

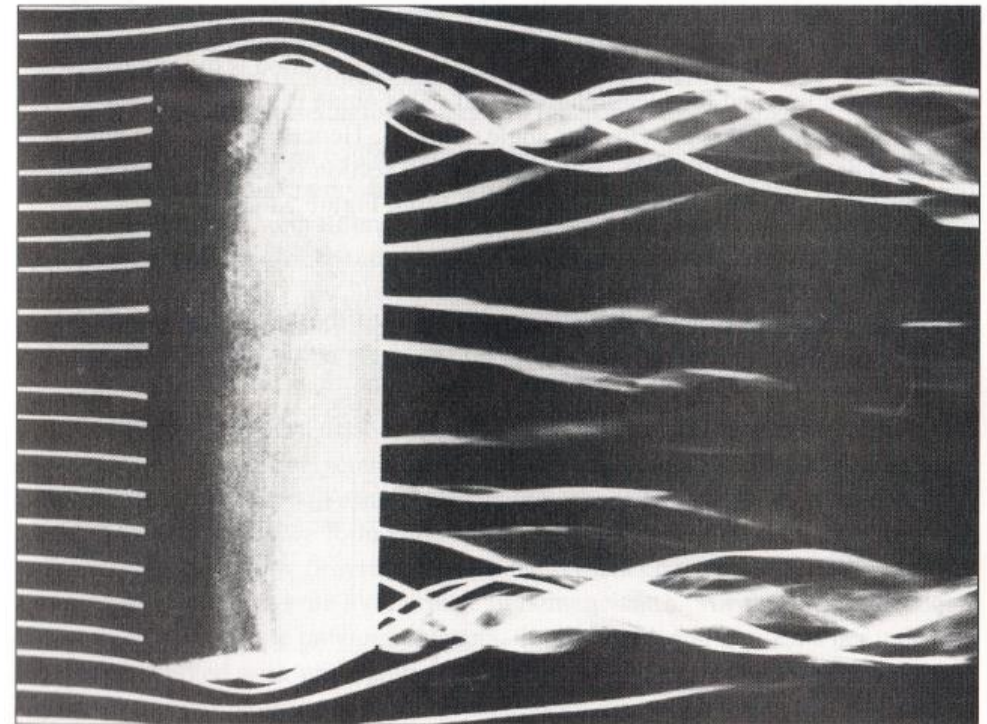
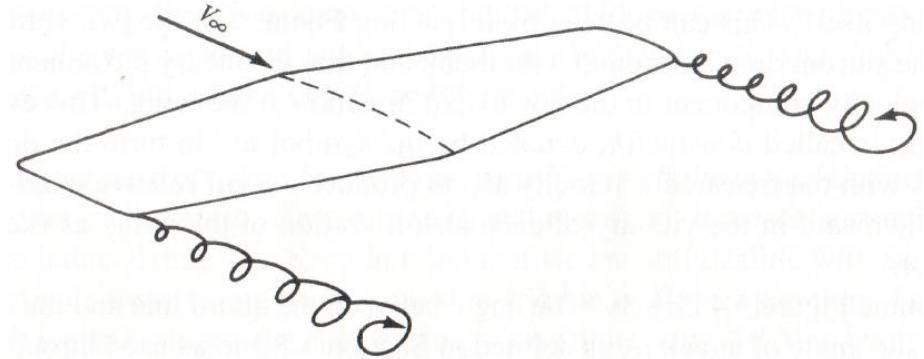
AERODYNAMIKA 2

WYKŁAD 7

OPŁYW SKRZYDŁA

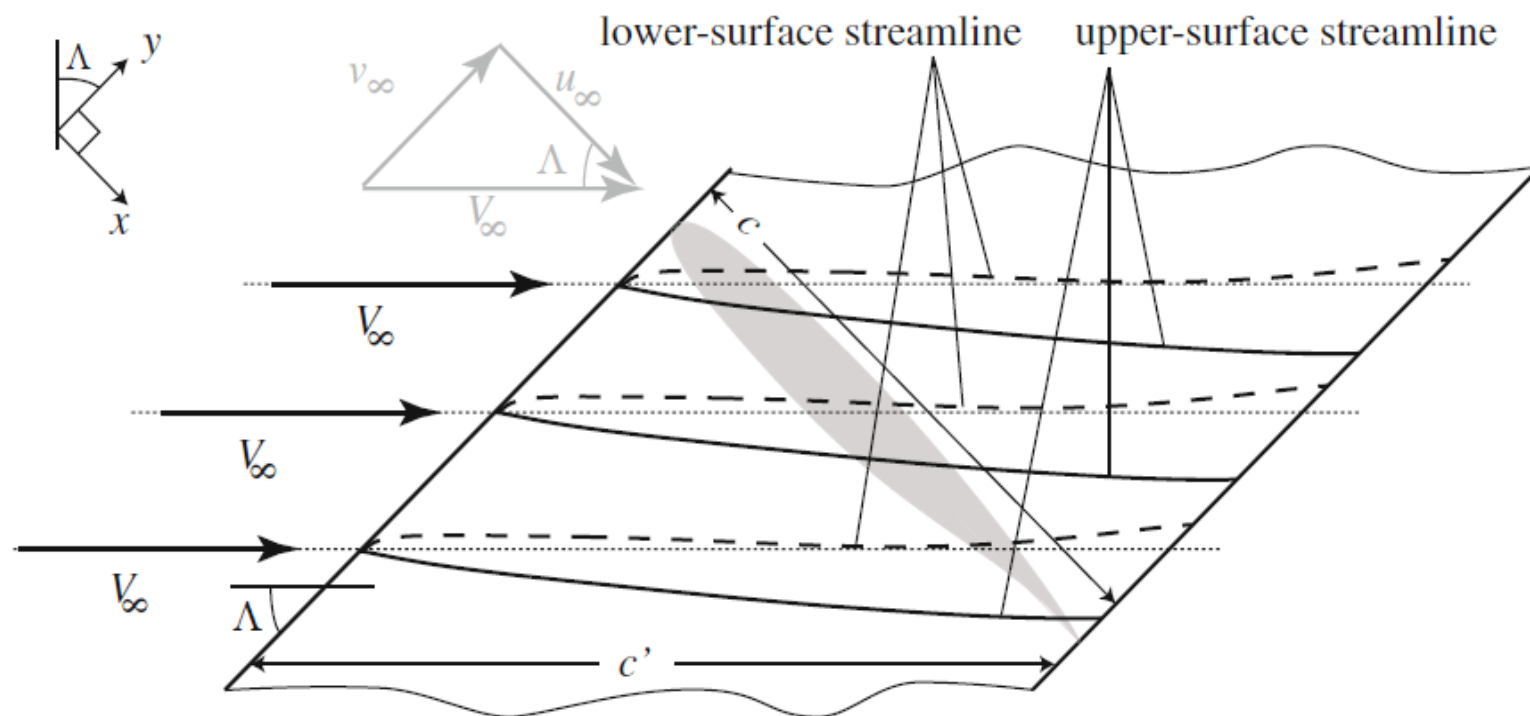
Opływ skrzydła o skończonej rozpiętości

Opływ skrzydła o skończonej rozpiętości wiąże się z występowaniem dwóch wirów krawędziowych chodzących z końcówek skrzydeł. W przypadku dużych samolotów wiry krawędziowe mogą być bardzo intensywne. Z tego powodu stosuje się duże odstępy między lądującymi i startującymi samolotami. Wiry krawędziowe wprowadzają niewielką ujemną składową pionową prędkości, którą nazywamy prędkością indukowaną, w_i . Jak pamiętamy, prędkością indukowaną prowadzi do powstania lokalnego kąta indukowanego, α_i .



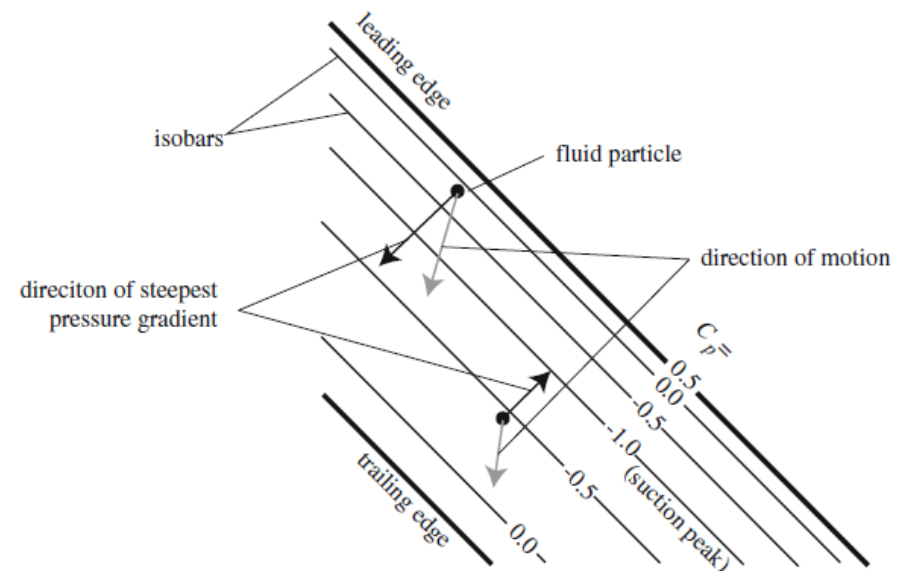
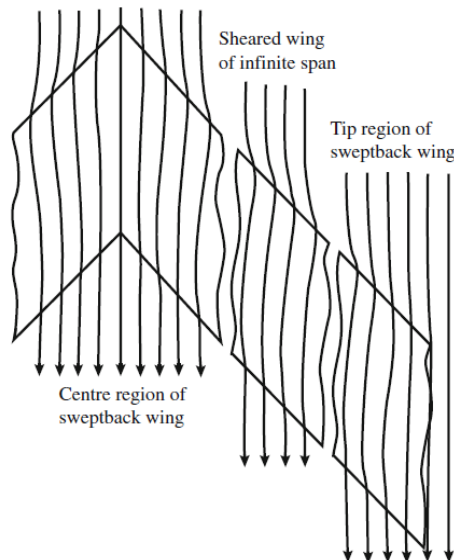
Optyw nielepki skrzydła o nieskończonej rozpiętości

Zgodnie z teorią skośnego skrzydła, linie prądu na stronie ciśnieniowej i ssącej mają inny kształt. Na stronie ciśnieniowej linie prądu w przybliżeniu pokrywają się z liniami prądu w jednorodnym napływie. Natomiast na stronie ssącej linie prądu są ugięte w kierunku ujemnym osi y . Jeśli rozważamy skrzydło skośnej o dodatnim kącie skosu linie prądu na górnej części płata będą skierowane w stronę kadłuba.



