

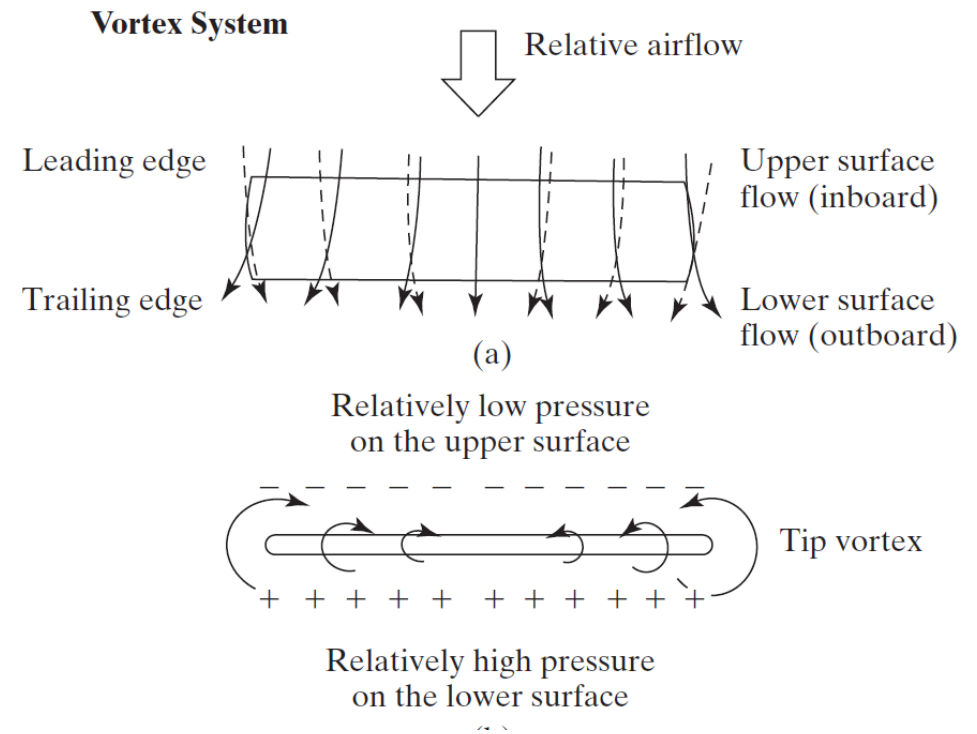
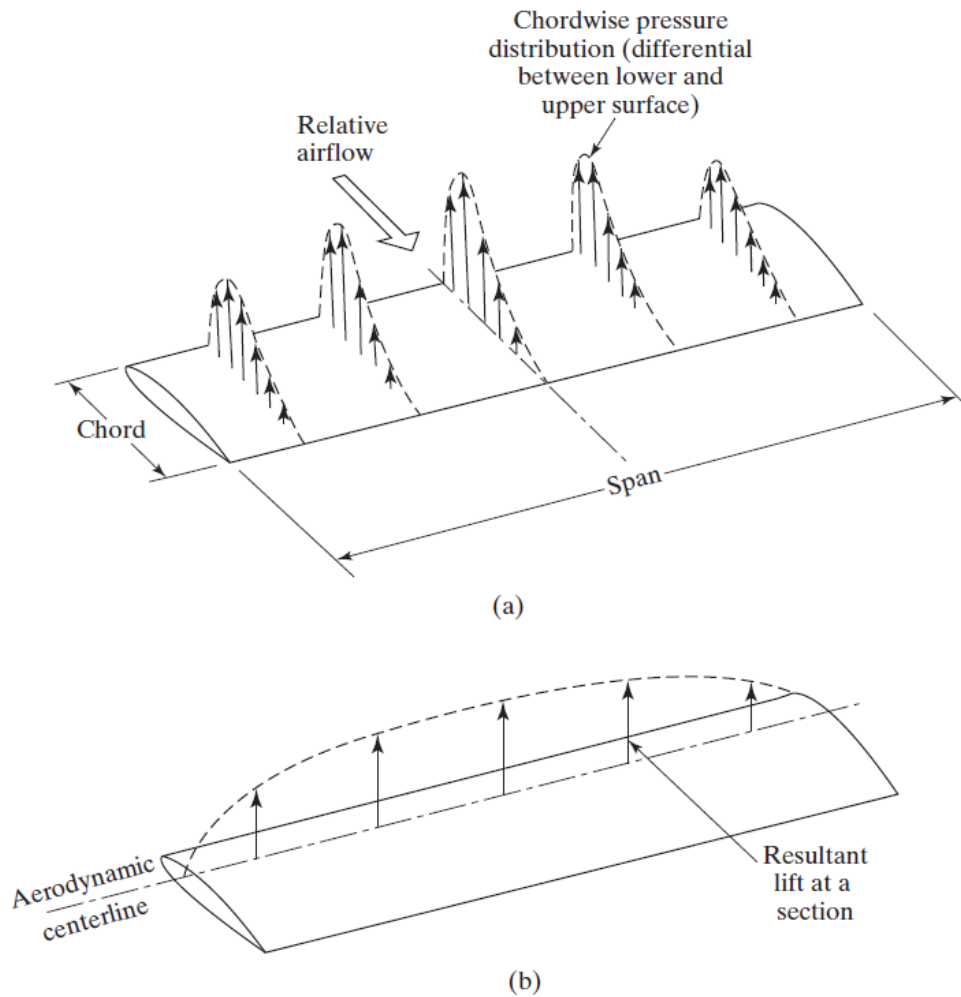
# *AERODYNAMIKA 2*

## **WYKŁAD 8**

### **DYSTRYBUCJA SIŁY NOŚNEJ, OPÓR INDUKOWANY ORAZ DODATKOWE URZĄDZENIA**

# Dystrybucja siły nośnej

W ogólnym przypadku skrzydła o skończonej rozpiętości mamy niejednorodny rozkład siły nośnej na skrzydle.

