

J. Szantyr – Wykład nr 18 – Podstawy teorii płatów nośnych

Płaty nośne są ważnymi elementami wielu wytworów współczesnej techniki.

< Helikoptery



Samoloty



Lotnie



Żagle >

< Kile i stery

Wodoloty

Śruby
okrętowe



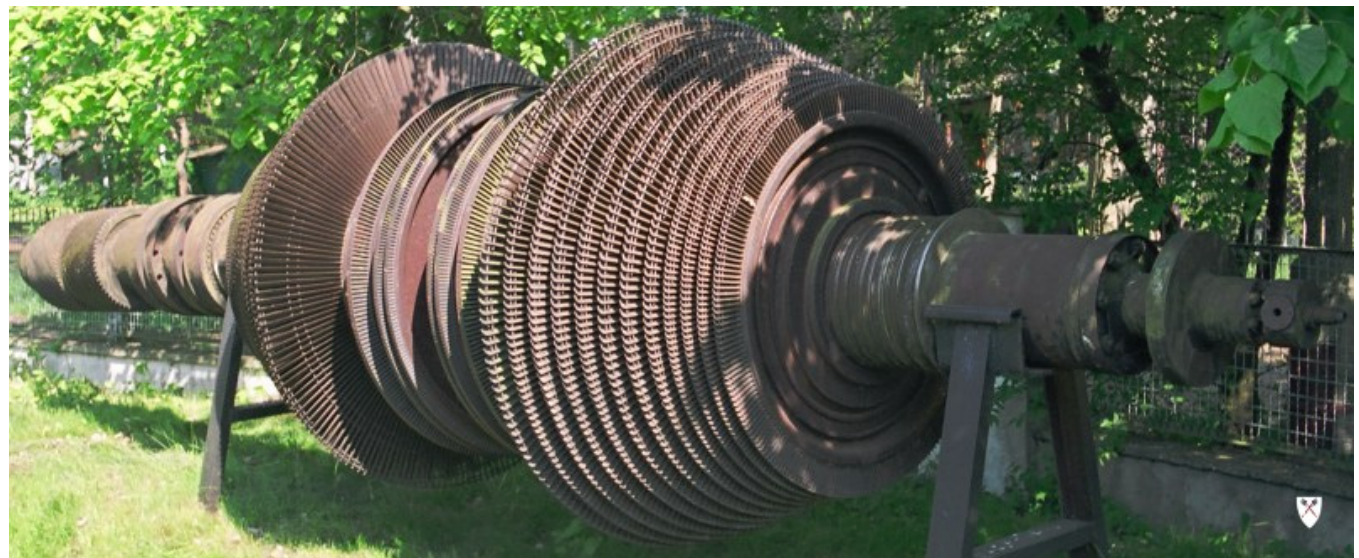


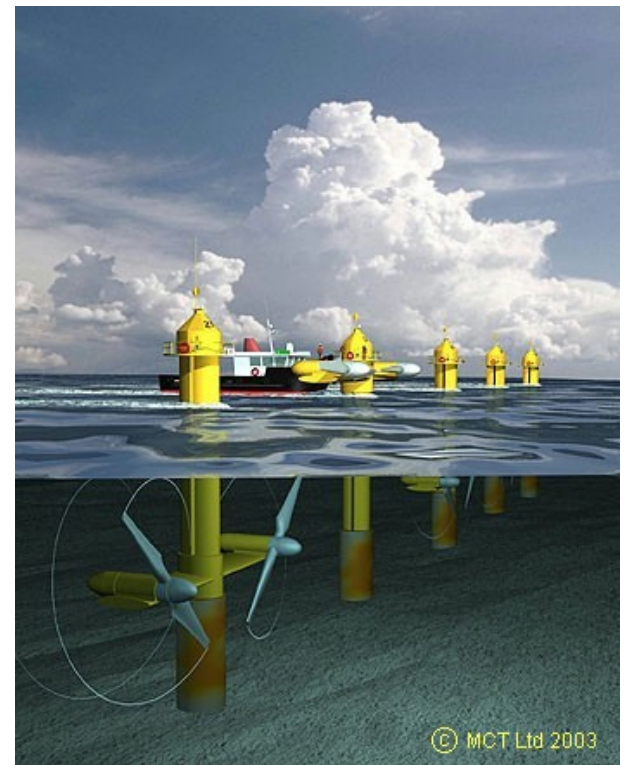
Śmigła



Turbiny wodne >

Turbiny
parowe >





Samochody
wyścigowe

< Pompy

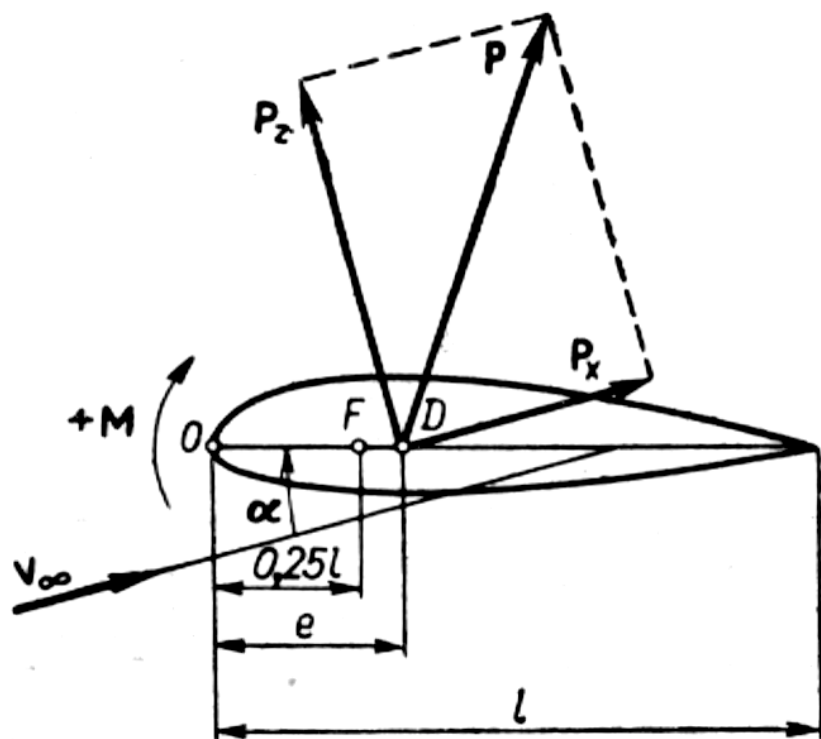
Wiatraki i
turbiny wodne >



Natura była i jest inspiracją
dla techniki.



