

WYKŁAD 7

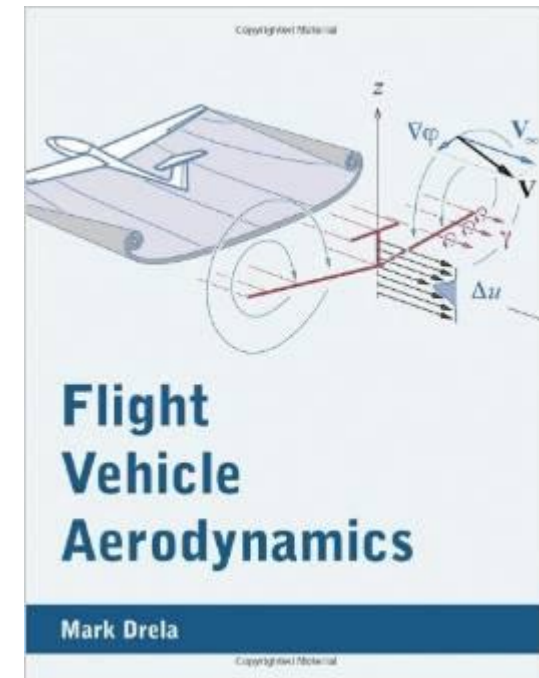
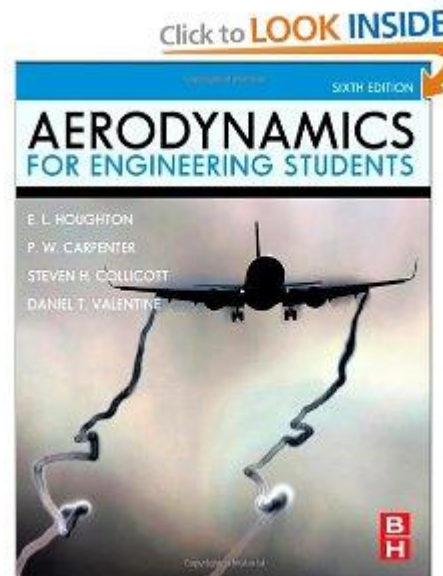
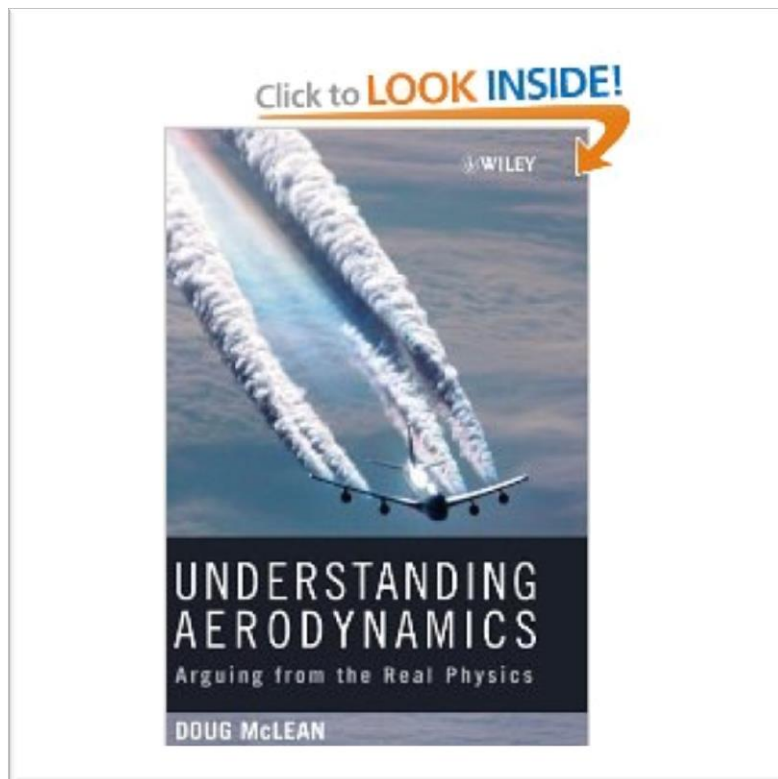
WYBRANE ZAGADNIENIA AERODYNAMIKI MAŁYCH PRĘDKOŚCI

W wykładzie wykorzystano ilustracje pochodzące z:

[UA] D. McLean, **Understanding Aerodynamics. Arguing from the Real Physics.** Wiley, 2013.