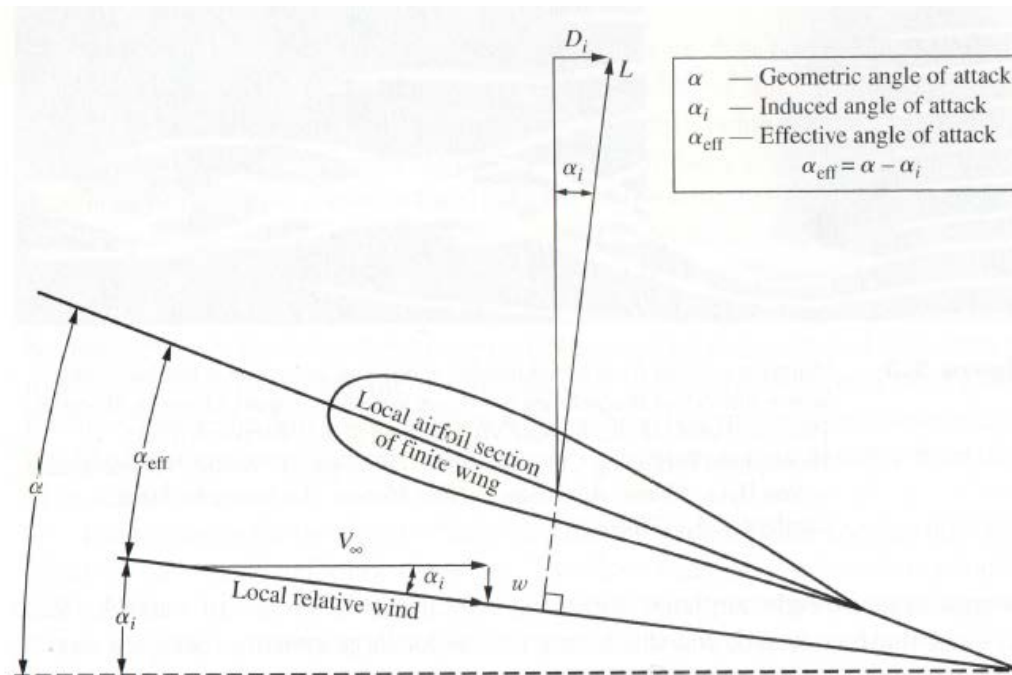


## Opór indukowany

Wskutek niejednorodnego rozkładu obciążenia wzdłuż rozpiętości skrzydła, efektywny kąt natarcia dla poszczególnych profili skrzydła wzdłuż rozpiętości jest zmienny.

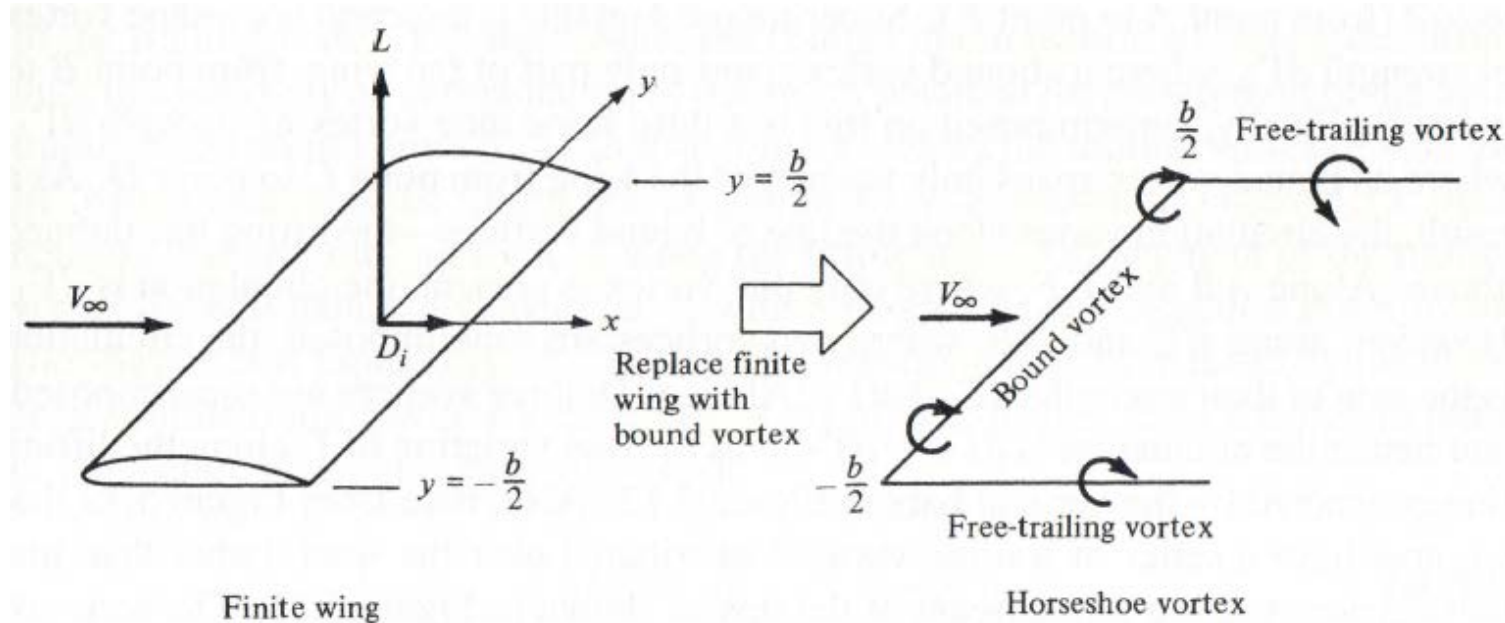
$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (8.1)$$