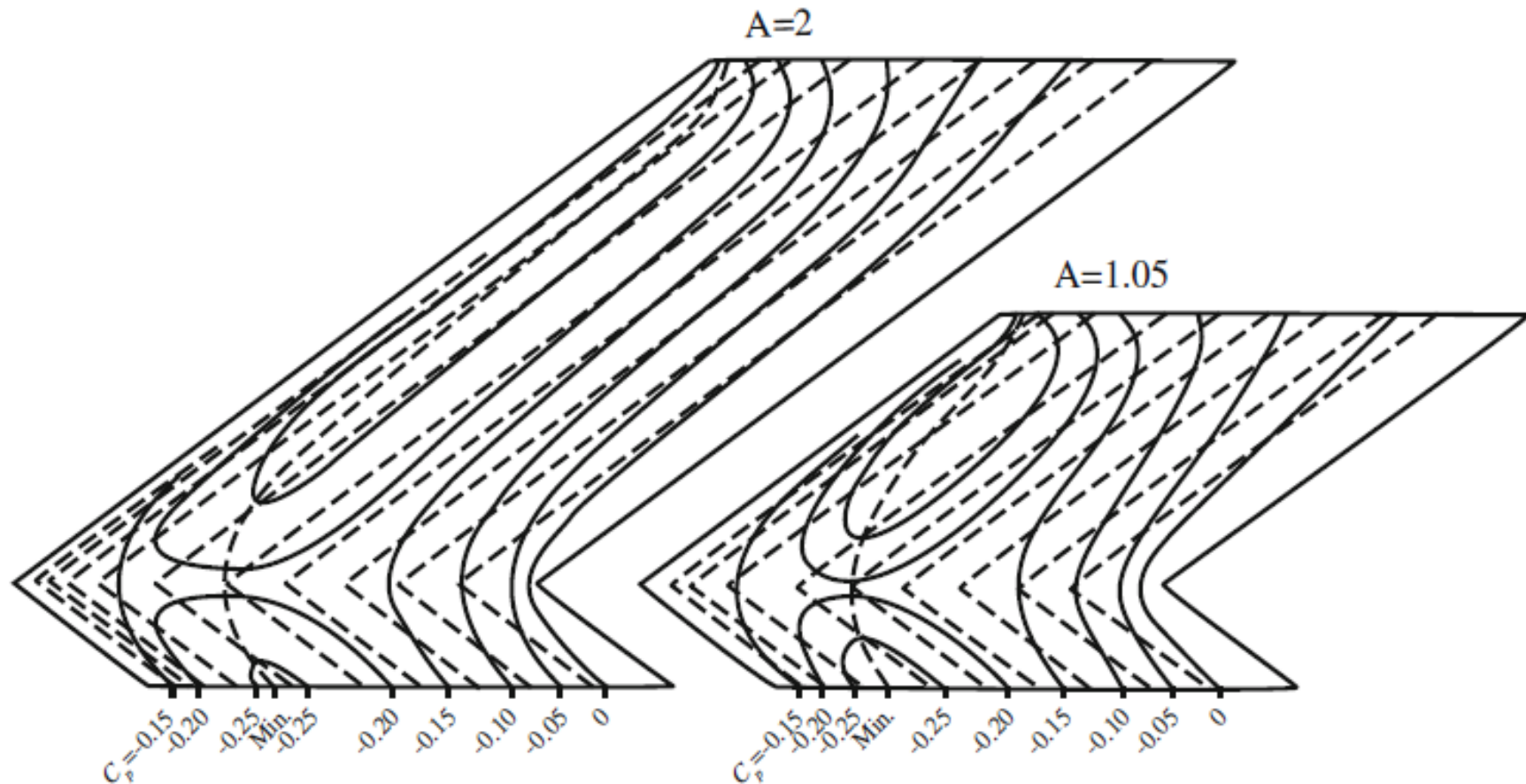
Opływ nielepki

Rozważmy opływ skrzydła o skończonej rozpiętości zbudowanego w oparciu o profile symetryczne bez skręcenia, skrzydło znajduje się w jednorodnym opływie i jest na zerowym kącie natarcia. Kształt linii prądu na górnej i dolnej powierzchni jest jednakowy i jest wynikiem dystrybucji grubości wzdłuż rozpiętości. Jeśli przeanalizujemy część środkową skrzydła, z łatwością zauważymy, że linie prądu w okolicy krawędzi natarcia odchylają się w stronę do kadłuba, a następnie w stronę końcówki. Można to wyjaśnić przy użyciu rozkładu ciśnienia, poruszająca się cząsteczka od linii spiętrzenia do obszaru minimalnego ciśnienia porusza się w przybliżeniu prostopadle do izobar, ponieważ jest to najkorzystniejsze. Natomiast po przejściu przez obszar minimalnego ciśnienia, kierunek prostopadły do izobar nie jest już najkorzystniejszy, ponieważ ciśnienie wzrasta. W związku z tym w przypadku skrzydeł z dodatnim kątem skosu, cząsteczki poruszają się w stronę do końcówek, ponieważ gradient ciśnienia jest w tym kierunku najkorzystniejszy.



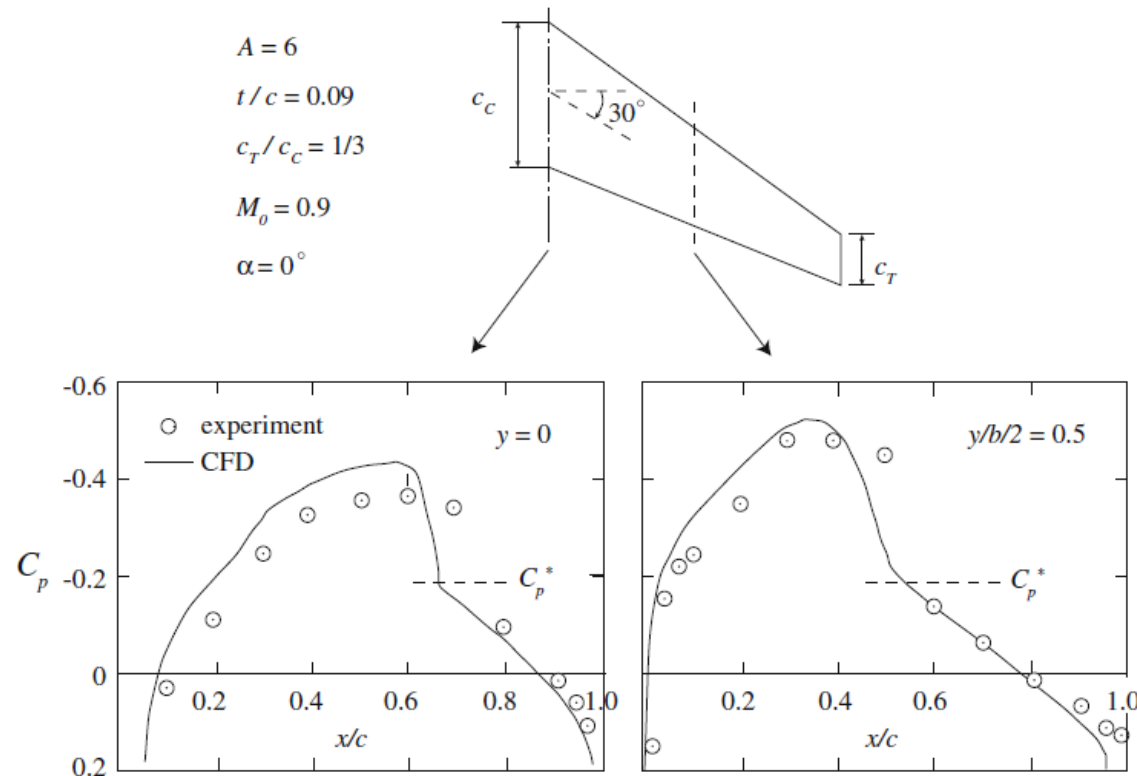
Opływ nielepki

Oczywiście w przypadku skrzydeł o skończonej rozpiętości największe nieregularności w kształcie izobar mają miejsce w pobliżu końcówek oraz kadłuba. W takich przypadkach mówimy o wpływie kadłuba bądź końcówki na rozkład ciśnienia na płacie. Jak łatwo wywnioskować im mniejsze wydłużenie wpływ będzie większy. W związku z tym rozkład współczynnika ciśnienia może się znacznie różnić od tego uzyskanego dla przypadku 2D.