[AES] Houghton E.L. et al., **Aerodynamics for Engineering Students. 6th Ed.** Elsevier, 2013.

[FVA] Drela M., **Flight Vehicle Aerodynamics.** MIT Press, 2014.

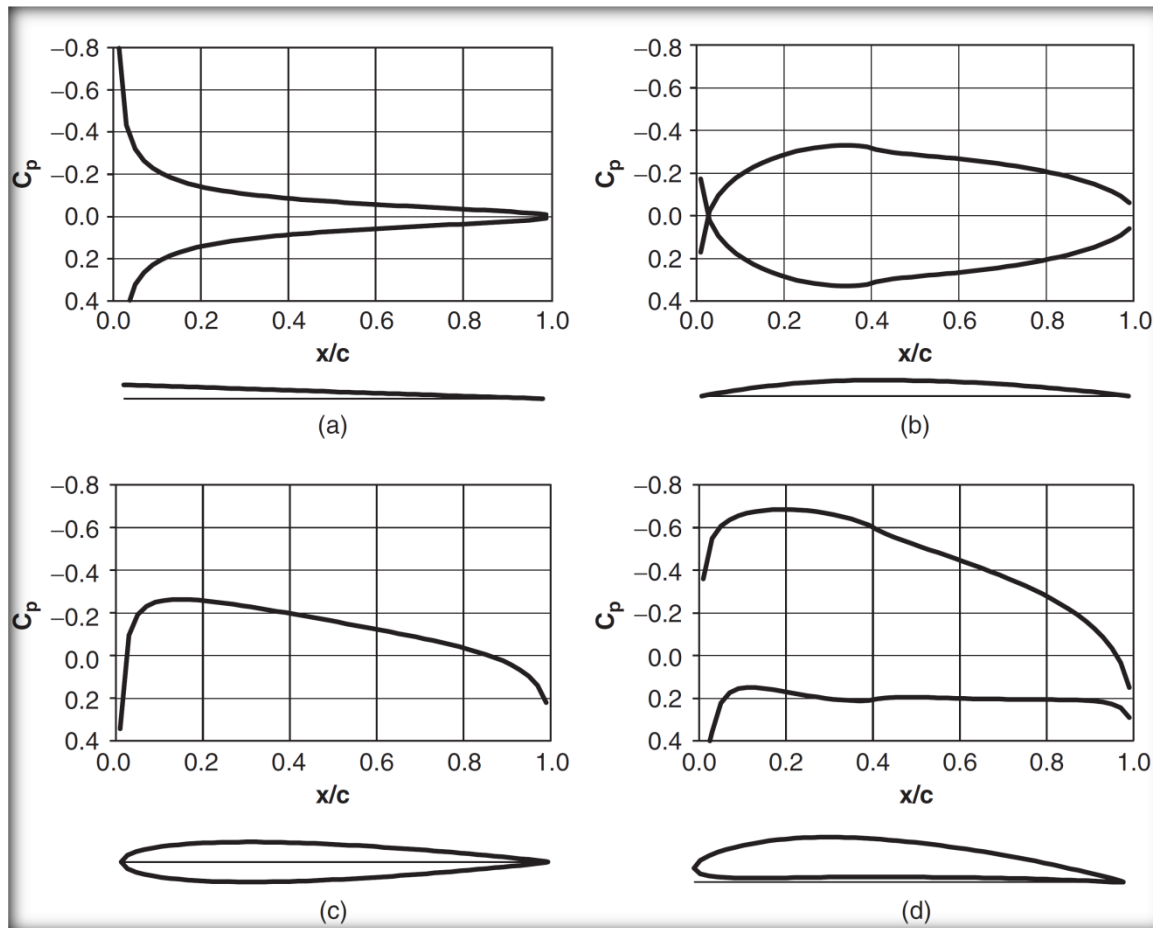


O czym będziemy mówić?