Kąt indukowany  $\alpha_i$  jest wynikiem indukowanej składowej pionowej prędkości, zgodnie z przedstawionym rysunkiem. W związku z tym kierunek napływu „widziany” przez profil skrzydła jest obrócony w kierunku zgodnie zegarowym o kąt indukowany prowadząc do powstania oporu indukowanego.



## Klasyczna teoria linii nośnej Prandtla

Przepływ wokół skrzydła jest modelowany jako superpozycja strumienia jednorodnego i pola prędkości indukowanego przez płaską powierzchnię wirową zastępującą ślad wirowy za skrzydłem.



Zgodnie ze wzorem Biota-Savarta , infinitezymalny udział pół-nieskończonej linii wirowej wychodzącej z linii nośnej w punkcie  $(0, y, 0)$  do prędkości indukowanej w punkcie  $(0, y_0, 0)$  to

$$dw = -\frac{(d\Gamma/dy)dy}{4\pi(y_0 - y)} \quad (8.2)$$

W związku z tym prędkość indukowana w punkcie  $(0, y_0, 0)$  jest równa

$$w(y_0) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{d\Gamma/dy}{y_0 - y} dy \quad (8.3)$$

Kąt indukowany jest oczywiście zdefiniowany w punkcie  $(0, y_0, 0)$  jako

$$\alpha_i(y_0) = \operatorname{atan} \left( \frac{-w(y_0)}{V_\infty} \right) \quad (8.4)$$

Zakładając małe wartości prędkości indukowanej zależności (8.4) możemy przybliżyć następująco

$$\alpha_i(y_0) \approx \frac{-w(y_0)}{V_\infty} = \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{d\Gamma/dy}{y_0 - y} dy \quad (8.5)$$

Dla małych kątów natarcia można przyjąć, że lokalny współczynnik siły nośnej jest proporcjonalny do efektywnego kąta natarcia (zakładając liniowy przebieg  $c_L$  w tym zakresie kątów).

$$c_L(y_0) = a_\infty \left( \alpha_{eff}(y_0) - \alpha_{L=0}(y_0) \right) \quad (8.6)$$

gdzie  $a_\infty = \frac{dc_L}{d\alpha}$  oznacza nachylenie charakterystyki siły nośnej dla profilu skrzydła, a  $\alpha_0$  to kąt natarcia odpowiadający zerowej sile nośnej.

Zgodnie z teorią cienkiego profilu, tj.  $a_\infty = 2\pi$ , zależności (8.6) możemy zapisać jako.

$$c_L(y_0) = 2\pi \left( \alpha_{eff}(y_0) - \alpha_{L=0}(y_0) \right) \quad (8.7)$$

W przypadku braku skręcenia geometrycznego i aerodynamicznego kąt  $\alpha_{L=0}$  jest stały. W takim przypadku liniowa gęstość siły nośnej rozwiniętej na skrzydle może być obliczona ze wzoru Kutty-Żukowskiego:

$$L'(y_0) = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 c_L(y_0) c(y_0) = \rho_\infty V_\infty \Gamma(y_0) \quad (8.8)$$

gdzie  $c(y_0)$  to długość cięciwy profilu skrzydła w punkcie  $(0, y_0, 0)$ . W związku z tym lokalny współczynnik siły nośnej może być zapisany jako

$$c_L(y_0) = \frac{2\Gamma(y_0)}{V_\infty c(y_0)} \quad (8.9)$$

W związku z powyższym lokalna wartość efektywnego kąta natarcia może być wyrażona następującym wzorem

$$\alpha_{eff}(y_0) = \frac{\Gamma(y_0)}{\pi V_\infty c(y_0)} + \alpha_{L=0} \quad (8.10)$$

Pamiętając, że suma efektywnego kąta natarcia  $\alpha_{eff}(y_0)$  i kąta indukowanego  $\alpha_i(y_0)$  to geometryczny kąt natarcia profilu skrzydła w przekroju  $y = y_0$  (równanie (8.1)). Dopuszczając ewentualne skręcenie geometryczne skrzydła kąt ten może być zmienny wzdłuż rozpiętości, tj.  $\alpha = \alpha(y_0)$ . Wykorzystując powyższe założenie oraz równania (8.10) i (8.5) otrzymujemy podstawowe równanie klasycznej teorii linii nośnej Prandtla.

$$\alpha(y_0) = \frac{\Gamma(y_0)}{\pi V_\infty c(y_0)} + \alpha_{L=0}(y_0) + \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{d\Gamma/dy}{y_0 - y} dy \quad (8.11)$$

Niewiadomą w równaniu (8.11) jest rozkład cyrkulacji  $\Gamma(y_0)$ . Znając rozkład cyrkulacji, całkowitą siłę nośną skrzydła można wyznaczyć z następującego wzoru

$$L = \int_{-b/2}^{b/2} L'(y) dy = \rho_\infty V_\infty \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (8.12)$$