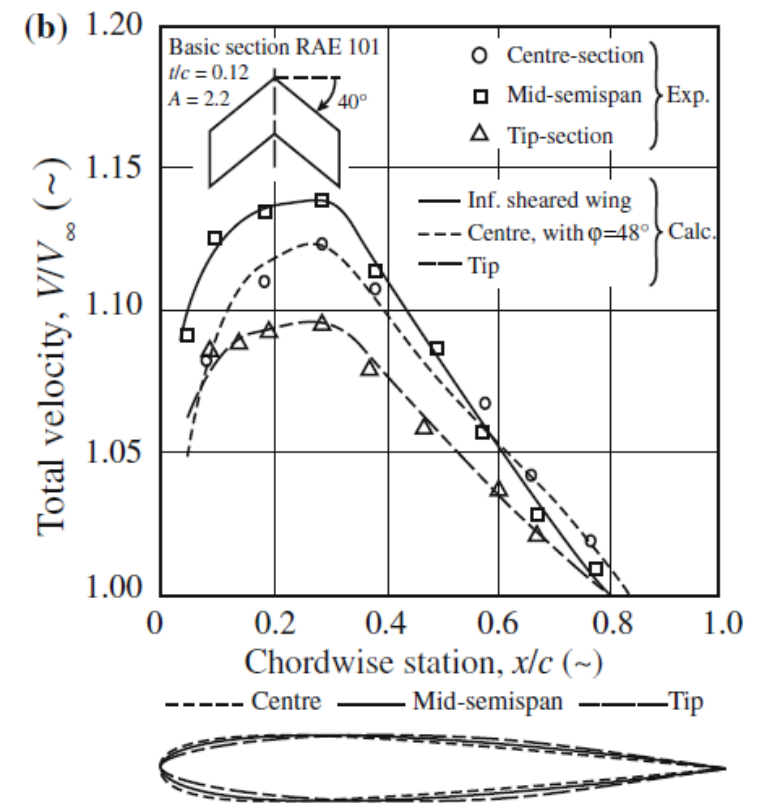
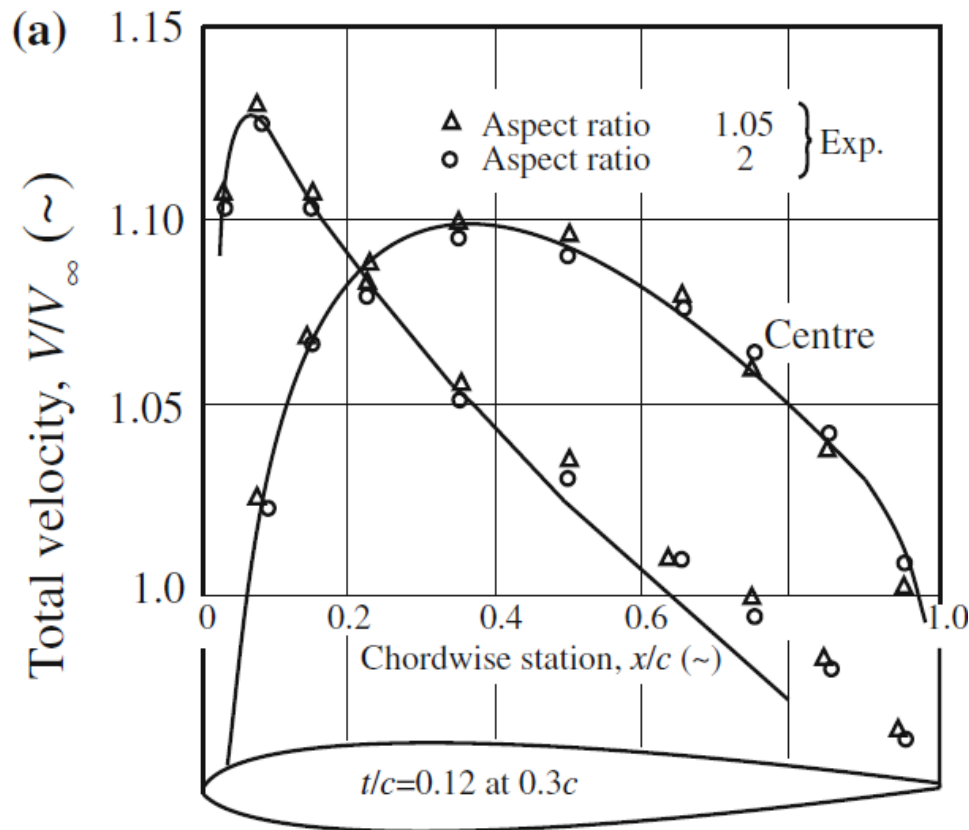
Opływ nielepki

Rozważmy opływ skrzydła zbudowanego w oparciu o profile symetryczne o grubości względnej 9%, zbieżności $\lambda = 1/3$, kącie skosu $\Lambda = 30^\circ$ i wydłużeniu $AR = 6$. Skrzydło jest ustawione pod zerowym kątem w jednorodnym opływie z liczbą Macha równą 0.9. Poniżej przedstawiono rozkłady współczynnika ciśnienia w okolicy kadłuba oraz w połowie rozpiętości skrzydła. Widzimy istotne różnice w rozkładzie współczynnika ciśnienia wzdłuż rozpiętości. Ponadto położenie i skok ciśnienia na fali uderzeniowej różnią się istotnie w obu przekrojach. Jak łatwo możemy wywnioskować, tego typu rozkład istotnie różnice w rozkładzie wzdłuż rozpiętości siły nośnej oraz momentu.



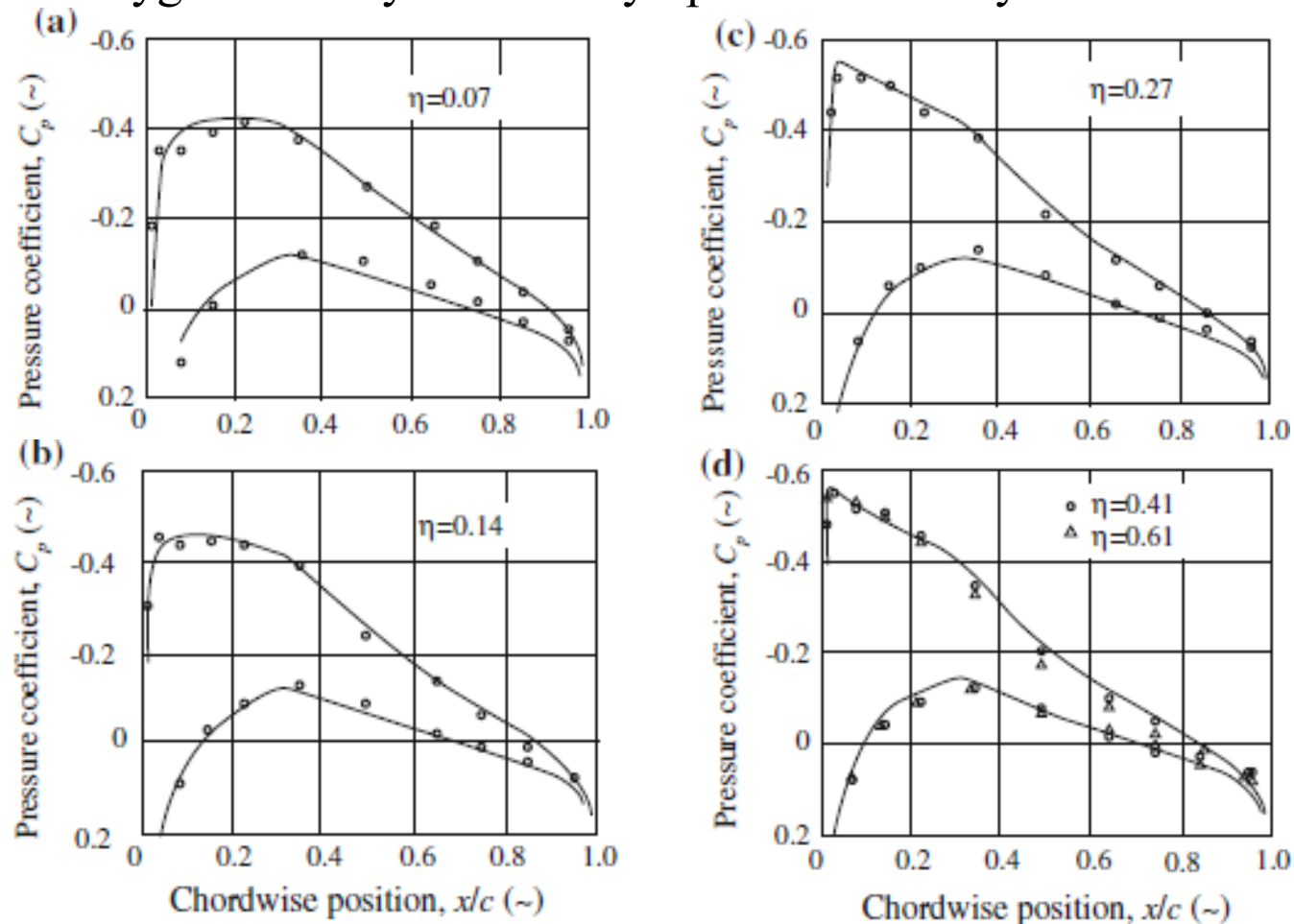
Opływ nielepki

W przypadku skrzydeł zbudowanych w oparciu o jeden profil (rozkład V/V_∞ po lewej stronie) widzimy wyraźnie duże różnice w rozkładzie lokalnej prędkości (ciśnienia) wzdłuż rozpiętości. Projektując odpowiednio skrzydło (tj. dystrybucja grubości i skręcenia) oraz stosując różne profile możemy optymalizować rozkład ciśnienia w celu uzyskania żądanych parametrów aerodynamicznych skrzydła (rozkład V/V_∞ po prawej stronie).