- 1. Teoria cienkiego profilu – informacje uzupełniające (w szczególności TCP vs dokładniejsze modele ...)**
- 2. Profile laminarne i efekty przepływowe przy niższych liczbach Reynoldsa**
- 3. Opływ układów wielosegmentowych**
- 4. Cechy przepływów wokół ciał nieopływowych**

Teoria cienkiego profilu - uzupełnienie

Zgodnie z liniową teorią cienkiego profilu efekty związane z kątem natarcia, grubością i wygięciem szkieletowej mogą być rozważane osobno. Końcowy efekt jest superpozycja efektów składowych.



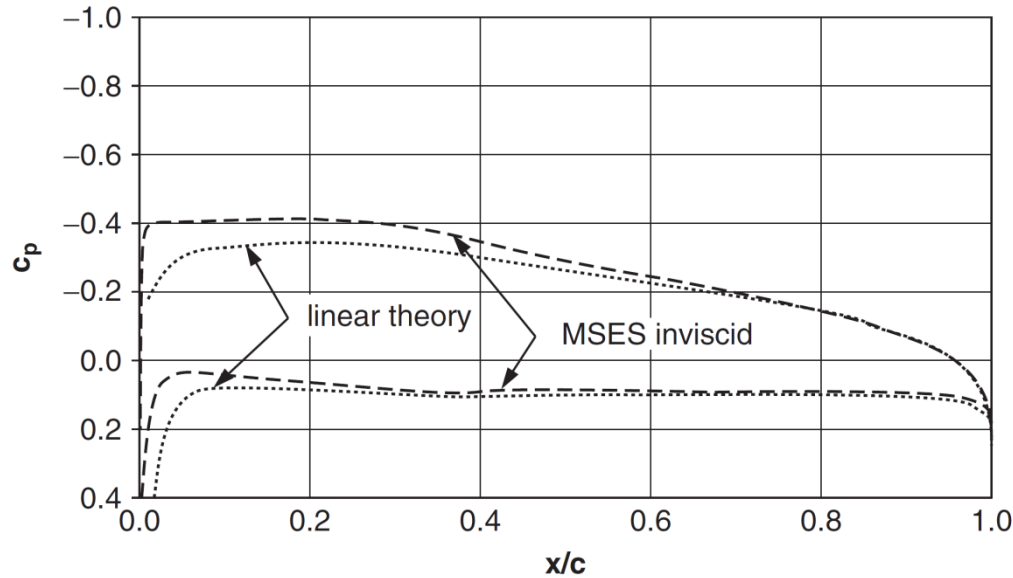
Współczynniki ciśnienia

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad , \quad q_\infty = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$$

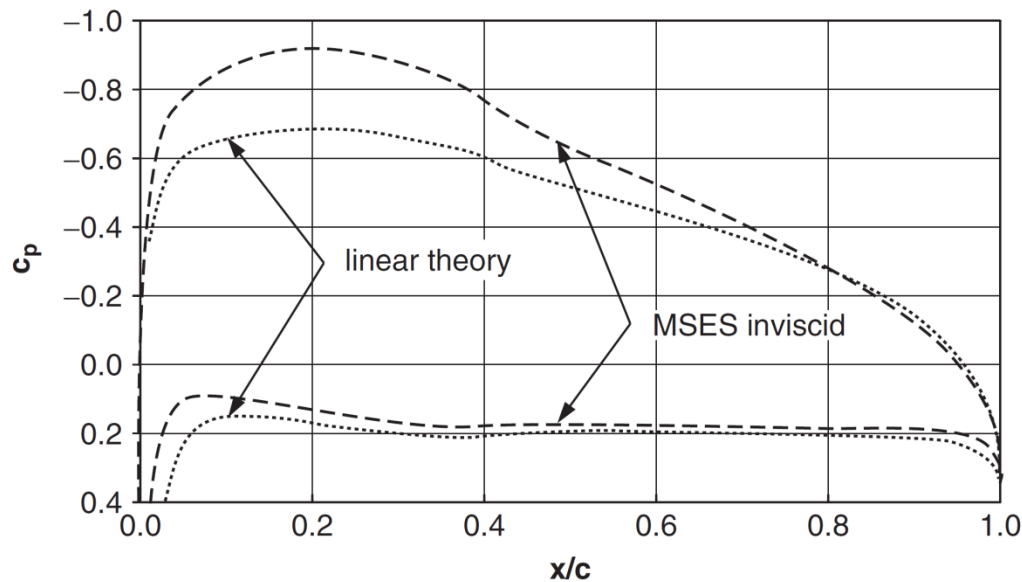
dla:

