opór indukowany

Opór indukowany jest konsekwencją tworzenia się układu wirów swobodnych za płatem nośnymi o skończonej rozpiętości. Ten układ indukuje na płacie składową prędkości prostopadłą do płata i zmniejszającą kąt natarcia o ϵ (tzw. downwash angle). Powoduje to pewne zmniejszenie siły nośnej i powstanie dodatkowego składnika oporu, tzw. oporu indukowanego.



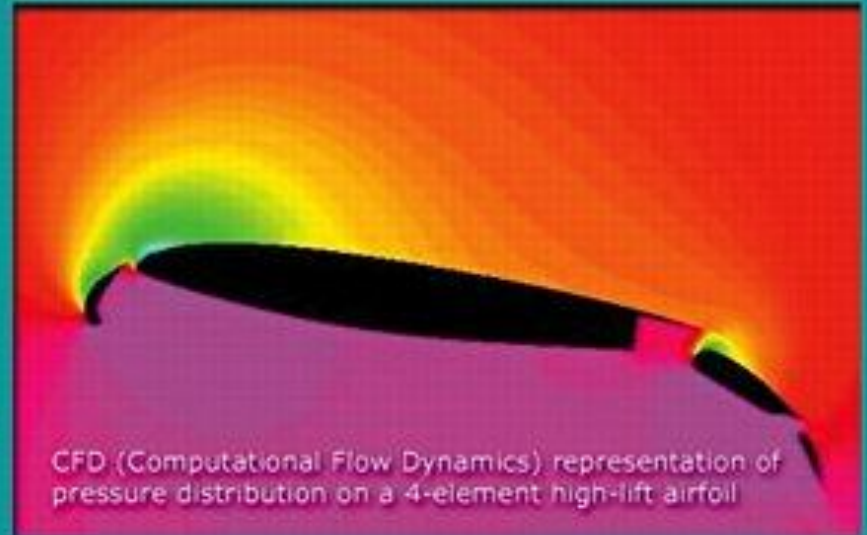
Mechanizacja skrzydeł (głównie samolotów) służy do zwiększania współczynników siły nośnej przy małych prędkościach poprzez zmianę geometrii (zwiększenie wygięcia) profili.



A variety of devices on the wing's leading and trailing edges allow large jets to fly through a huge variety of conditions.

A big jet might take off at 140 knots, with full fuel and/or cargo, in poor weather, accelerate to 450 knots while climbing to 30,000 feet, cruise there for many hours, then return to the lower airspeed and altitude, for landing.

Without all the high-lift devices, the cruise-optimized wings could not do their job. Spoilers have several roles in these designs too, including the controlling of wingtip vortices. (more later)



CFD (Computational Flow Dynamics) representation of pressure distribution on a 4-element high-lift airfoil



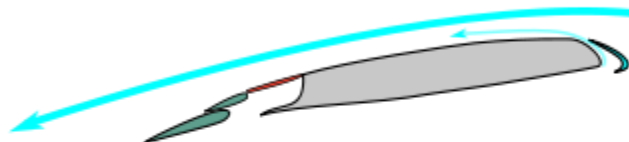
Różne rozwiązania mechanizacji skrzydeł samolotów

Best efficiency - for climbing, cruising, descent



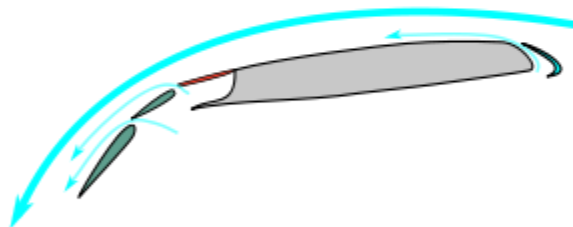
Dla wznoszenia, lotu poziomego i zniżania

Increased wing area - for take-off and initial climb



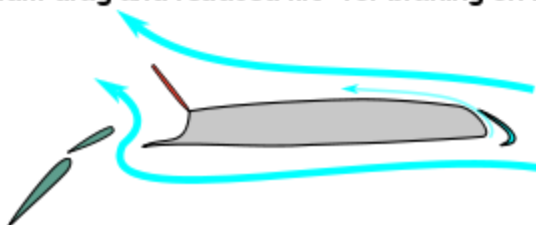
Dla startu i początkowego wznoszenia

Maximum lift and high drag - approach to landing



Dla podejścia do lądowania

Maximum drag and reduced lift - for braking on runway



Dla hamowania po wylądowaniu

Eksperymentalne badania i obserwacje przepływów powietrza wokół rozmaitych obiektów są prowadzone w tunelach aerodynamicznych



Duży tunel aerodynamiczny w Moskwie (CAGI) →

← Widok zewnętrzny tunelu aerodynamicznego



← Wnętrze przestrzeni pomiarowej tunelu

Sześcioskładnikowy dynamometr do pomiaru sił na modelu →





Różne rodzaje eksperymentów w tunelu aerodynamicznym