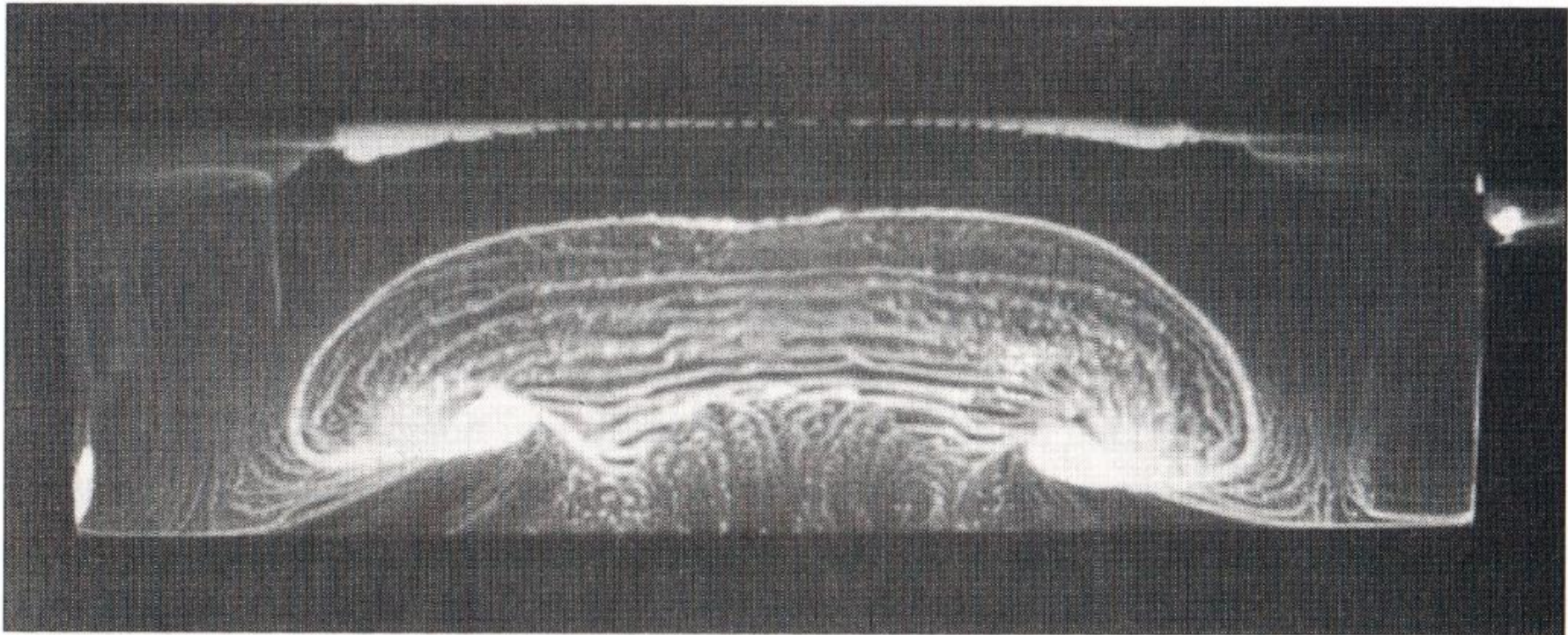
Opływ nielepki

Rozważmy opływ skrzydła o kącie skosu $\Lambda = 45^\circ$ i wydłużeniu $AR = 3$ zbudowanego w oparciu o profile symetryczne. Poniżej przedstawiono rozkłady współczynnika ciśnienia w pięciu przekrojach wzdłuż rozpiętości, tj. $\eta = 0.07, 0.14, 0.27, 0.41$ i 0.61 . Występują istotne różnice jeśli porównamy rozkłady w pobliżu kadłuba z rozkładami w okolicy połowy rozpiętości. W wyniku takiego rozkładu współczynnika ciśnienia (rozkładu obciążenia) wzdłuż rozpiętości zostanie wygenerowany dodatkowy opór indukowany.



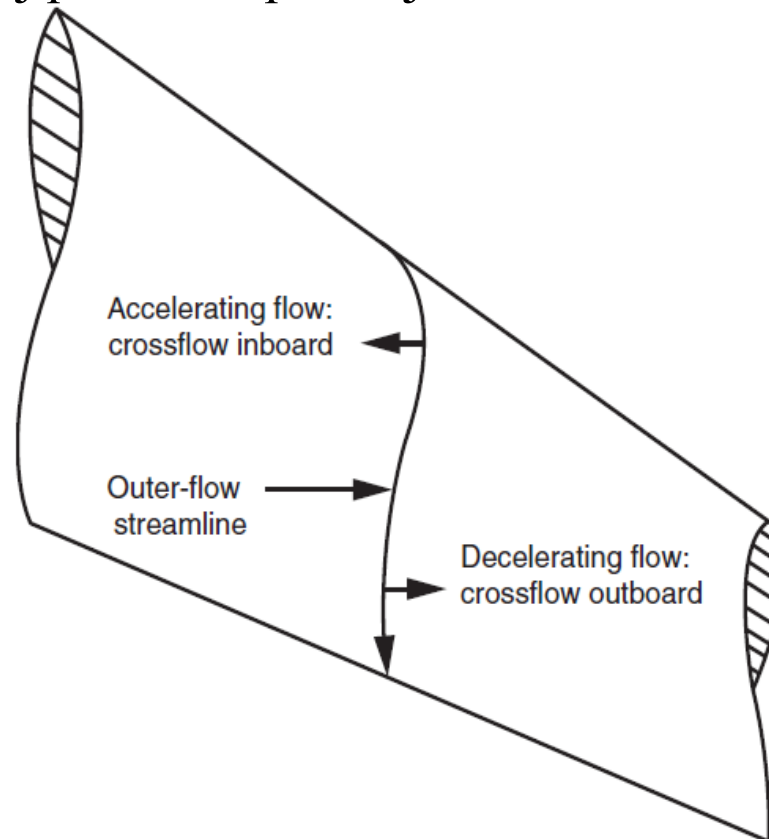
Optyw lepki

W przypadku optywu lepkiego skrzydła w zakresie odpowiednio wysokich kątów natarcia przepływ staje się istotnie trój-wymiarowy (3D). Poniżej przedstawiono wizualizację olejową optywu płata o obrysie prostokątnym, zbudowanego w oparciu o profile Clark Y-14 i wydłużeniu 3.5. Kąt natarcia jest równy 23° , natomiast liczba Reynoldsa jest równa około 2.5×10^5 . Jak widzimy w tym przypadku występuje przepływ poprzeczny (wzdłuż rozpiętości) połączony z obszernym oderwaniem.



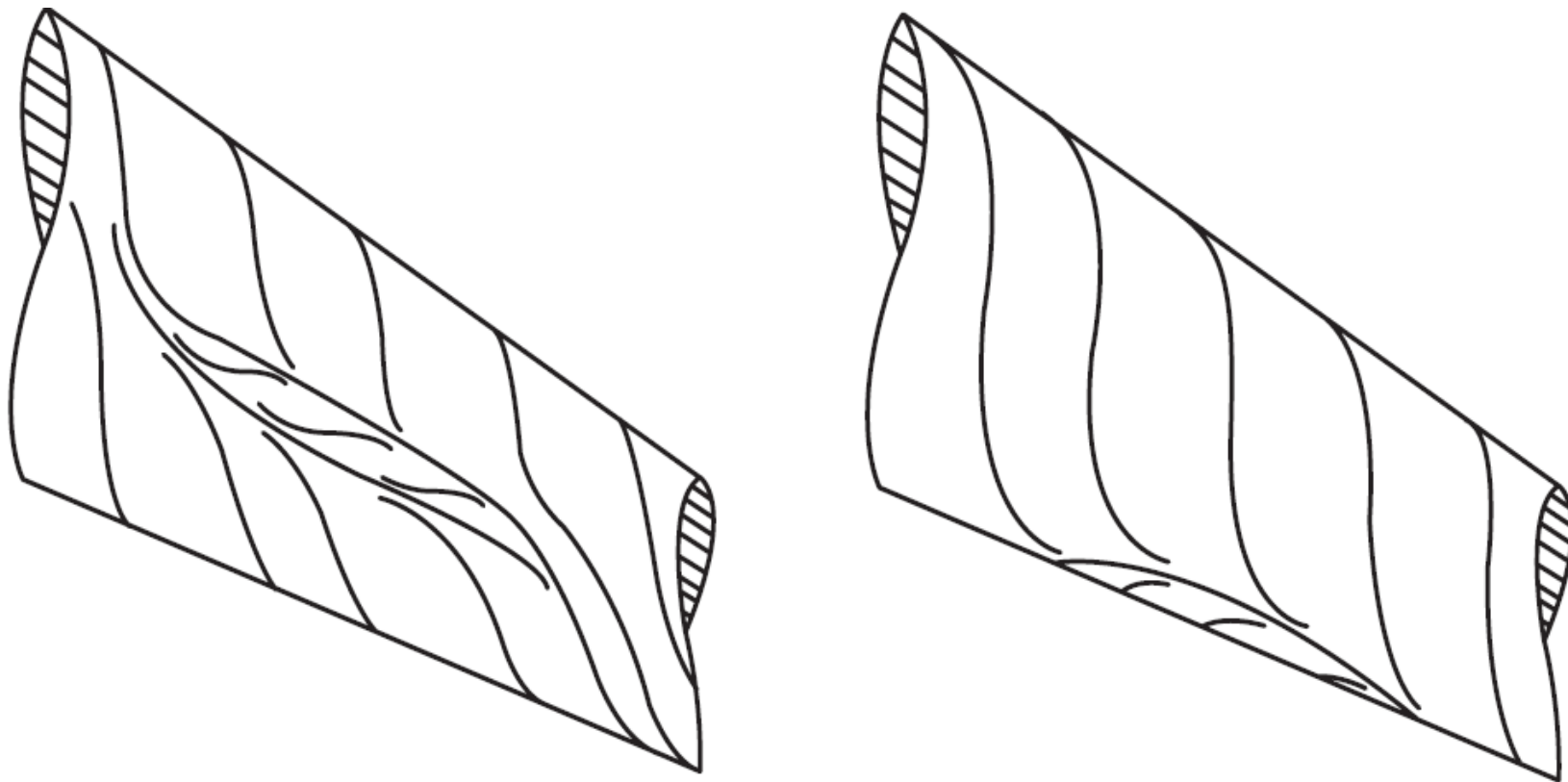
Optyw lepki

W przypadku optywu lepkiego skrzydła, występuje oczywiście warstwa przyscienna i typowy dla warstwy przysciennej profil prędkości. W związku z tym im bliżej ściany tym moduł prędkości jest niższy. Natomiast ciśnienia statyczne, jak wiemy, w warstwie przysciennej w kierunku normalnym nie zmienia się. W związku z tym mamy ten sam gradient ciśnienia na powierzchni skrzydła i na brzegu warstwy przysciennej. W wyniku tego przepływ w warstwie przysciennej jest bezpośrednio kształtowany przez rozkład ciśnienia statycznego. Przykład linii prądu w warstwie przysciennej pokazano poniżej.