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

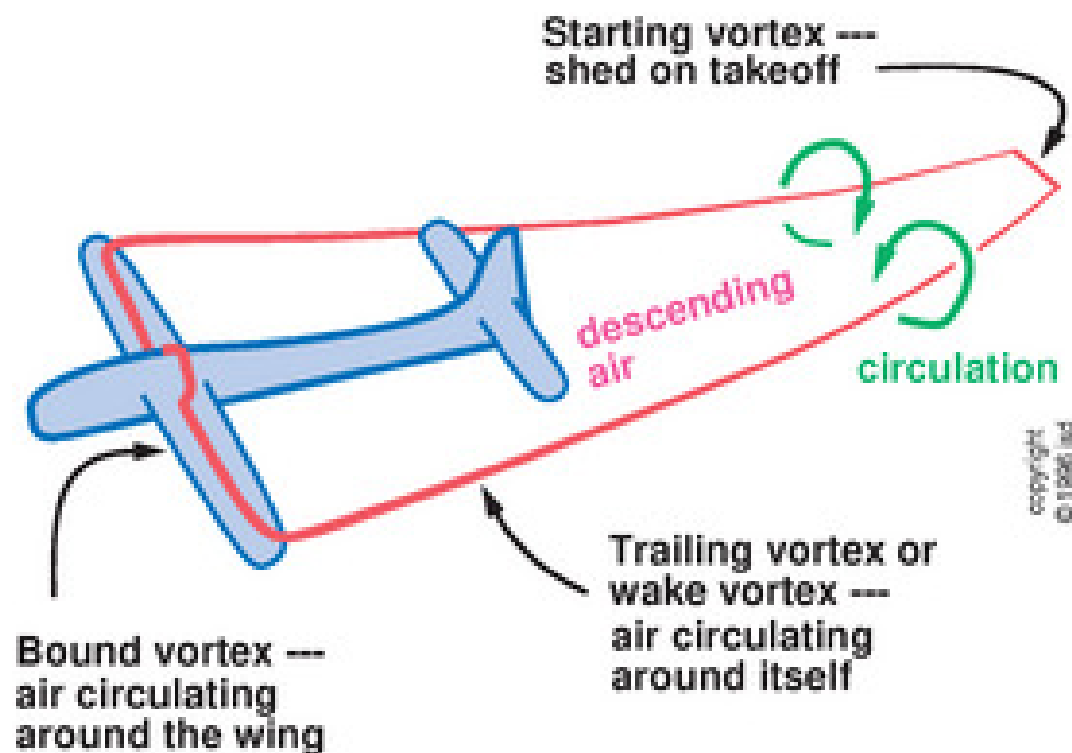
M - moment siły aerodynamicznej

V_∞ - prędkość przepływu

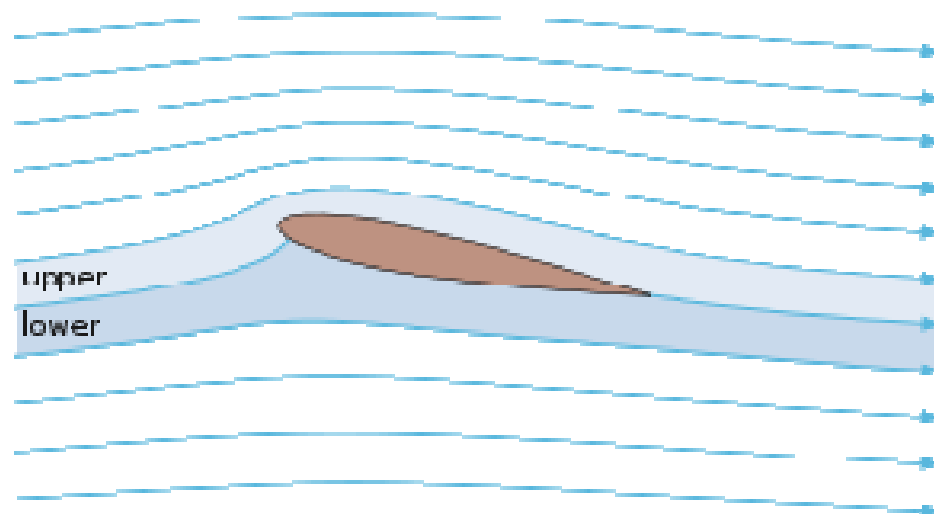
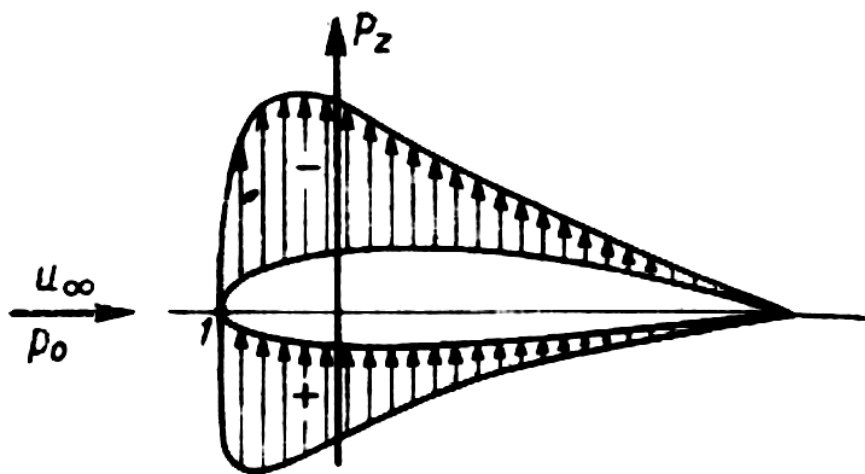
α – kąt natarcia