Natomiast współczynnik siły nośnej skrzydła jest oczywiście równy

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} = \frac{2}{V_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (8.13)$$



Przyjmując, że kąt indukowany jest niewielki, gęstość liniowa siły oporu indukowanego wyraża się następującą zależnością

$$D'_i = L' \sin \alpha_i \approx L' \alpha_i \quad (8.14)$$

Całkowity opór indukowany skrzydła wyraża się zatem następującą całką

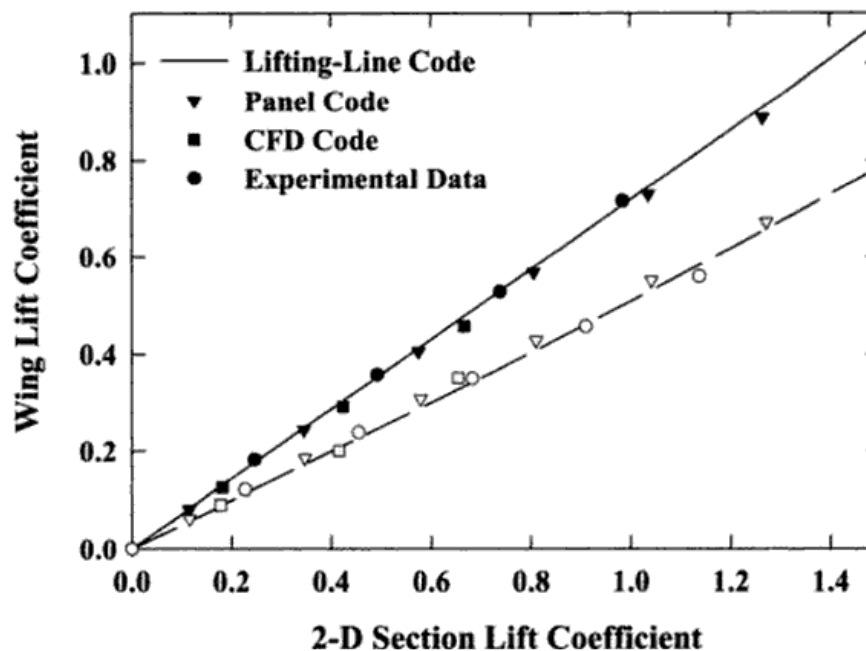
$$D_i = \int_{-b/2}^{b/2} L'(y) \alpha_i(y) dy = \rho_\infty V_\infty \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \alpha_i(y) dy \quad (8.15)$$

Natomiast współczynnik oporu indukowanego skrzydła jest oczywiście równy

$$C_{D_i} = \frac{D_i}{q_\infty S} = \frac{2}{V_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \alpha_i(y) dy \quad (8.16)$$

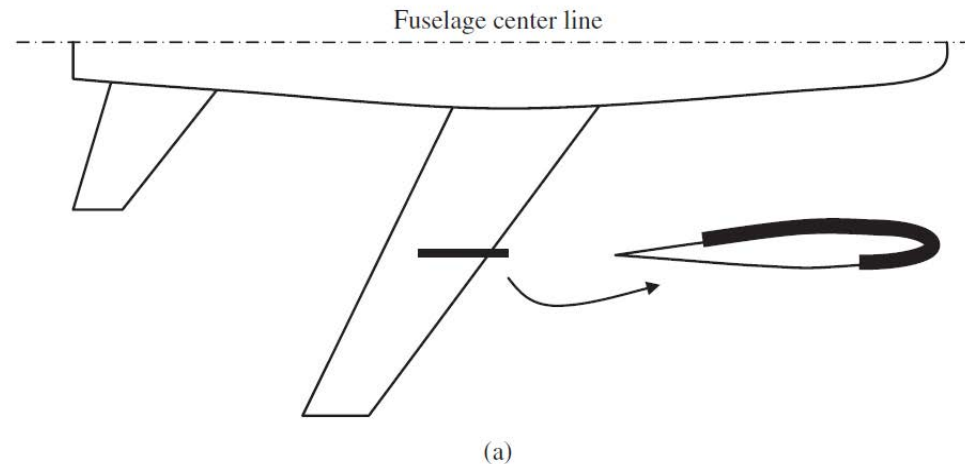
## Numeryczna metoda oparta na teorii linii nośnej

Klasyczna teoria linii nośnej może być jedynie stosowana do skrzydeł z niewielkim kątem skosu i wzniosu. W związku z tym, aby zapewnić dokładność wyników na zadawalającym poziomie najczęściej stosowane jest podejście numeryczne. Poniżej przedstawiono porównanie współczynników siły nośnej skrzydła prostego ( $AR = 6.57$ ) i skośnego ( $\Lambda = 45^\circ$  i wydłużeniu  $AR = 5$ ) w funkcji współczynnika siły nośnej profili. Linia ciągła i pełne znaczniki dotyczą skrzydła prostego, natomiast linia przerywana i puste znaczniki dotyczą skrzydła skośnego. Porównane zostały trzy metody numeryczne (tj. Numeryczne rozwiązanie teorii linii nośnej, metoda panelowa oraz rozwiązanie numeryczne równań Eulera) z danymi eksperymentalnymi. Jak widzimy numeryczne rozwiązanie teorii linii nośnej prowadzi do uzyskania zadawalających zgodności również dla skośnych skrzydeł.