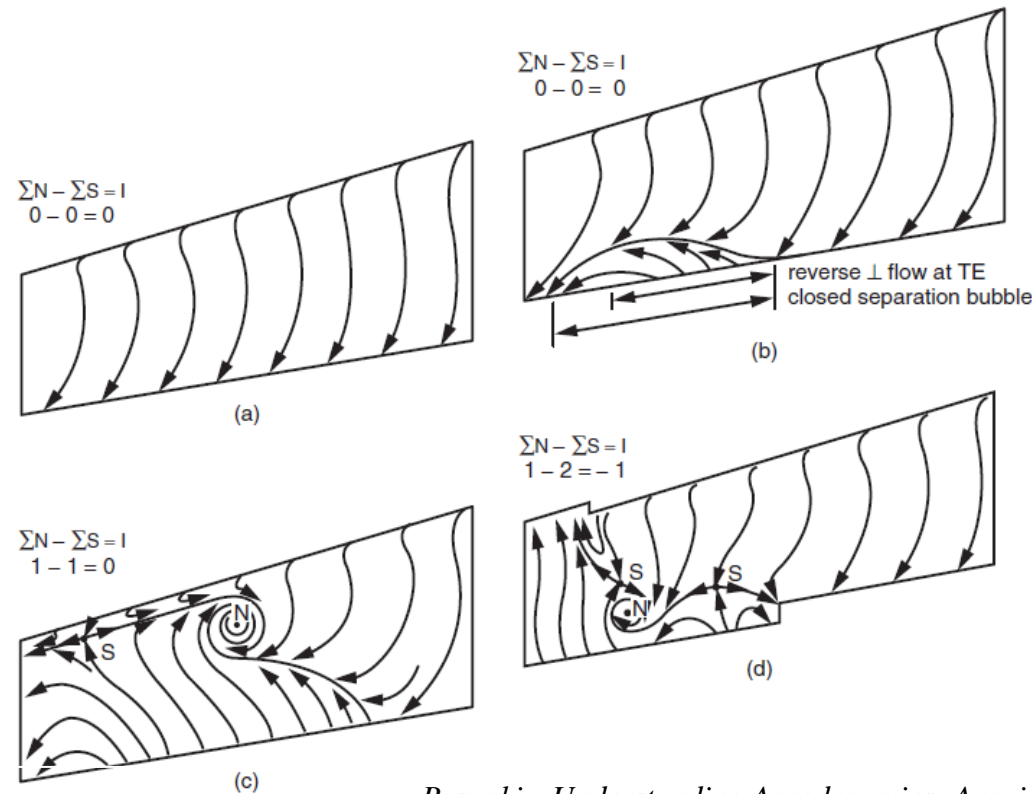
Optyw lepki

Poniżej przedstawiono dwa typowe przypadki oderwania na skrzydle. Rysunek po lewej, oderwanie z ponownym przyklejeniem przepływu. W tym przypadku w zależności od liczby Reynoldsa może wystąpić laminarny bąbel oderwania (połączony z przejściem laminarno-turbulentnym) lub turbulentny bąbel oderwania. Sytuacja przedstawiona na rysunku po prawej stronie przedstawia oderwanie bez ponownego przylgnięcia. W obu przypadkach należy zwrócić uwagę na fakt występowania złożonego przepływu w warstwie przyściennej w kierunku rozpiętości skrzydła.



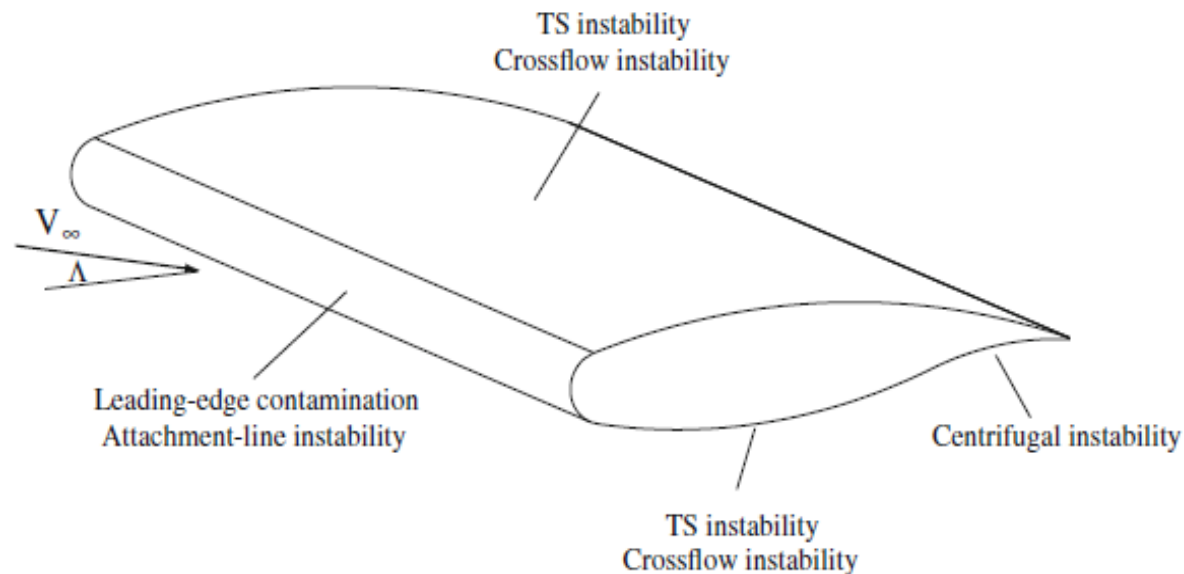
Opływ lepki

Poniżej przedstawiono przykład wizualizacji olejowej na górnej części skrzydła skośnego w zakresie prędkości poddźwiękowych. Rysunek a) przedstawia sytuację przepływu bez oderwania. W przypadku przedstawionym na rysunku b) występuje oderwanie na zewnętrznej stronie skrzydła w okolicy krawędzi spływu (widzimy wyraźnie linię określającą obszar oderwania). Rysunek c) przedstawia pogłębione oderwanie na zewnętrznej stronie skrzydła, np. w wyniku zwiększenia kąta natarcia w stosunku do kąta z rysunku b). Widzimy tutaj również linie oderwania z wyraźnym obszarem zawirowania. Na rysunku d) przedstawiono sytuację z aktywnymi urządzeniami hipernośnymi na krawędzi natarcia i spływu.



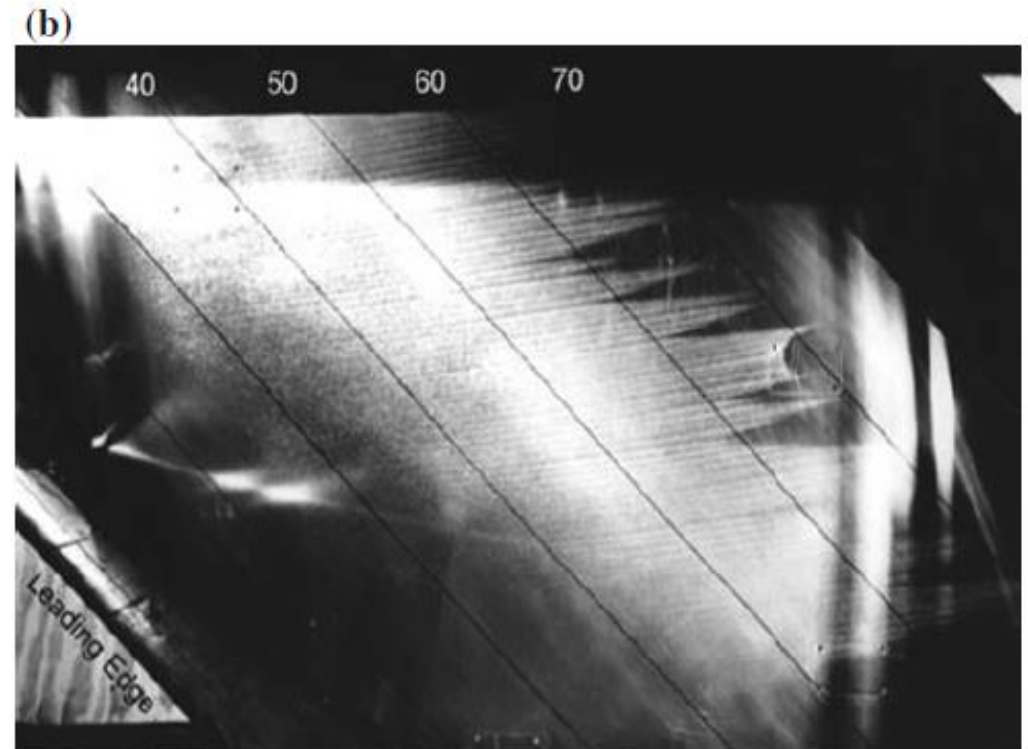
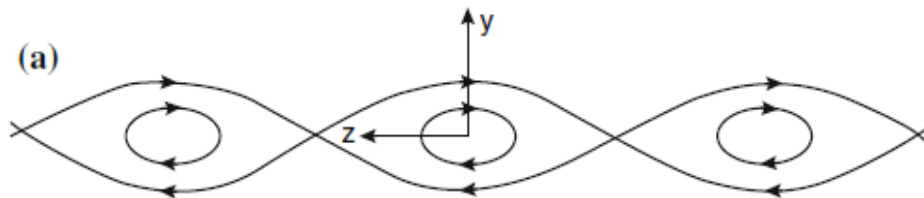
Przejście laminarno-turbulentne