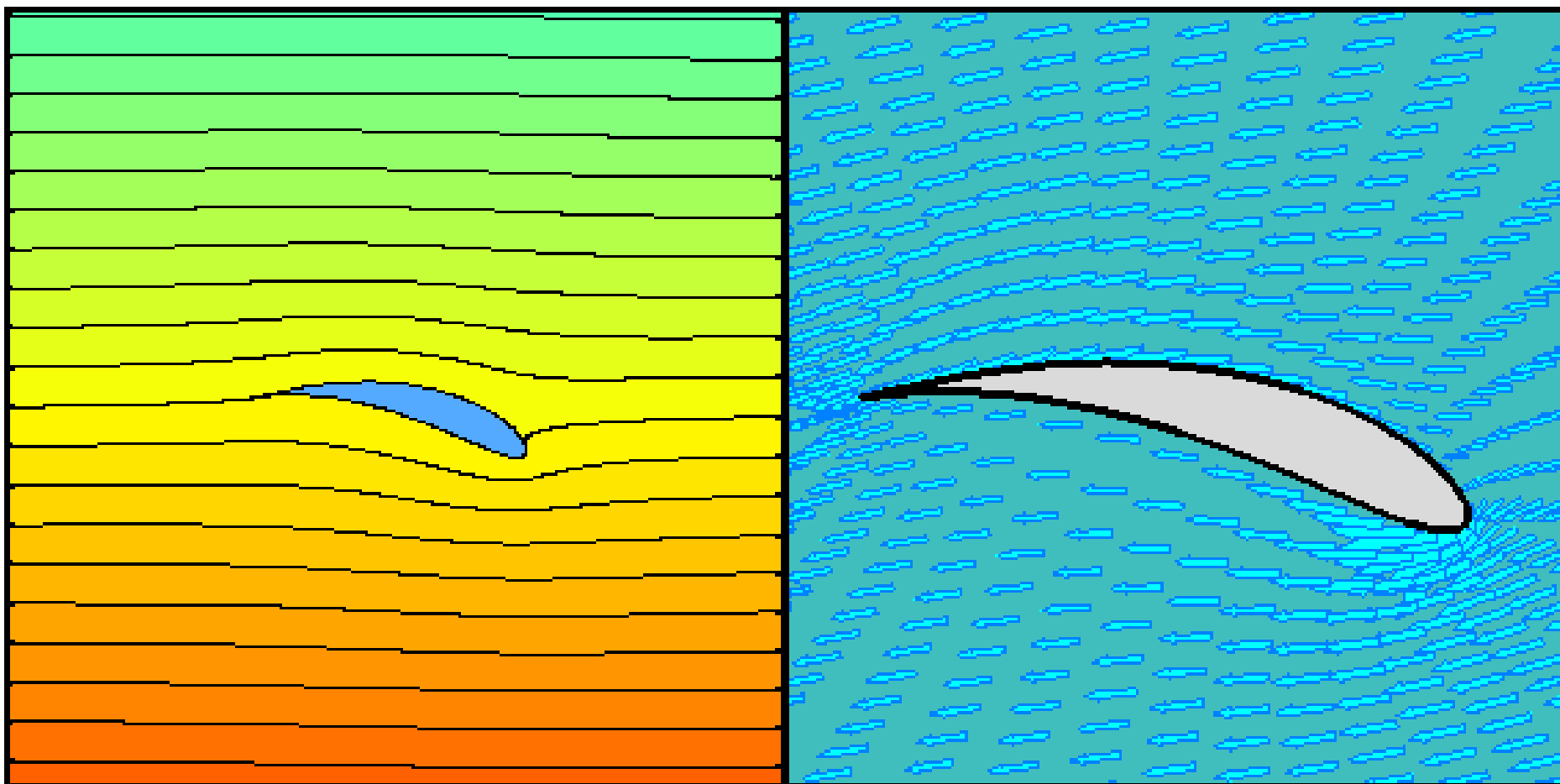
Punkt przyłożenia wypadkowej siły aerodynamicznej D przemieszcza się przy zmieniającym się kącie natarcia, z reguły jednak pozostaje blisko punktu F położonego w odległości $0,25 l$ od krawędzi natarcia, który jest nazywany środkiem aerodynamicznym profilu.

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



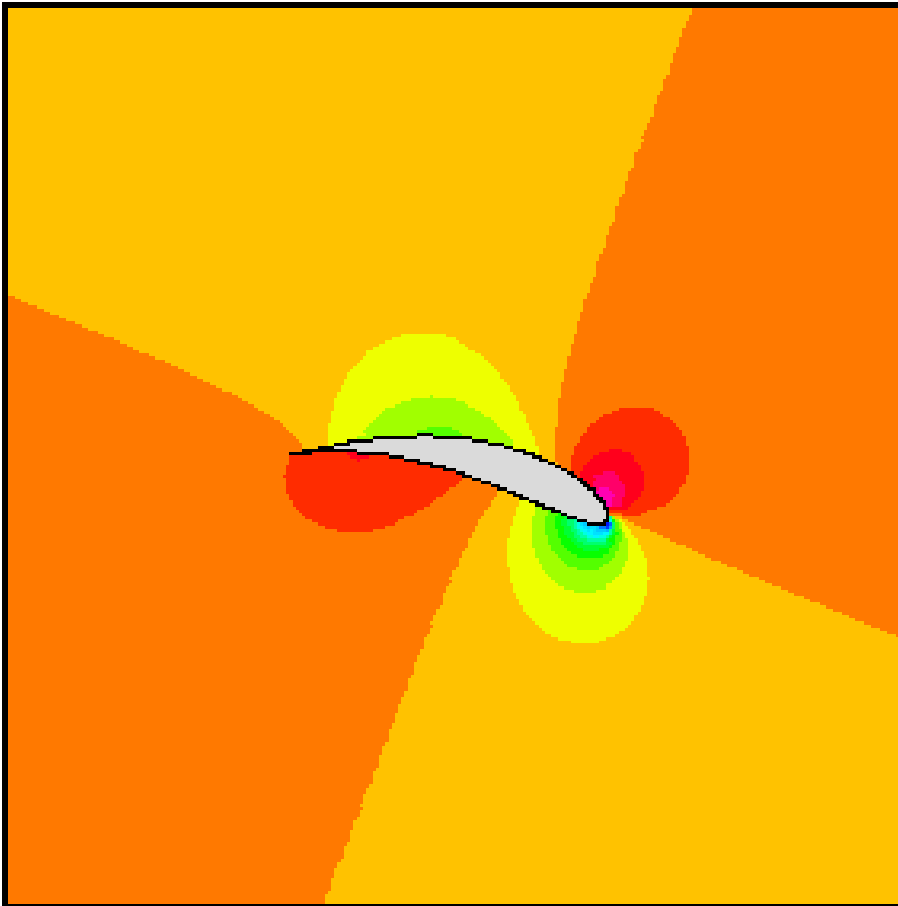
Aby wytworzyć siłę nośną na profilu należy tak go ukształtować, aby powstał na nim tzw. **opływ cyrkulacyjny**, czyli asymetryczny względem kierunku prędkości. Wtedy po jednej stronie profilu prędkość opływu rośnie i jednocześnie ciśnienie spada (jest to tzw. **strona ssąca**), a po drugiej stronie prędkość 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.