- Płaska płytką, kąt natarcia $\alpha = 2^\circ$
- Linia szkieletowa, $\alpha = 0^\circ$ (jak dla profili NACA 44**)
- Symetryczny profil o grubości 10% (NACA **10), $\alpha = 0^\circ$
- Efekt superpozycji: profil niesymetryczny NACA 4410, $\alpha = 2^\circ$

Porównanie TCP z dokładnym modelem przepływu potencjalnego (MSES)



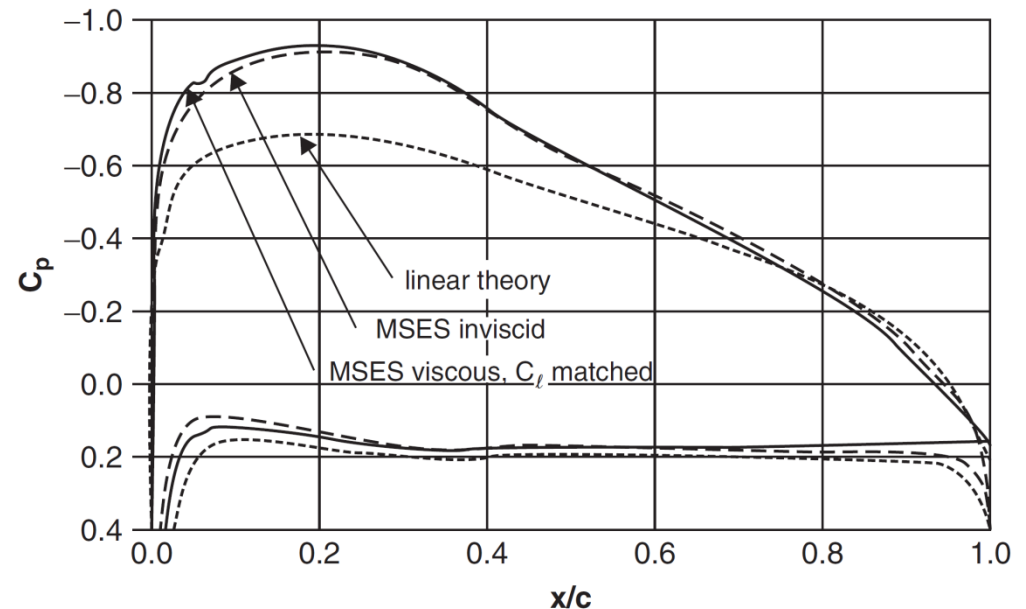
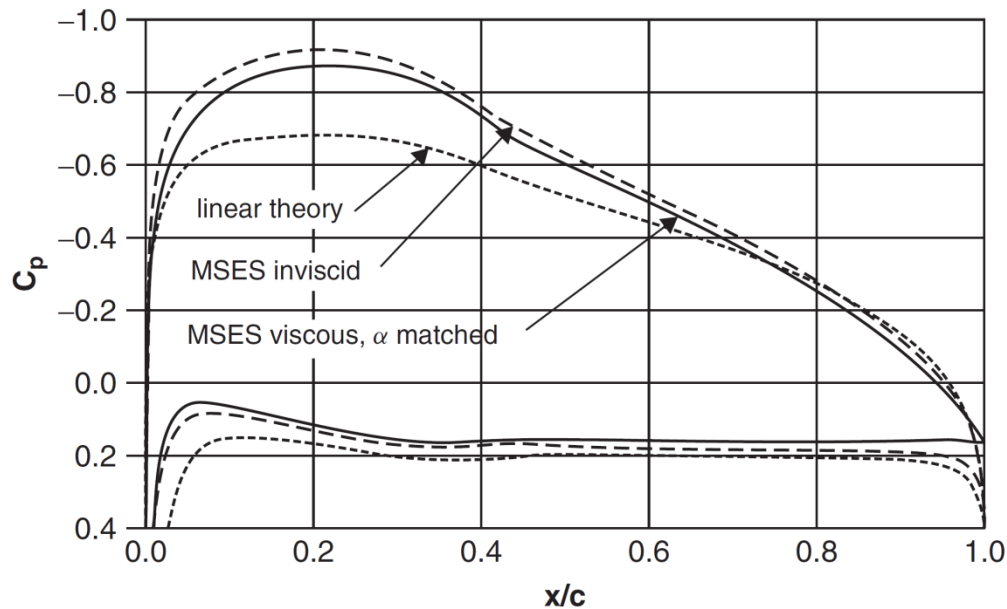
Profil NACA 2405, $\alpha = 1^\circ$