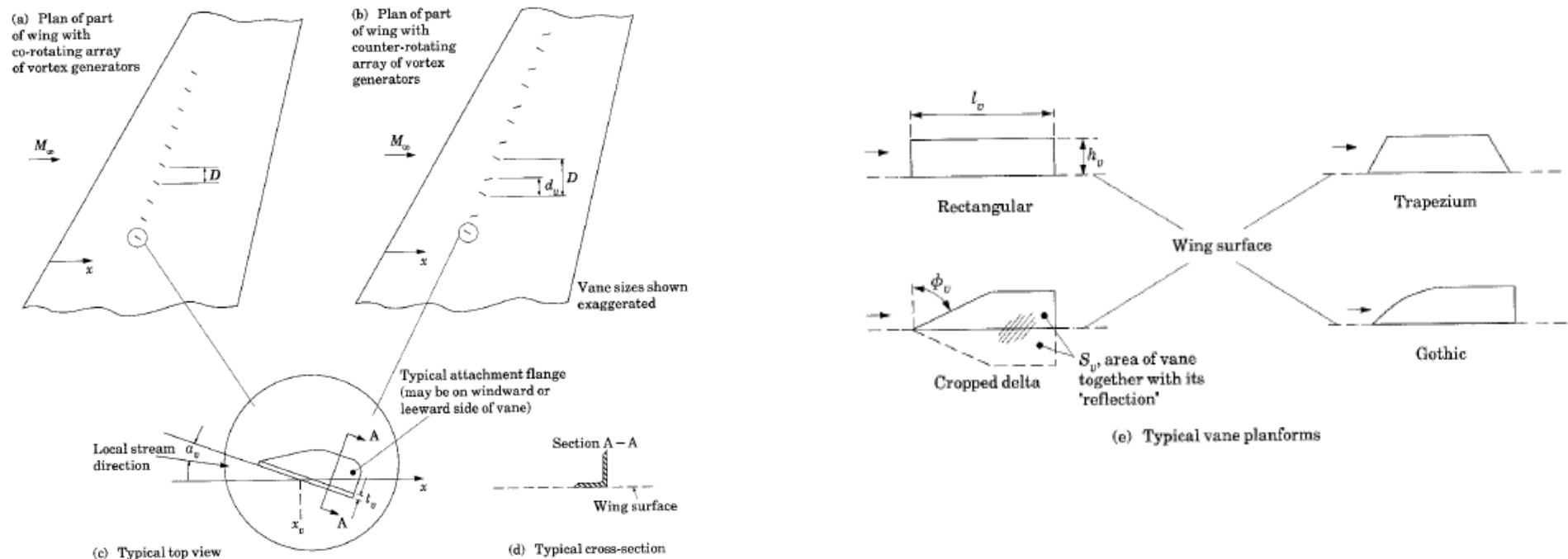
## Urządzenia dodatkowe: Grzebień aerodynamiczny (ang. fence)

Stosowanie grzebieni aerodynamicznych ma na celu obniżenie niekorzystnego przepływu poprzecznego w warstwie przyściennej, który to przepływ prowadzi do znacznie grubszej warstwy przyściennej w przypadku skrzydeł z dodatnim kątem skosu. Przepływ poprzeczny w okolicy grzebienia prowadzi do generacji wiru, który doprowadza z zewnętrznego przepływu „świeże” wysokoenergetyczne powietrze do warstwy przyściennej, powodując że warstwa jest znacznie cieńsza i bardziej stabilna.



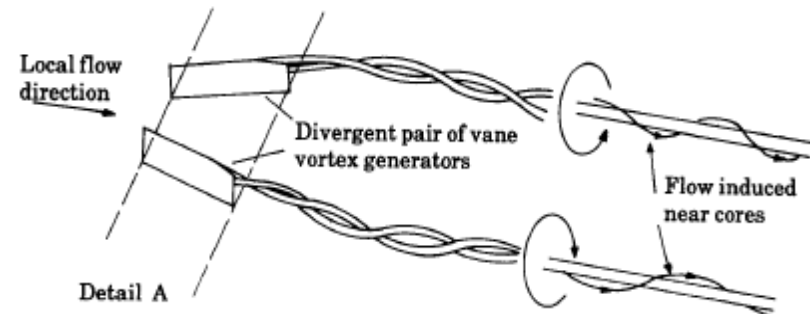
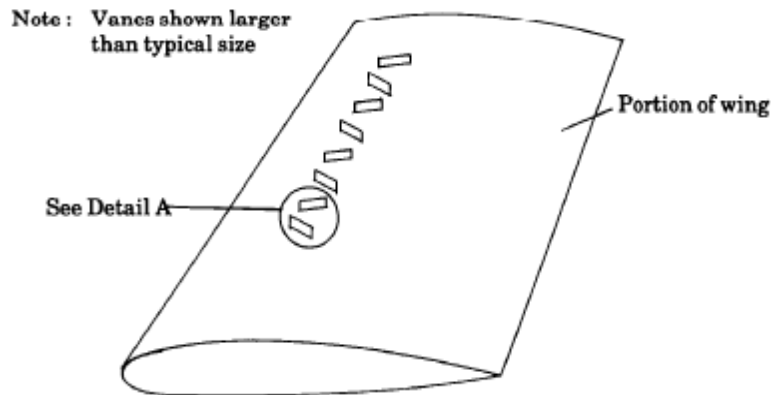
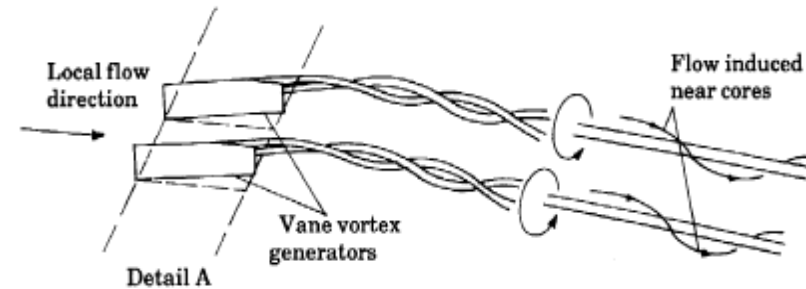
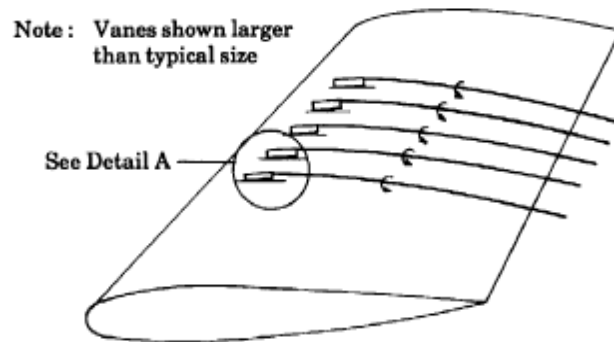
# Urządzenia dodatkowe: Generatory wirów oraz mikro-kierownice