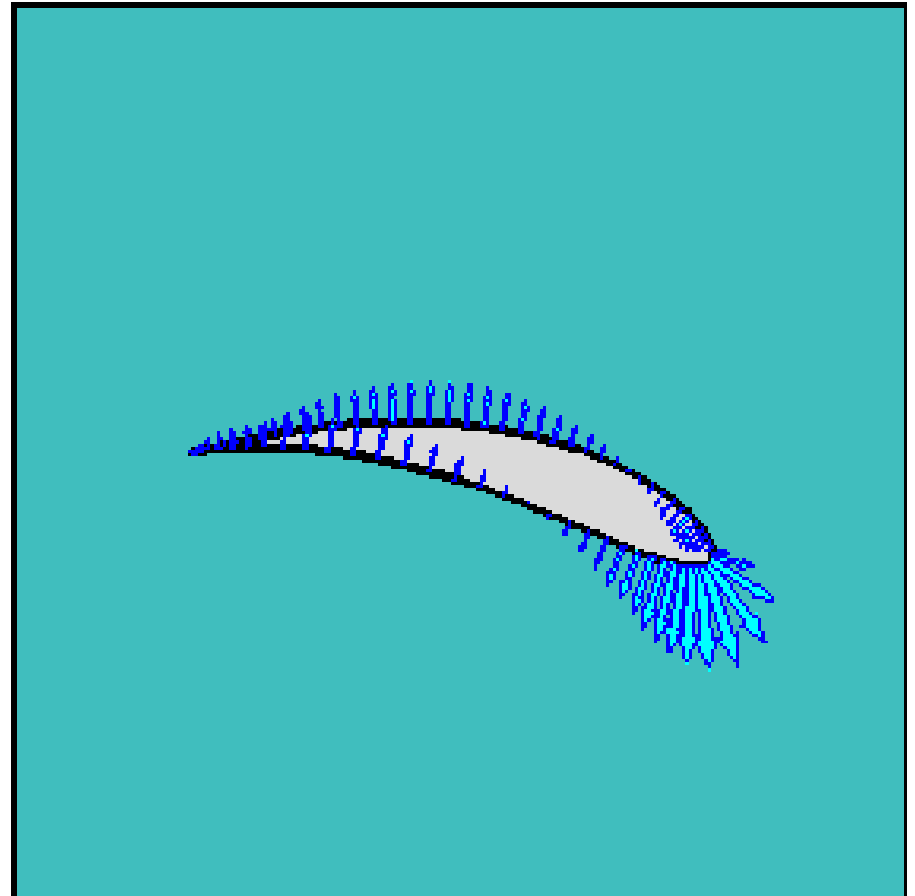


Linie prądu w opływie profilu

Wektory prędkości w opływie profilu

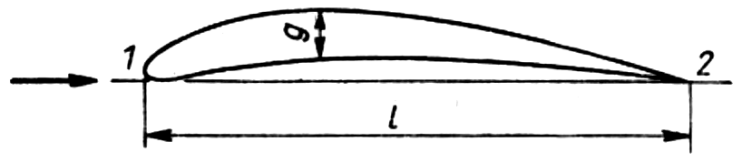


Rozkład ciśnienia na profilu przy zmieniającym się kącie natarcia

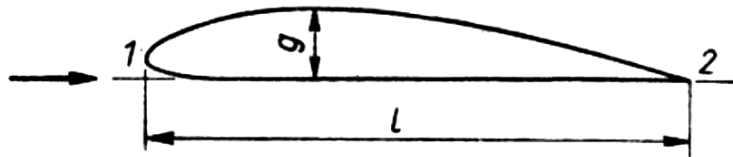


Rozkład elementarnych sił powierzchniowych na profilu przy zmieniającym się kącie natarcia

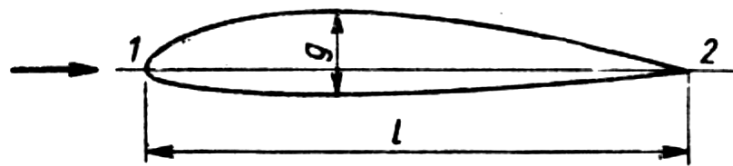
Geometria profili aerodynamicznych



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

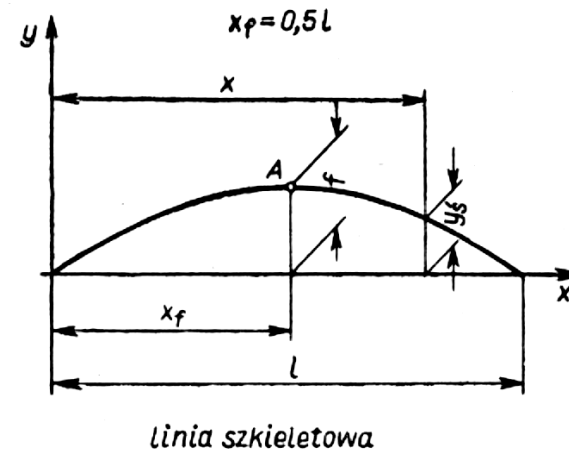
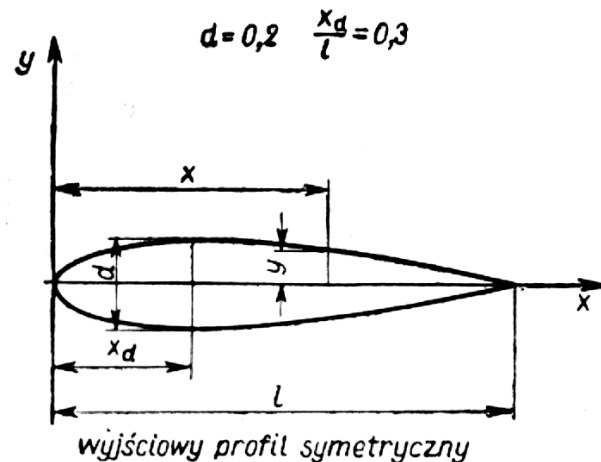


Cięciwa profilu l to odcinek łączący dwa najbardziej oddalone punkty profilu.