Jak pamiętamy z poprzednich wykładów opóźnienie przejścia laminarno-turbulentnego prowadzi do istotnej redukcji oporu. Niemniej jednak w przypadku skośnych skrzydeł kontrolowanie przejścia laminarno-turbulentnego jest zdecydowanie bardziej złożone. Podobnie jak w przypadku opływu płaskiej płytki, poza falami Tollmiena-Schlichtinga (T-S waves) występują również niestabilne postacie wirowości. W ogólnym przypadku opływu skrzydła skośnego występują trzy obszary w których występują niestabilności wirowe, tj. (1) w okolicy noska (ang. attachment-line instability), (2) na górnej i dolnej powierzchni skrzydła (ang. crossflow instability) oraz w okolicy krawędzi spływu na stronie ciśnieniowej (ang. centrifugal instability). W przypadku niestabilności w okolicy noska, warstwa laminarna pozostaje stabilna jeśli liczba Reynoldsa bazująca na grubości straty pędu jest poniżej 90-100.



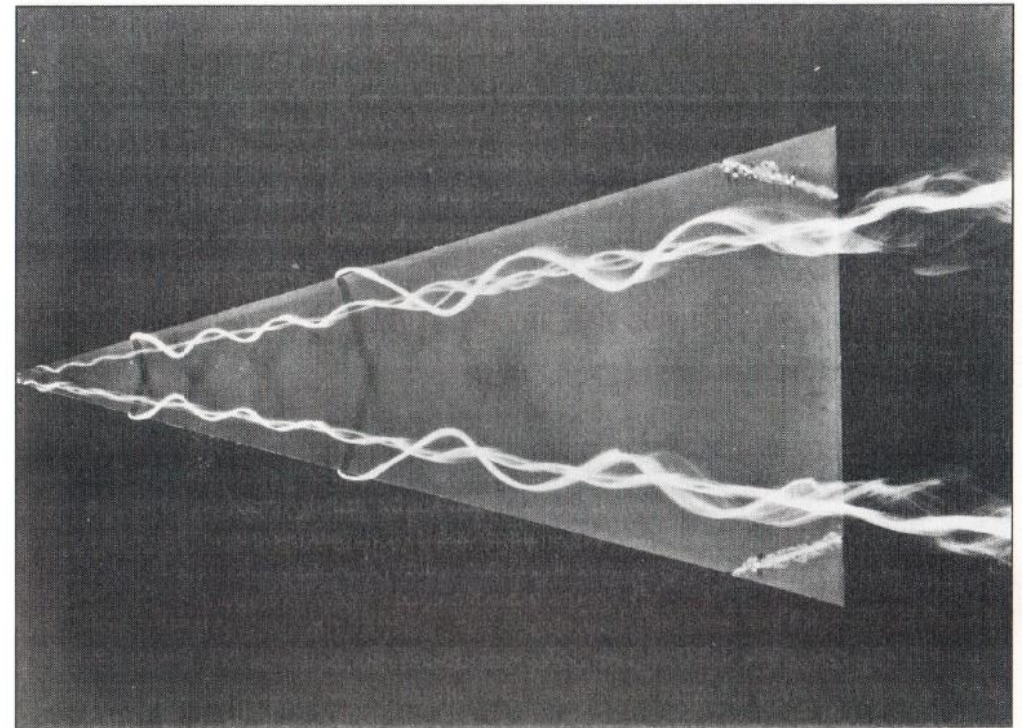
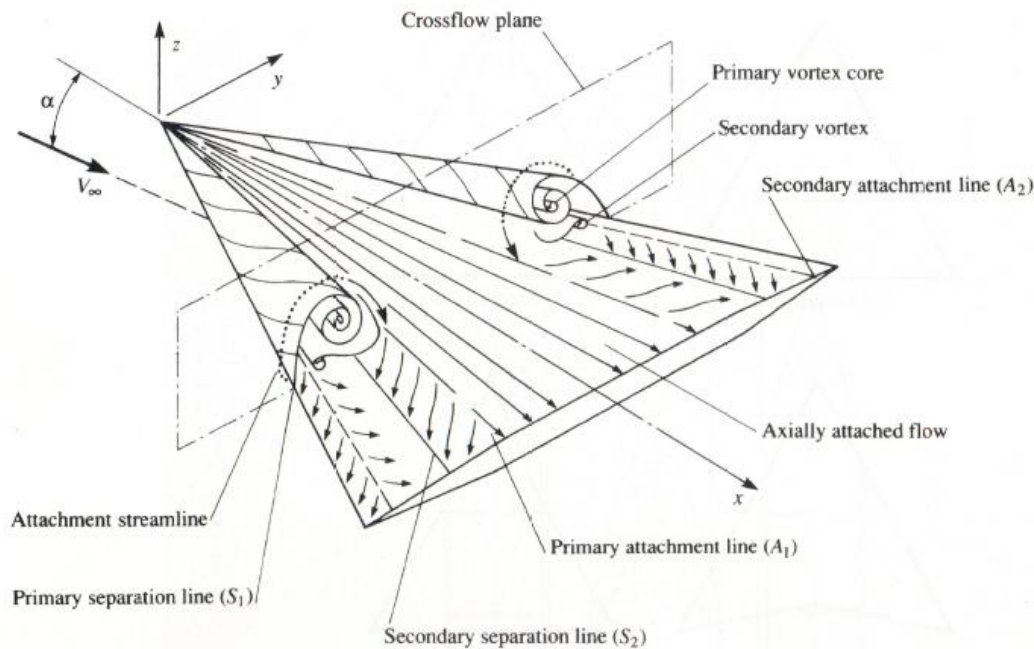
Przejście laminarno-turbulentne

W kontekście kontroli przejścia L-T na skrzydle, zakładając że warstwa przyscienna pozostaje laminarna za noskiem, najistotniejsze są niestabilności poprzeczne (ang. crossflow instabilities). Przepływ poprzeczny w warstwie przyściennej jest wymuszany strukturami wirowymi, których osie z pewnym niewielkim kątem pokrywają się liniami prądu opływu nielepkiego. Wszystkie te struktury wirują w jednym kierunku, jak pokazano poniżej. Rozpad niniejszych struktur wirowych prowadzi do „ząbkowanego” przejścia laminarno-turbulentnego.



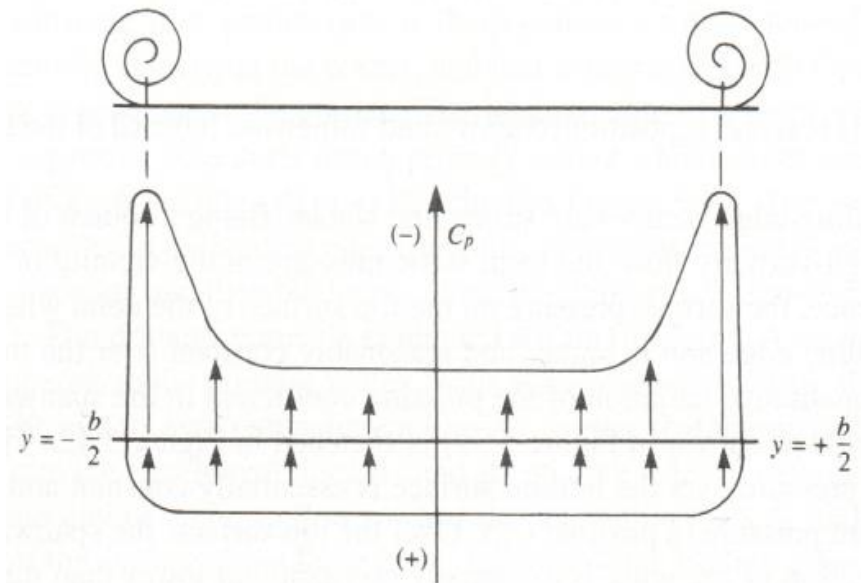
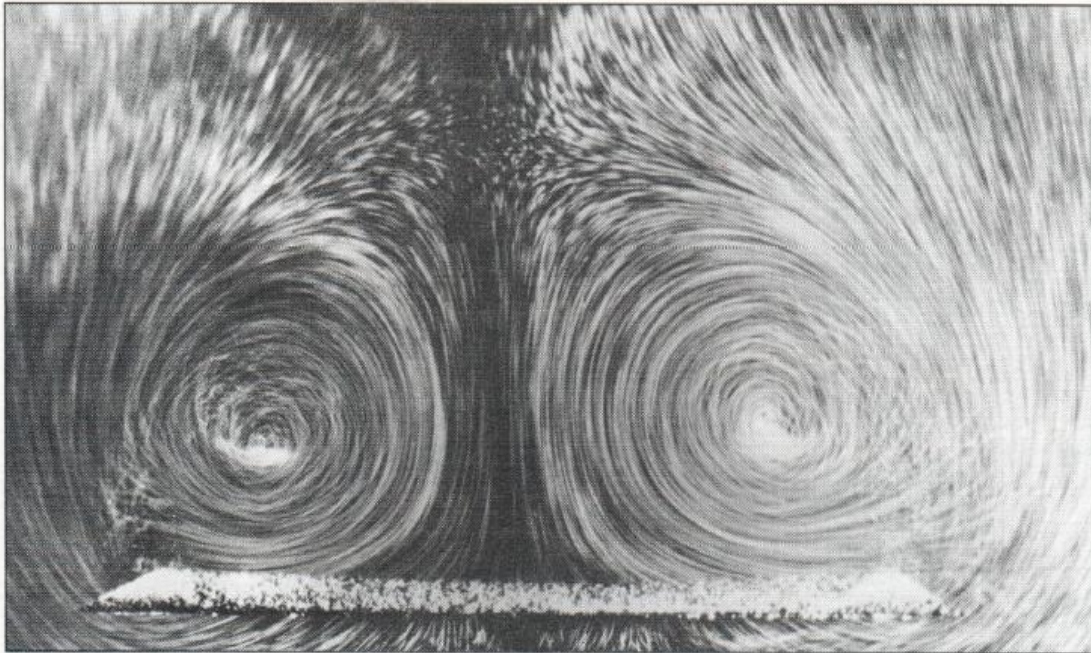
Optyw skrzydła trójkątnego (delta)