Generatory wirów stosowane są w celu doenergetyzowania warstwy przyściennej powietrzem z zewnętrznego opływu poprzez układ odpowiednio rozmieszczonych ścieżek wirowych. Generatory wirów to w zasadzie płaskie płytki o czterech podstawowych kształtach pokazanych na rysunku po prawej. Ustawione pod odpowiednim kątem natarcia do przepływu generują wiry na takiej samej zasadzie na jakiej są generowane wiry krawędziowe na skrzydle. Generatory wirów lub ich mniejsze odpowiedniki jakimi są mikro-kierownice umieszczone w warstwie przyściennej stosowane są głównie w celu eliminacji/minimalizacji obszarów oderwania na skrzydle bądź w okolicy gondol silnikowych.



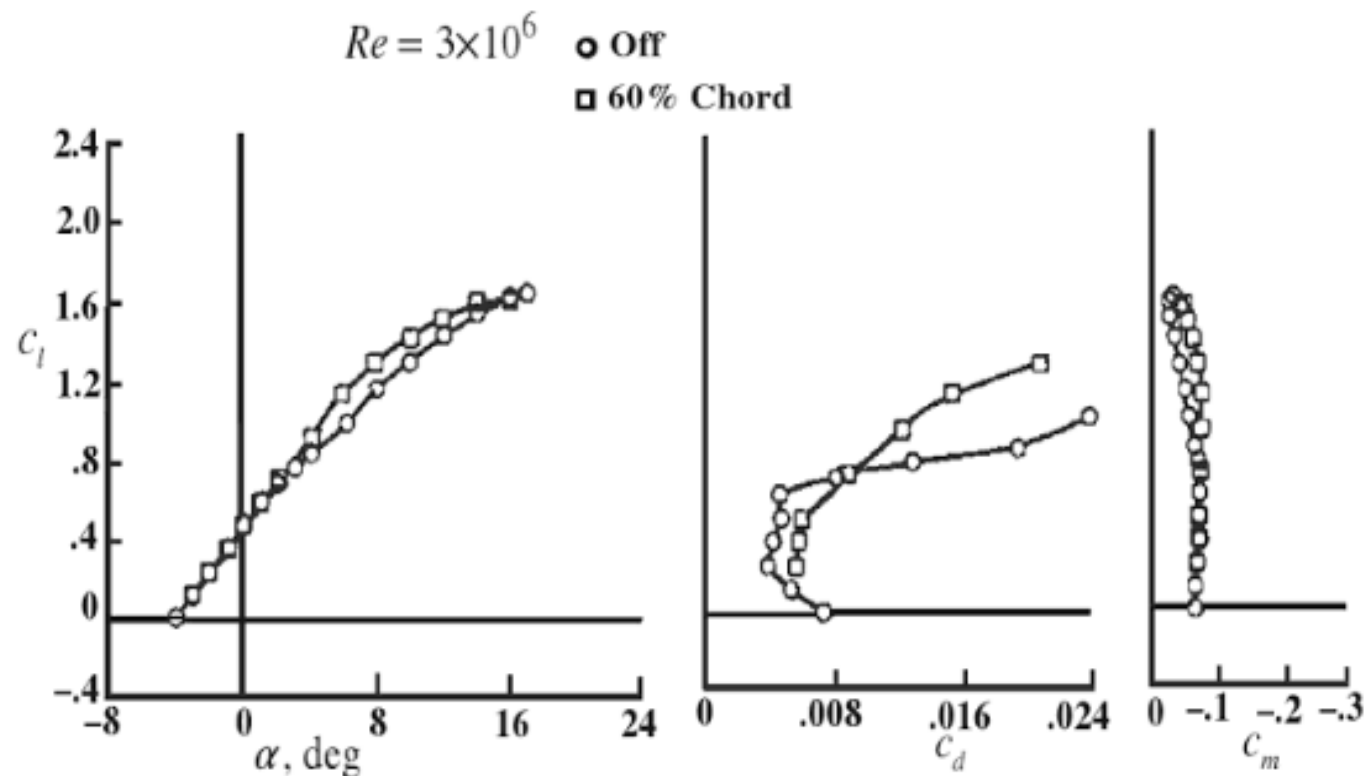
# Urządzenia dodatkowe: Generatory wirów oraz mikro-kierownice

Generatory wirów najczęściej są rozmieszczone w układzie zapewniającym układ wirów, w których cząsteczki wirują w tym samym kierunku (rysunki na górze) lub w układzie zapewniającym powstawanie par wirów przeciwbieżnych (rysunki na dole).