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

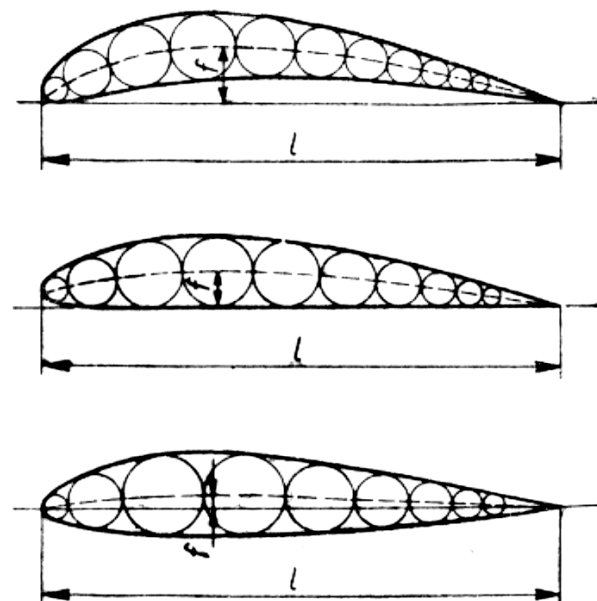
Kształt profilu może być utworzony przez superpozycję profilu symetrycznego i tzw. linii szkieletowej lub linii średniej.



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.

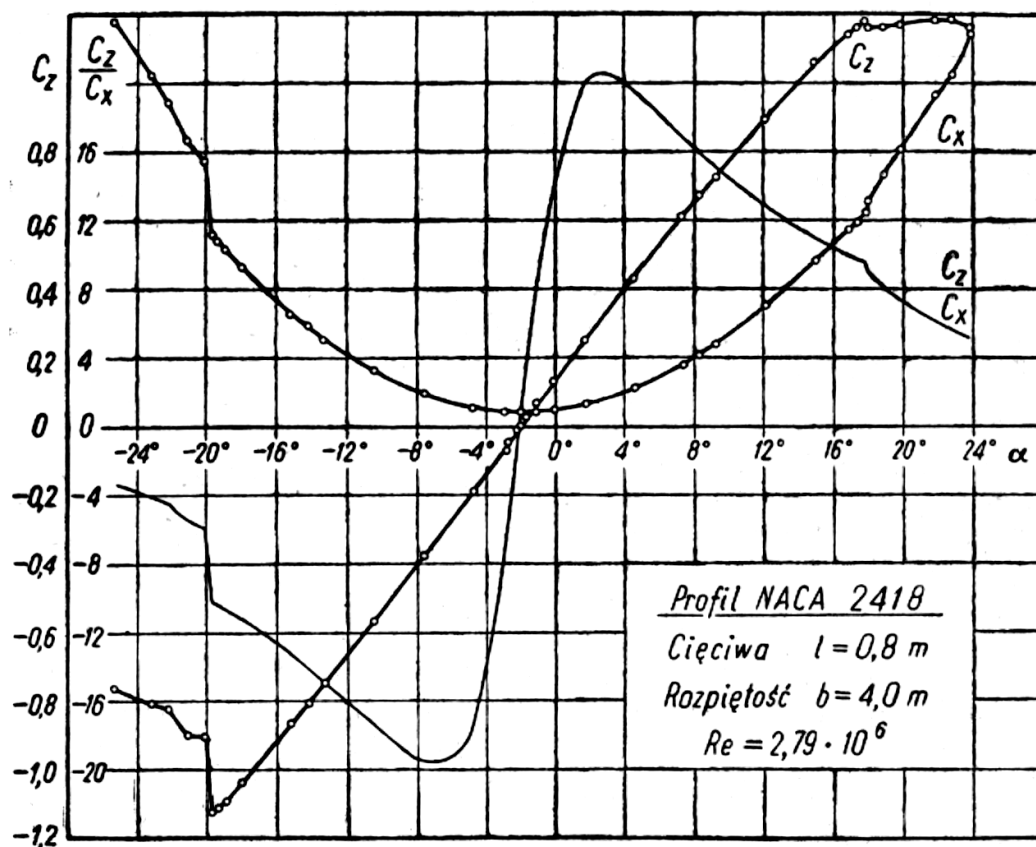
Najbardziej znana jest rodzina profili NACA (National Advisory Committee for Aeronautics - obecnie NASA):

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.



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

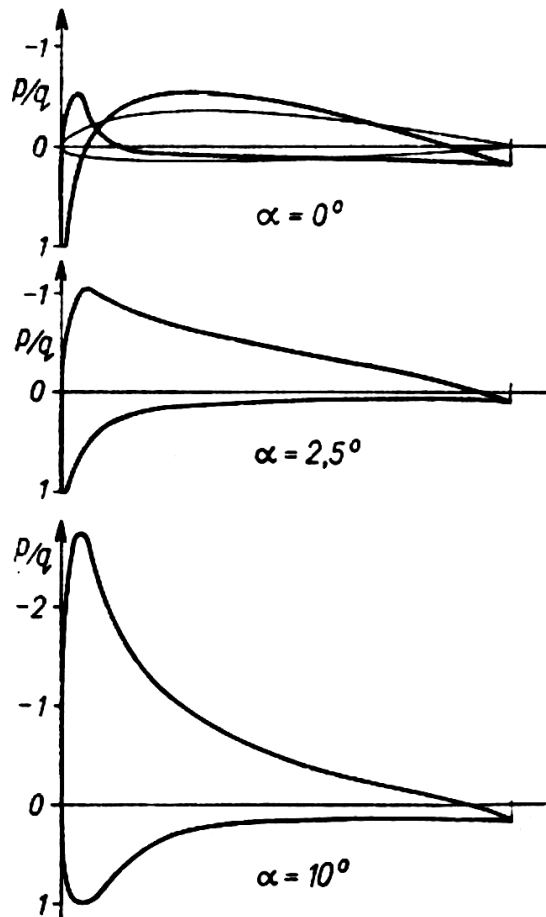
$$C_X = \frac{P_X}{\rho / 2 V_\infty^2 S}$$

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

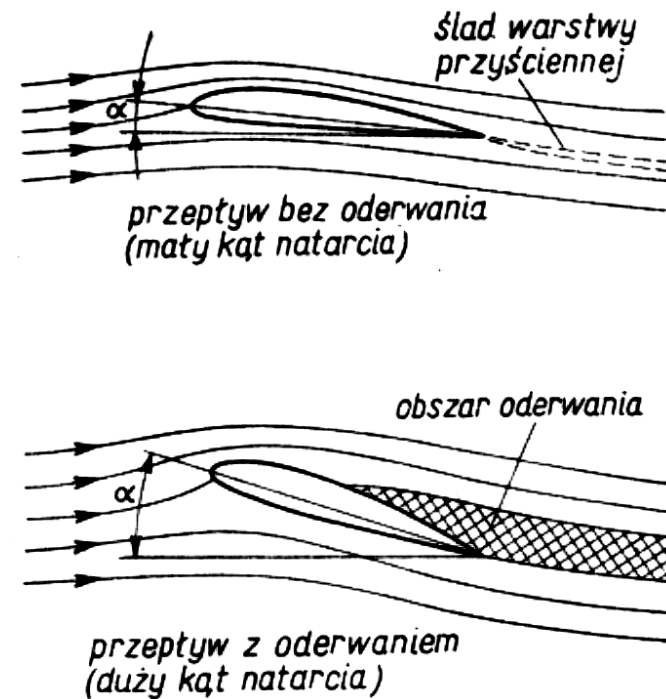
$$\varepsilon = \frac{C_Z}{C_X} \quad \text{współczynnik doskonałości profilu}$$