W przypadku optywu poddźwiękowego skrzydła o obrysie delty w zakresie pewnych kątów występują dwa podstawowe wiry krawędziowe. W wyniku tych wirów przepływ na krawędziach natarcia odrywa się, aby następnie przyłączyć do powierzchni skrzydła na linii przyłączenia (ang. primary attachment line). Następnie, powstaje drugi przeciwbieźny wir umiejscowiony pod głównym wirem, który również prowadzi do wystąpienia oderwania z ponownym przyłączeniem (ang. secondary attachment line). Między obszarami zdominowanymi przez wiry krawędziowy występuje obszar przepływu w pełni przyklejonego i regularnego.



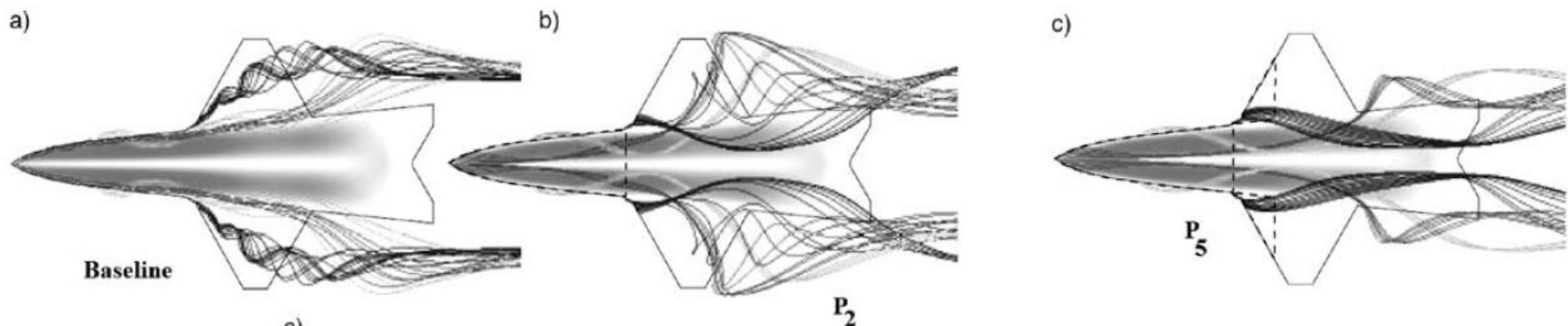
Optyw skrzydła trójkątnego (delta)

Wiry krawędziowe są intensywne i stabilne. Wymuszają one doładowanie optywu górnej części skrzydła „świeżym” wysokoenergetycznym powietrzem. W związku z tym skrzydła o obrysie delty mogą operować w zakresie wysokich kątów natarcia. W wyniku niskiego ciśnienia statycznego w rdzeniu wirów krawędziowych również ciśnienie pod wirami jest niskie. Poniżej przedstawiono rozkład współczynnika ciśnienia wzdłuż rozpiętości. Na wykresie widać zdecydowanie niższe ciśnienie w okolicy krawędzi natarcia skrzydła, jak również niższe ciśnienie w środkowej części strony ssącej płata. Ciśnienie na stronie ciśnieniowej charakteryzuje się stałym rozkładem.



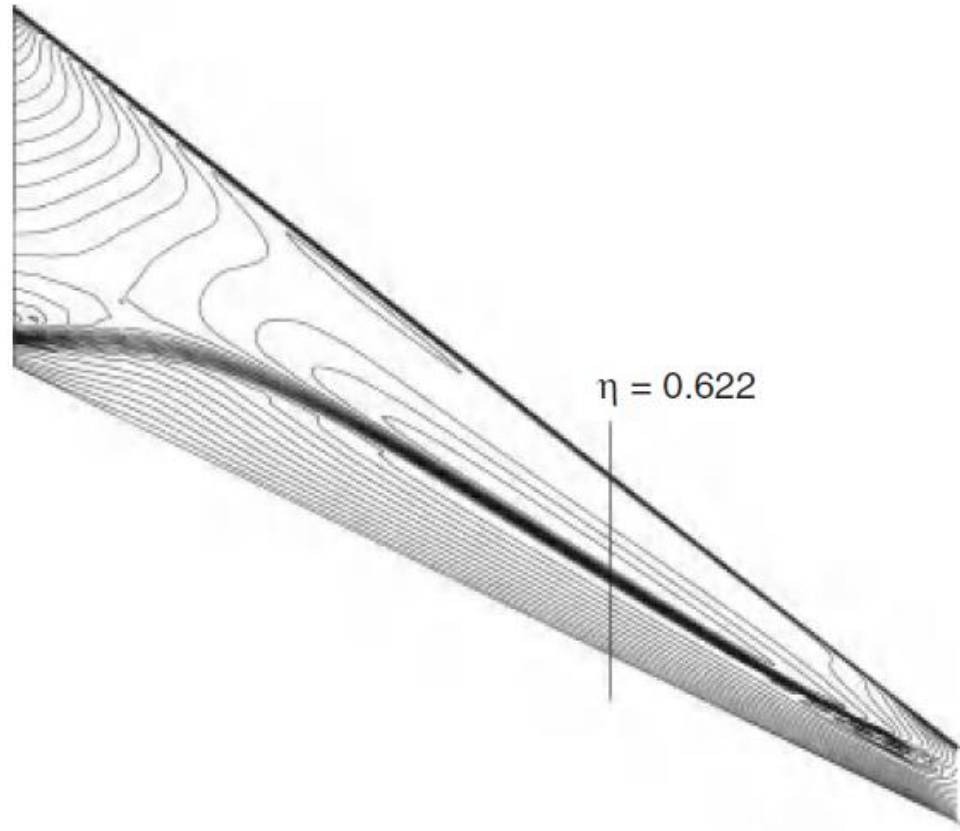
Wpływ chropowatości powierzchni na opływ skrzydeł

Rozważmy opływ modelu samolotu ustawionego na kąt natarcia równy 28° i będącego w jednorodnym napływie z liczbą Macha równą 0.14. Badania zostały wykonane dla trzech konfiguracji chropowatości: a) gładka powierzchnia modelu, b) chropowatość powierzchni na części nosowej i c) chropowatość powierzchni na części nosowej i krawędziach natarcia skrzydeł. W pierwszym przypadku (baseline), zgodnie z oczekiwaniami, występują dość silne wiry schodzące okolicy łączenia skrzydła z kadłubem. Jak widzimy rysunku b) po zastosowaniu chropowatości na części nosowej kadłuba wiry te zostały znacznie osłabione i powstała inna struktura wirowa na górnej części modelu. Przypadek przedstawiony na rysunku c) natomiast doprowadził do znacznej redukcji struktur wirowych prowadząc do niewielkich struktur wirowych w tylnej części samolotu. Jak możemy łatwo wywnioskować te istotne zmiany w opływie zewnętrznym samolotu powstały w skutek wymuszenie poprzez zadanie chropowatości turbulentnej warstwy przyściennej już na część nosowej kadłuba (rys. b)) oraz dodatkowo na krawędzi skrzydeł (rys. c)). Turbulentna warstwa przyscienna jest zdecydowanie bardziej odporna na oderwania.



Optyw skrzydła w zakresie prędkości transonicznych

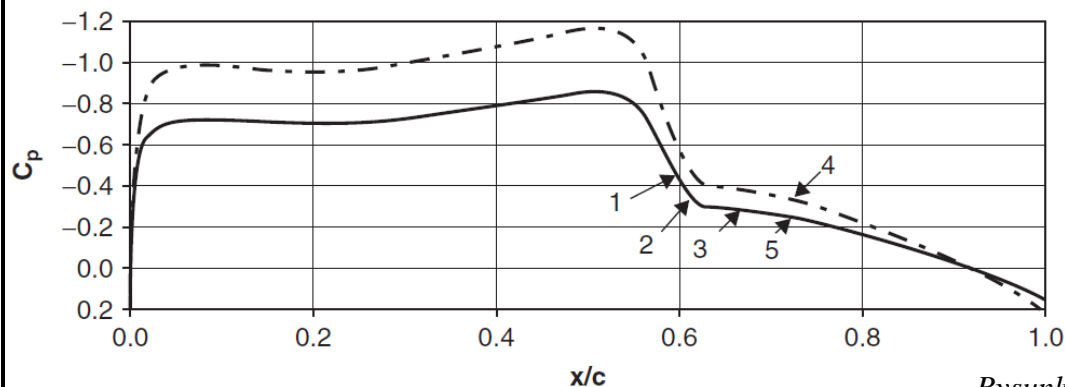
Rozważmy optyw skrzydła trapezowego o zbieżności $\lambda = 0.2$, kącie skosu $\Lambda = 35^\circ$ i wydłużeniu $AR = 9$. Liczba Macha w jednorodnym napływie jest równa 0.85, natomiast liczba Reynoldsa odpowiada typowym wartościom, tj. $\sim 10 \times 10^6$. Poniżej przedstawiono rozkład ciśnienia statycznego na górnej części płata przy użyciu izobar. W naszych analizach dotyczących warstwy przyściennej będziemy analizowali jeden przekrój dla którego $\eta = 0.622$.