Profil NACA 4410, $\alpha = 2^\circ$

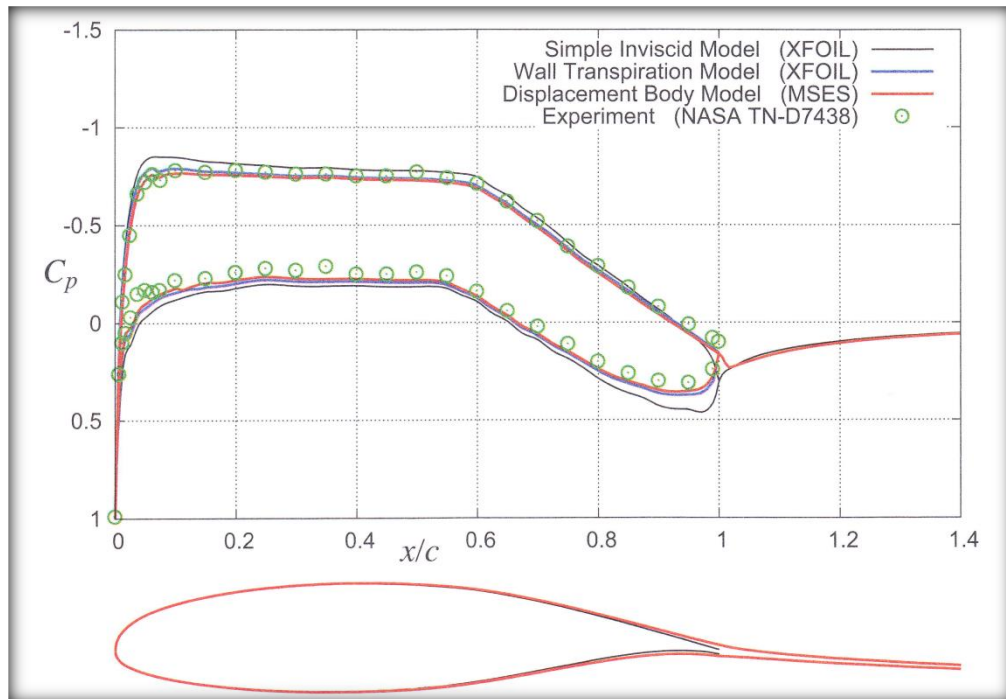
Efekty obecności warstwy przyściennej

Zewnętrzny opływ potencjalny jest ukształtowany inaczej niż w przypadku przepływu idealnego (displacement effect). Związana jest z tym istotna zmiana rozkładu ciśnienia na brzegu ciała o pojawienie się ciśnieniowej składowej w oporze aerodynamicznym.