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:

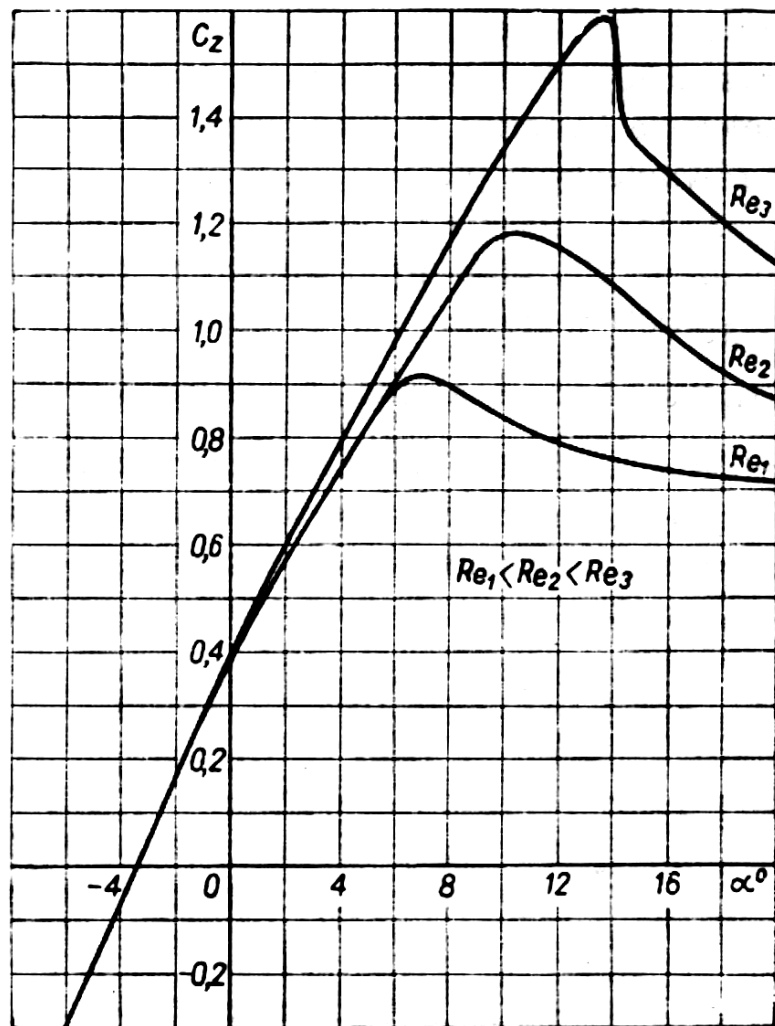
$$\alpha_0 = k \cdot \frac{f}{l}$$

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

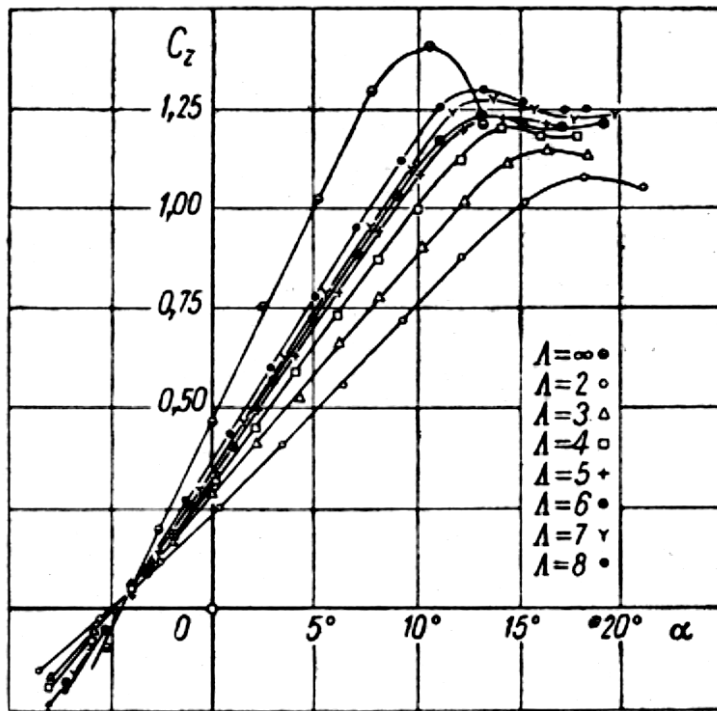
$$\alpha_{kryt} = 17,8^{\circ}$$

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.