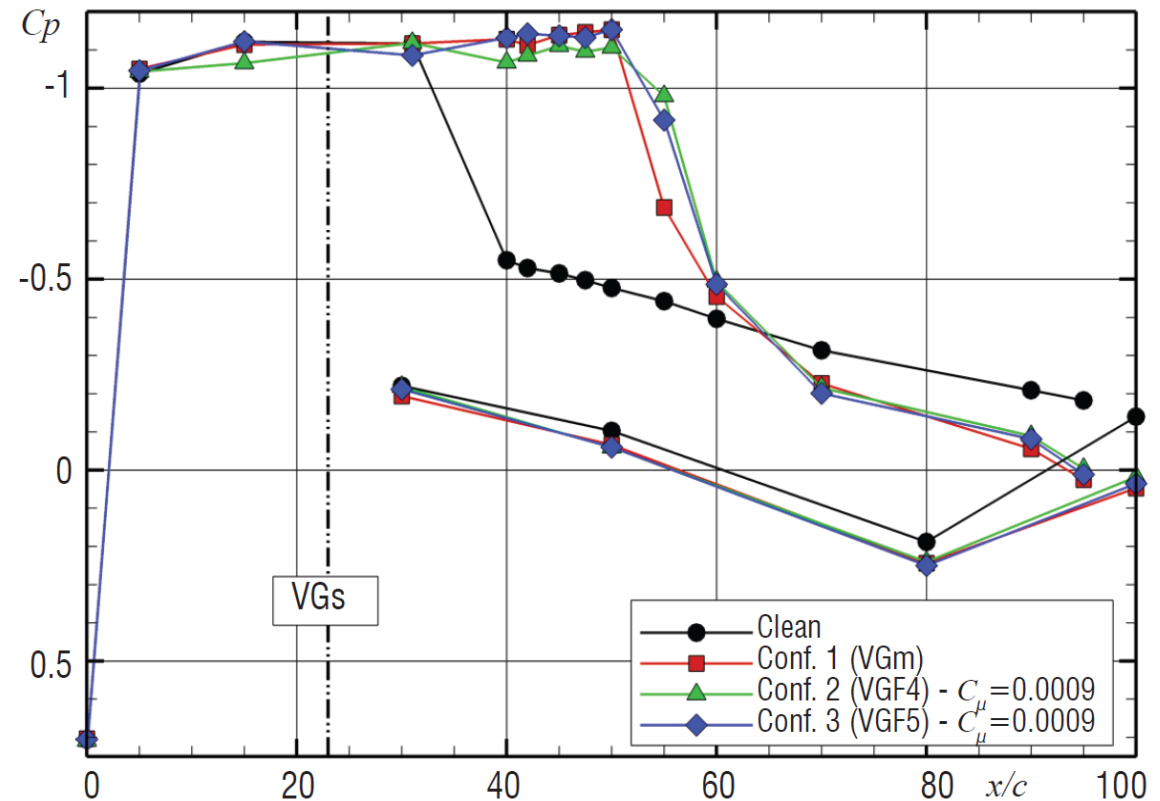
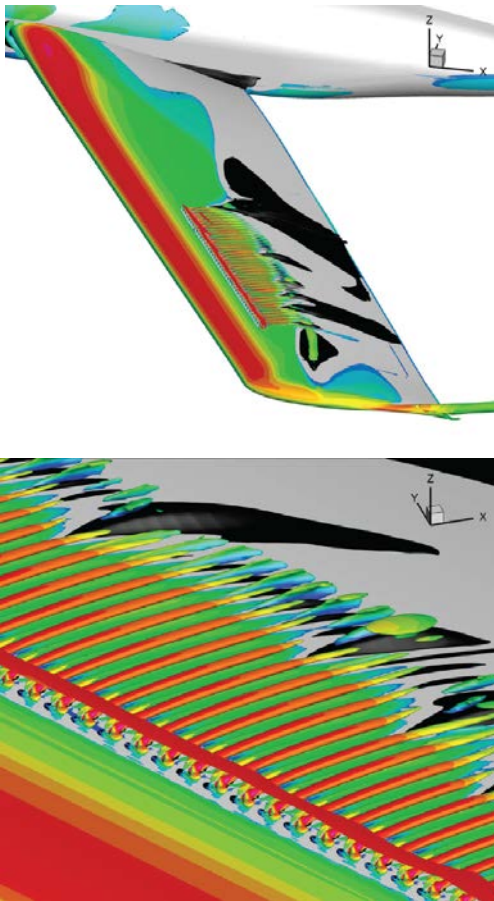
## Urządzenia dodatkowe: Generatory wirów oraz mikro-kierownice

Generatory wirów są skutecznymi urządzeniami, które mogą być stosowane do kontroli przepływu w warstwie przyściennej na skrzydle. Generatory wirów mogą być również stosowane do poprawy parametrów przepływowych w kanałach, np. systemy wlotowe do silników turbinowych. Niemniej jednak należy pamiętać, iż zastosowanie generatorów wirów wiąże się również ze wzrostem oporu aerodynamicznego. Poniżej przedstawiono charakterystyki aerodynamiczne płata gładkiego i płata z generatorami wirów umieszczonymi na stronie ssącej w 60% cięciwy.