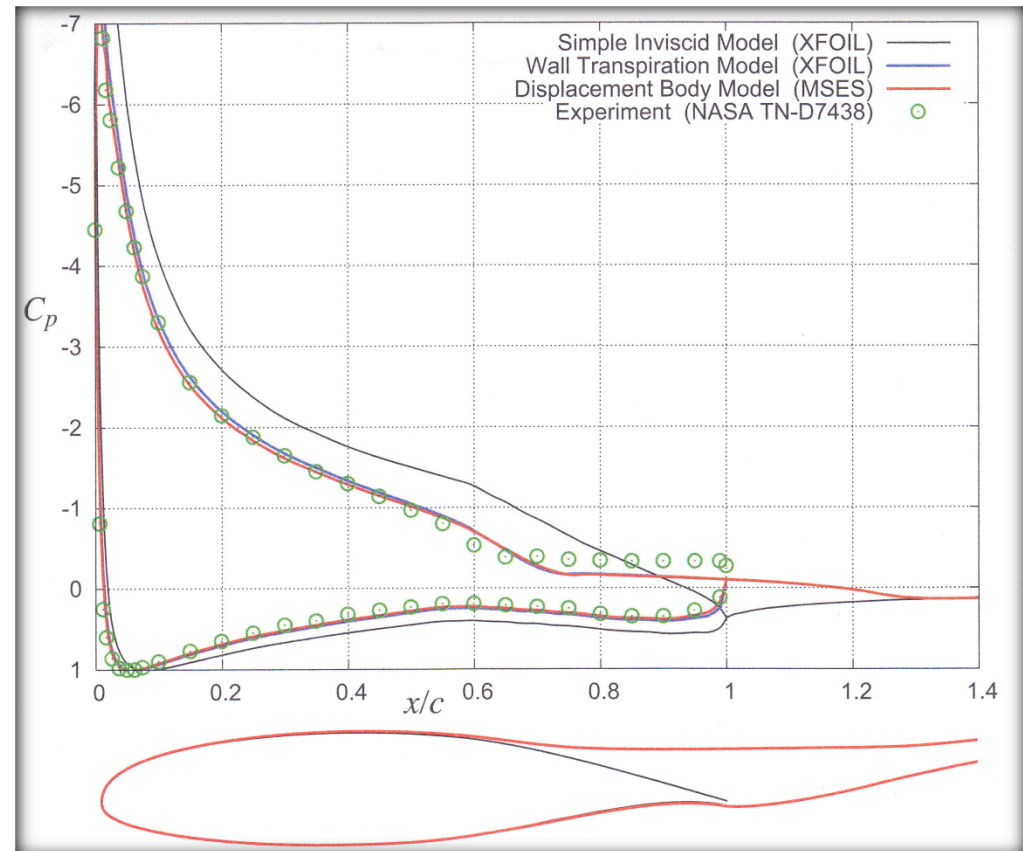


Porównanie rozkładów ciśnienia na profilu NACA 4410 obliczonych: liniową metodą opartą na TCP, z pełnego przepływu potencjalnego (MSES) oraz metodą uwzględniającą obecność WP. Liczba Reynoldsa 10 mln, przejście L-T „wymuszone” w odległości 5% cięciwy od noska profilu. Kąt natarcia: po lewej $\alpha_{linear} = \alpha_{potential} = \alpha_{BL} = 2^\circ$, po prawej

$\alpha_{linear} = \alpha_{potential} = 2^\circ$, $\alpha_{viscous} = 2.54^\circ$ (dobrany tak, aby uzyskać ten sam $C_L = 0.739$)