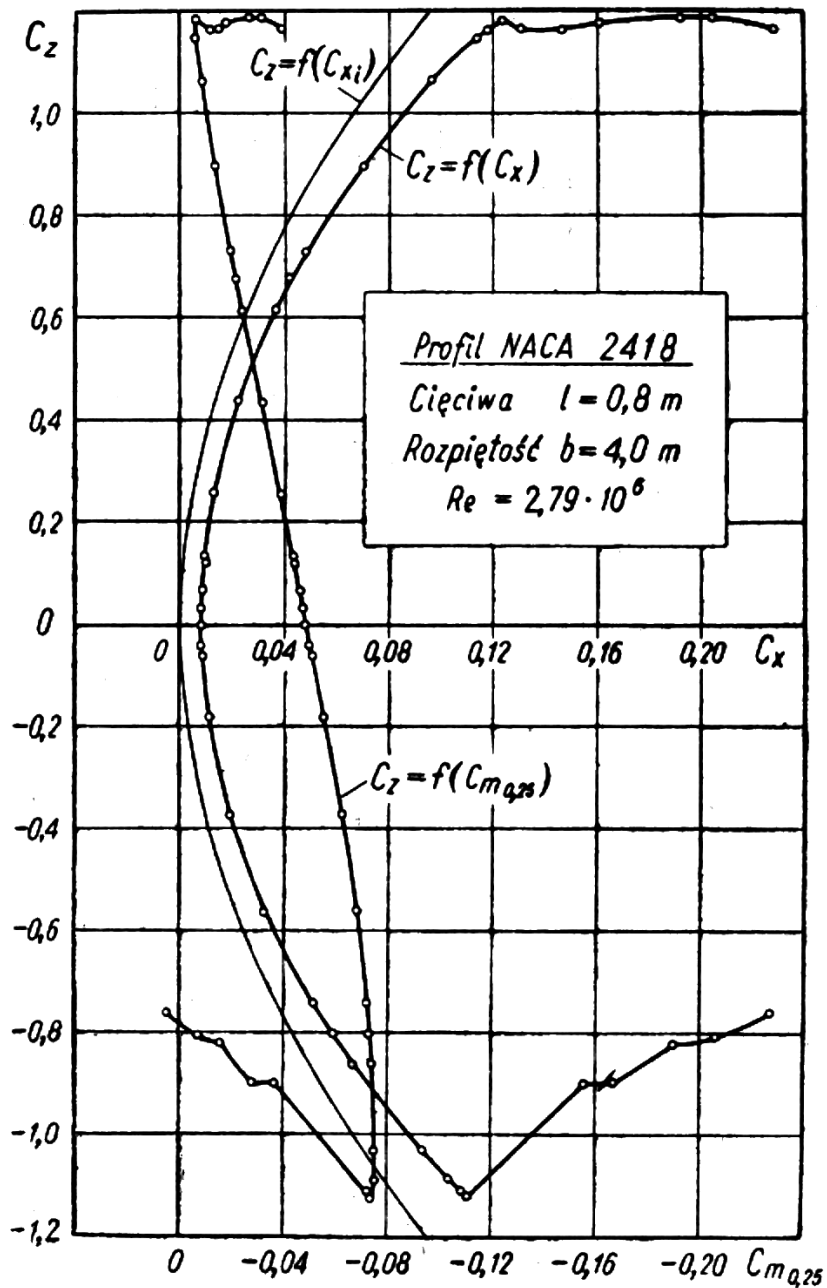
W oparciu o znane charakterystyki aerodynamiczne profilu można ustalić charakterystyki aerodynamiczne płata o skończonej rozpiętości zbudowanego z takich profili. Na przykład dla płata o obrysie prostokątnym mamy:

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

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

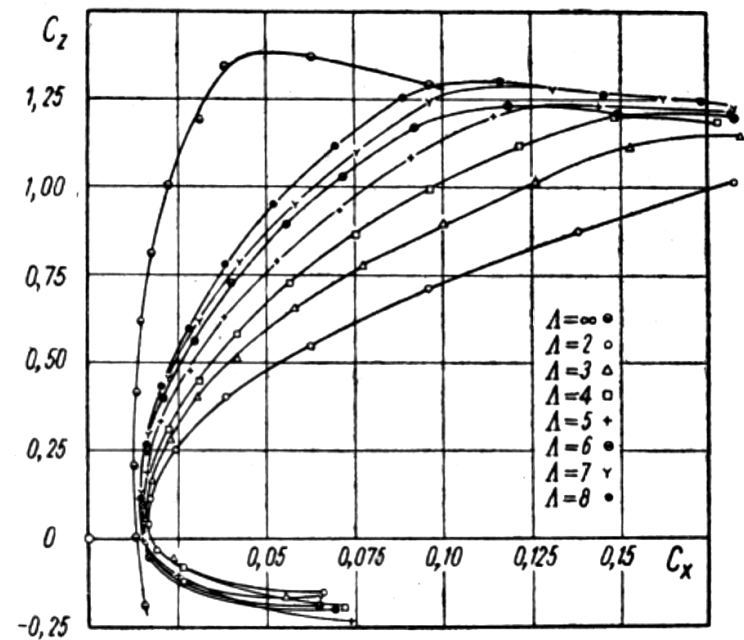
Przy znanym współczynniku siły nośnej i kącie natarcia profilu wzór 1 pozwala określić kąt natarcia płata o danym wydłużeniu dający ten sam współczynnik siły nośnej. Wzór 2 pozwala określić współczynnik oporu płata przy tym kącie natarcia jeżeli znany jest współczynnik oporu profilu.

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



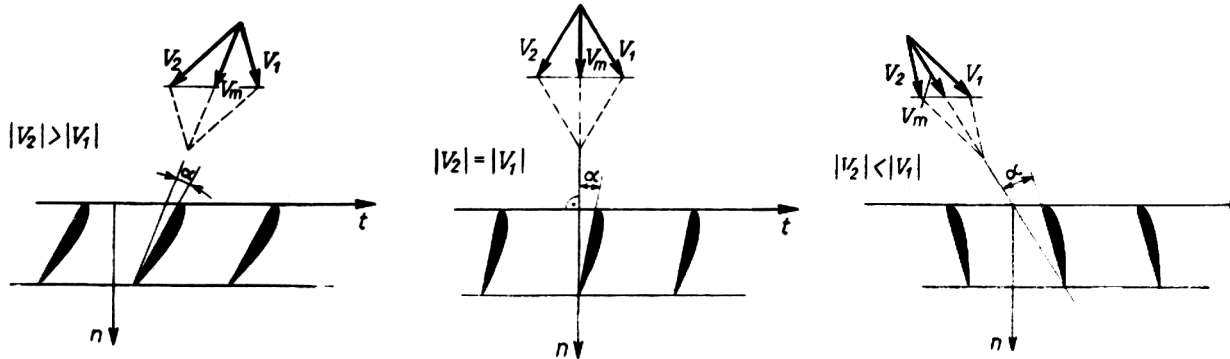
Charakterystyki aerodynamiczne mogą być przedstawione w formie tzw. wykresu biegunowego.