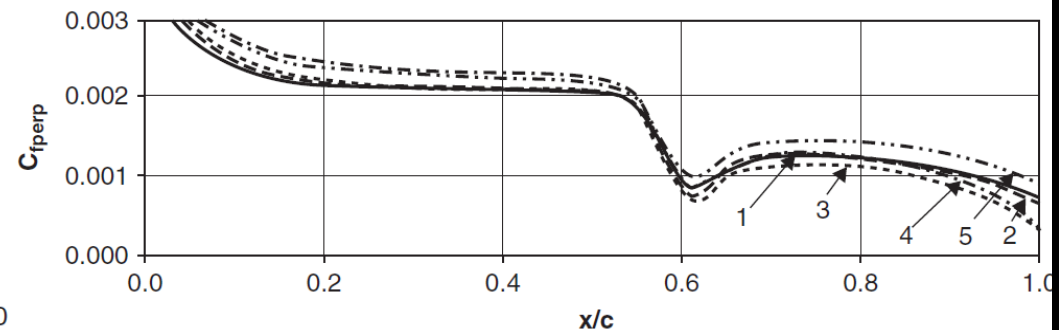
Optyw skrzydła w zakresie prędkości transonicznych i naddźwiękowych

Poniżej przedstawiono rozkłady współczynnika ciśnienia i współczynnika oporu tarcia. Dodatkowo porównano wyniki uzyskane przy użyciu pięciu innych sposobów modelowania przepływu w warstwie przyściennej. Opcja (1) rozwiązanie warstwy przyściennej traktując przepływ w warstwie jako trój-wymiarowy (3D), (2) modelowanie przepływu w warstwie zakładając nieskończone wydłużenie skrzydła oraz uwzględniając kąt skosu i zbieżność skrzydła, (3) skrzydło o nieskończonym wydłużeniu ze skosem i bez zbieżności, (4) traktując przepływ w warstwie jako dwu-wymiarowy (2D) w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku skosu i (5) traktując przepływ w warstwie jako 2D zgodnie z kierunkiem lokalnego przepływu. Zgodnie z oczekiwaniami na fali uderzeniowej następuje skokowy wzrost ciśnienia statycznego, jak również spadek a następnie niewielki wzrost współczynnika oporu tarcia. W przypadku współczynnika ciśnienia, wszystkie sposoby modelowania przepływu w warstwie poza opcją (4) prowadzą do poprawnego rozwiązania. Sytuacja wygląda nieco inaczej w przypadku oporu tarcia, gdzie widzimy wyraźnie iż każde uproszczenie modelu prowadzi do większych rozbieżności w uzyskiwanych wynikach.

Współczynnik ciśnienia



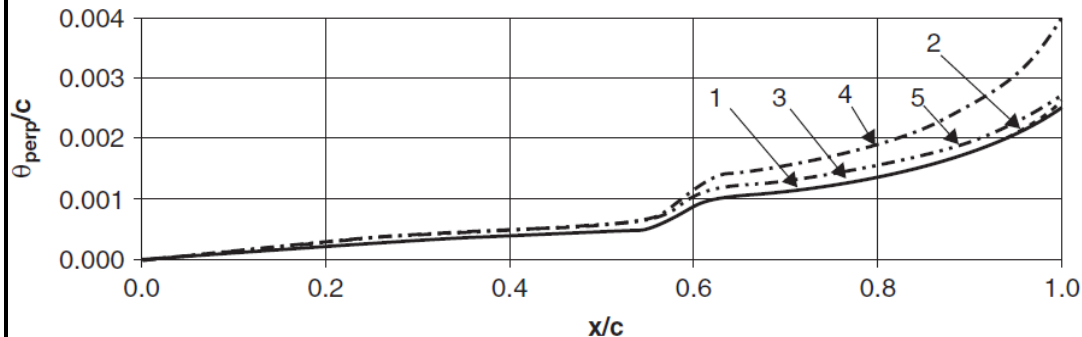
Współczynnik oporu tarcia



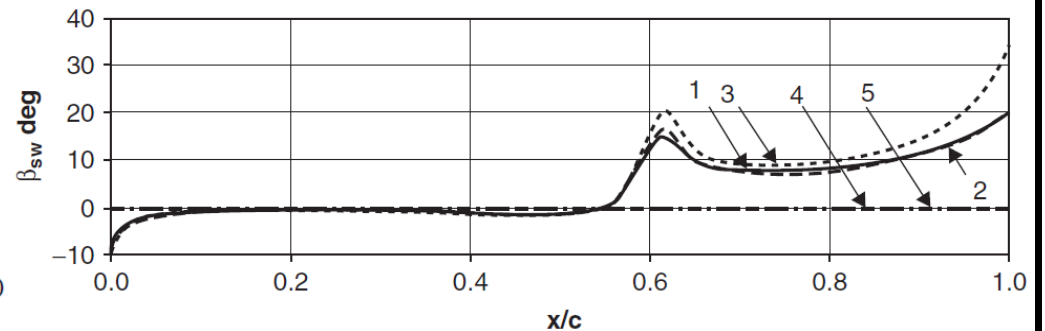
Optyw skrzydła w zakresie prędkości transonicznych i naddźwiękowych

Na fali uderzeniowej następuje również skokowy wzrost grubości straty pędu. Jeśli chodzi o odchylenie przepływu w warstwie przyściennej, widzimy skokową zmianę kierunku w przepływie na fali uderzeniowej o około 15° w stronę do zewnątrz. Następnie następuje lekkie odgięcie w stronę kadłuba. W pobliżu krawędzi spływu kierunek przepływu w warstwie przyściennej ponownie odchyła się do zewnątrz do wartości w przybliżeniu około 20° . Podobnie jak w przypadku oporu tarcia, gdzie widzimy wyraźnie iż każde uproszczenie modelu prowadzi do większych rozbieżności w uzyskiwanych wynikach.

Grubość straty pędu

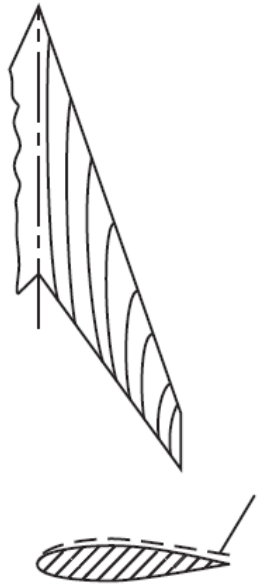


Kąt odchylenia lokalnego przepływu w warstwie przyściennej od lokalnego kierunku w przepływie zewnętrznym



Optyw skrzydła w zakresie prędkości transonicznych i naddźwiękowych

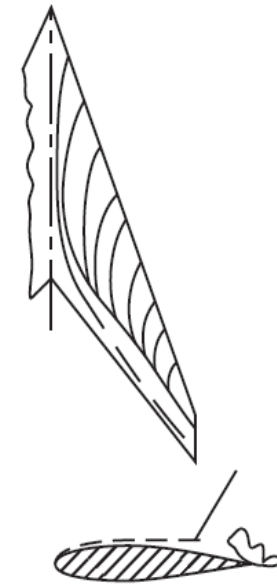
Poniżej przedstawiono trzy typowe zachowania w warstwie przyściennej skrzydeł o dużym kącie skosu w zakresie prędkości naddźwiękowych. Jak widzimy we wszystkich przypadkach występuje fala uderzeniowa w okolicy krawędzi spływu. W dwóch pierwszych przypadkach (idąc od lewej) widzimy w pełni przyklejony przepływ oraz słabą falę uderzeniową na krawędzi spływu. Drugi przypadek charakteryzuje się większym przepływem poprzecznym. W trzecim przypadku (skrajny po prawej) widzimy silną falę uderzeniową oraz występujące za nią oderwanie przepływu. Jak widzimy przepływ w okolicy fali uderzeniowej jest istotnie odchylony w kierunku poprzecznym, wynika to korzystnego (oczywiście dla przepływu) gradientu ciśnienia statycznego na powierzchni płata.



Attached flow
to trailing edge



Attached flow with
spanwise flow



Separated flow behind strong
trailing-edge shock

Optyw skrzydła w zakresie prędkości transonicznych i naddźwiękowych

Poniżej przedstawiono cztery typowe zachowania w warstwie przyściennej skrzydła o obrysie delty. W pierwszym przypadku (idąc od lewej) widzimy w pełni przyklejony przepływ. W drugim przypadku występuje wir krawędziowy prowadzący do złożonego oderwania tuż pod nim z dwoma liniami oderwania. W trzecim przypadku występuje słaba skośna fala uderzeniowa. W tym przypadku występuje istotne zakrzywienie przepływu w warstwie przyściennej na fali uderzeniowej w kierunku poprzecznym. W ostatnim, czwartym przypadku, występuje silniejsza skośna fala uderzeniowa z występującym za nią oderwaniem.