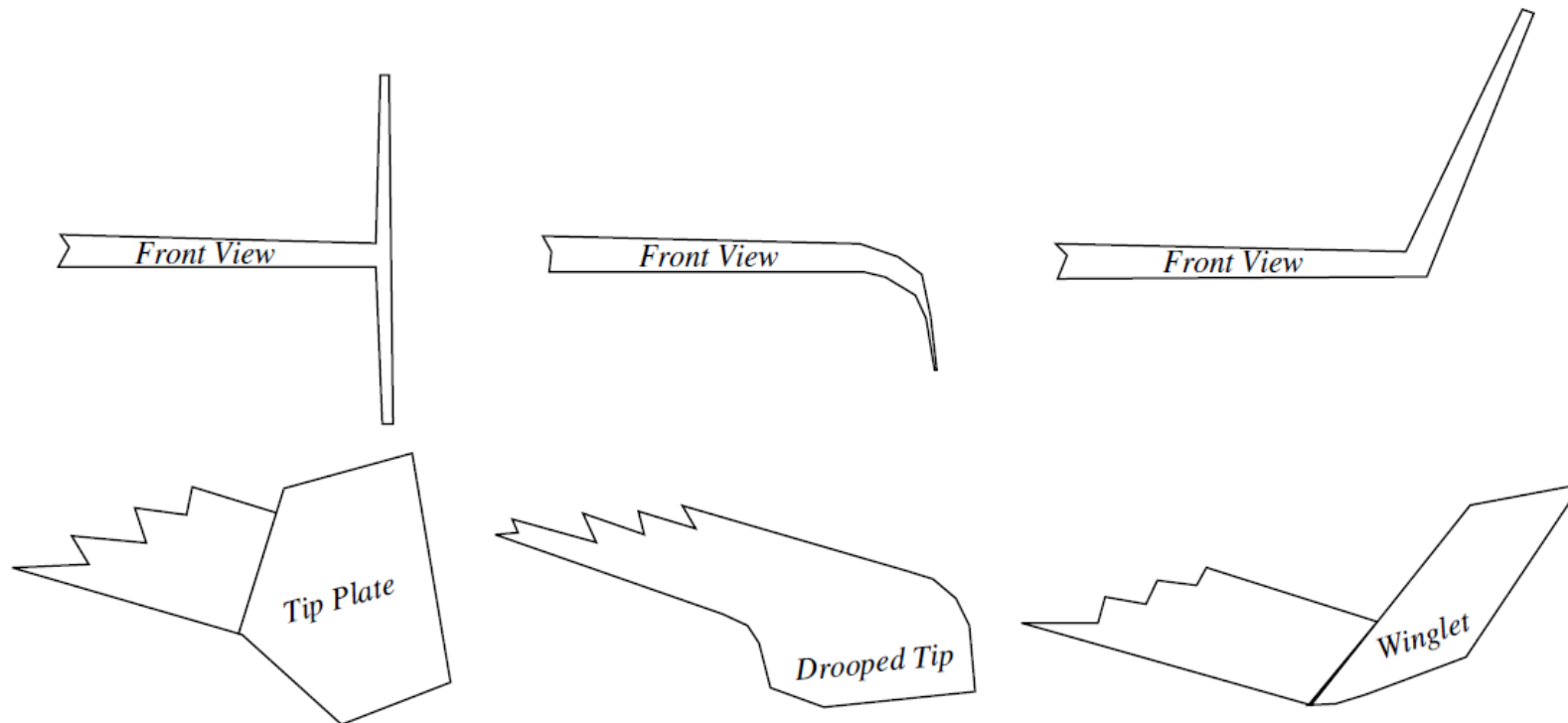
## Urządzenia dodatkowe: aktywne urządzenia kontrolujące przepływ

Dalszym rozwinięciem pasywnych generatorów wirów są urządzenia aktywne. Istnieje wiele rodzajów aktywnych metod do kontroli przepływu w warstwie przyściennej, np. wtryskiwanie dodatkowego powietrza, odsysanie warstwy przyściennej itp. Poniżej przedstawiono aktywne generatory wirów, tj. niewielkie strumienie doprowadzane pod odpowiednim kątem w celu generacji wirów podobnych do tych generowanych przez tradycyjne generatory wirów (ang. synthetic jets).



## Urządzenia dodatkowe: Winglety

Dodatkowe elementy aerodynamiczne na końcówkach skrzydeł, takie jak winglety mają na celu zmniejszenie oporu indukowanego. Podobny efekt można uzyskać poprzez zwiększenie wydłużenia skrzydła, niemniej jednak wiąże się to z generacją dodatkowej siły nośnej na końcówkach skrzydeł co prowadzi do większego momentu gnącego. Winglety natomiast nie generują dodatkowej siły nośnej na końcówka, redukując znacznie wiry indukowane.





## Urządzenia dodatkowe: Whitcomb winglet

Pierwszy raz oficjalnie winglety typu Whitcomb (nazwa od autora - Richard T. Whitcomb) zostały zastosowane na samolocie Boeing KC-135. Badania pokazały, iż ich zastosowanie umożliwiło zwiększenie zasięgu o 7%. Natomiast zastosowanie tego typu wingletów na samolocie McDonnell-Douglas DC-10 doprowadziło do redukcji zużycia paliwa w czasie przelotu o około 3%, zwiększenie zasięgu o około 2% oraz skrócenie dystansu potrzebnego do rozbiegu z maksymalną masą startową o około 5%.