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



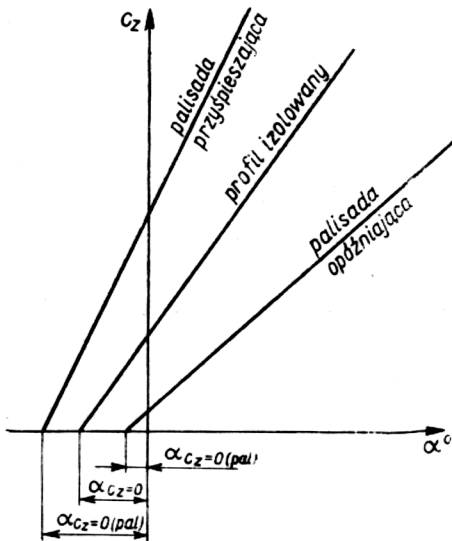
Palisady profili

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)

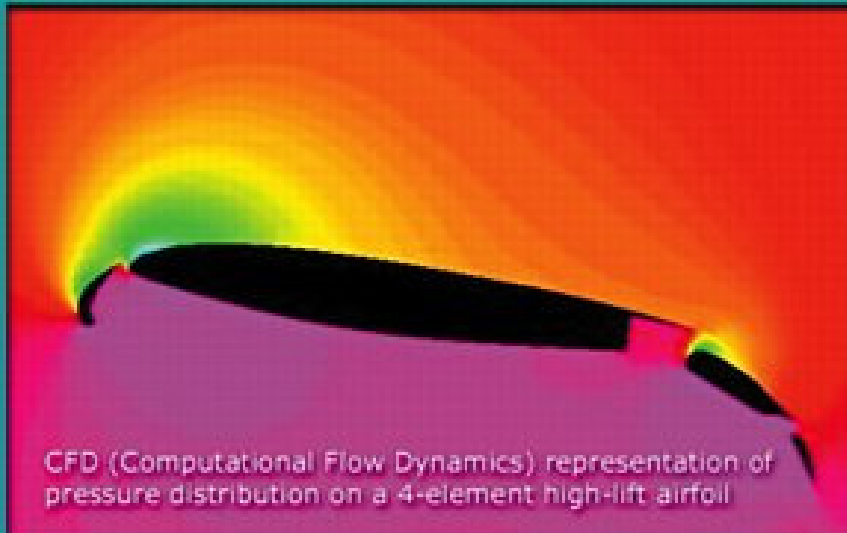
Mechanizacja skrzydeł (głównie samolotów) służy do zwiększania współczynników siły nośnej przy małych prędkościach poprzez zmianę geometrii (zwiększenie wygięcia) profili.



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)

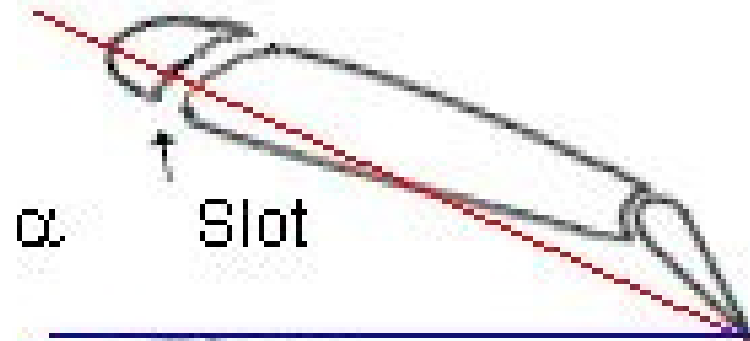


CFD (Computational Flow Dynamics) representation of pressure distribution on a 4-element high-lift airfoil



Różne rozwiązania mechanizacji skrzydeł samolotów

Flaps and Slots



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



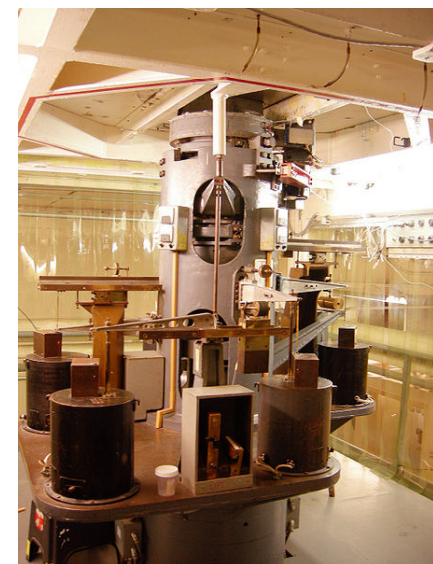
Duży tunel aerodynamiczny w Moskwie (CAGI) →

← Widok zewnętrzny tunelu aerodynamicznego

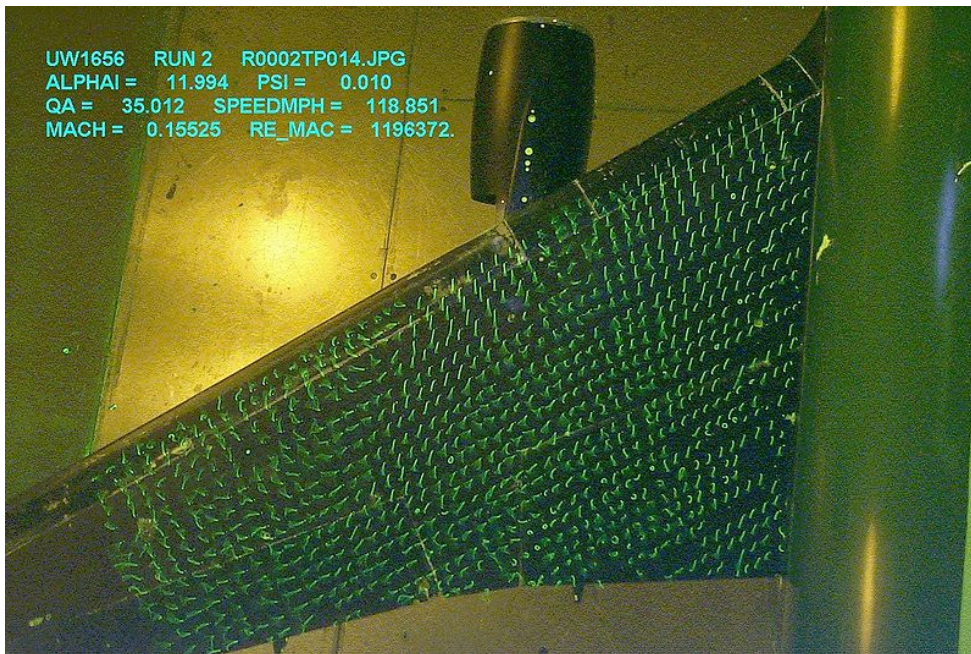


← Wnętrze przestrzeni pomiarowej tunelu

Sześcioskładnikowy dynamometr do pomiaru sił na modelu →



Różne rodzaje eksperymentów w tunelu aerodynamicznym



UW1656 RUN 2 R0002TP014.JPG
ALPHA1 = 11.994 PSI = 0.010
QA = 35.012 SPEEDMPH = 118.851
MACH = 0.15525 RE_MAC = 1196372.