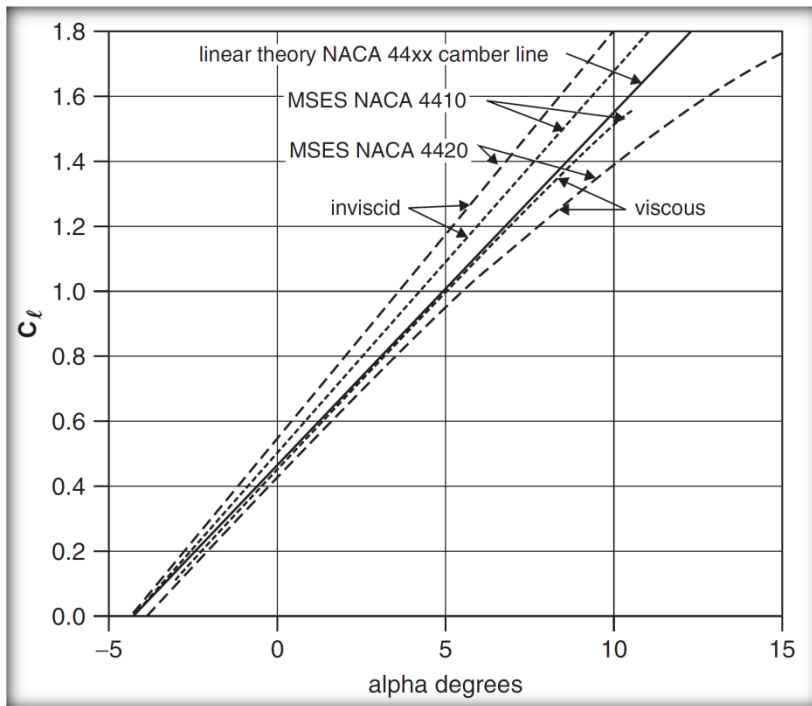


Profil GAW(1), liczba Reynoldsa 6 mln.



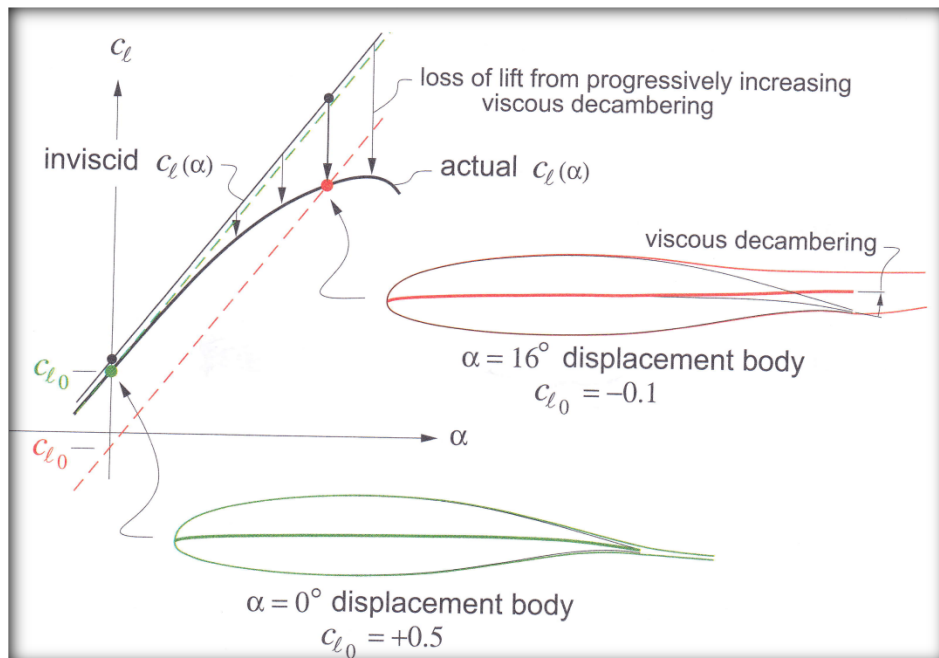
Po lewej: Rozkład C_p dla $\alpha = 0^\circ$. Pokazano kontur „displacement body” (DB). WP jest cienka i bez oderwania, toteż kształt DB niemal idealnie pokrywa się z fizycznym konturem profilu.

Po prawej: Jak wyżej dla kąta natarcia $\alpha = 16^\circ$. Tym razem kształt DB jest znacząco różny w efekcie oderwania WP w tylnej części profilu.



Charakterystyki siły nośnej dla profili NACA 4410 (grubość 10%) i NACA 4420 (grubość 20%) obliczone wg teorii liniowej, pełnej metody potencjalnej oraz metody potencjalnej z uwzględnieniem WP (program MSES, M. Drela).

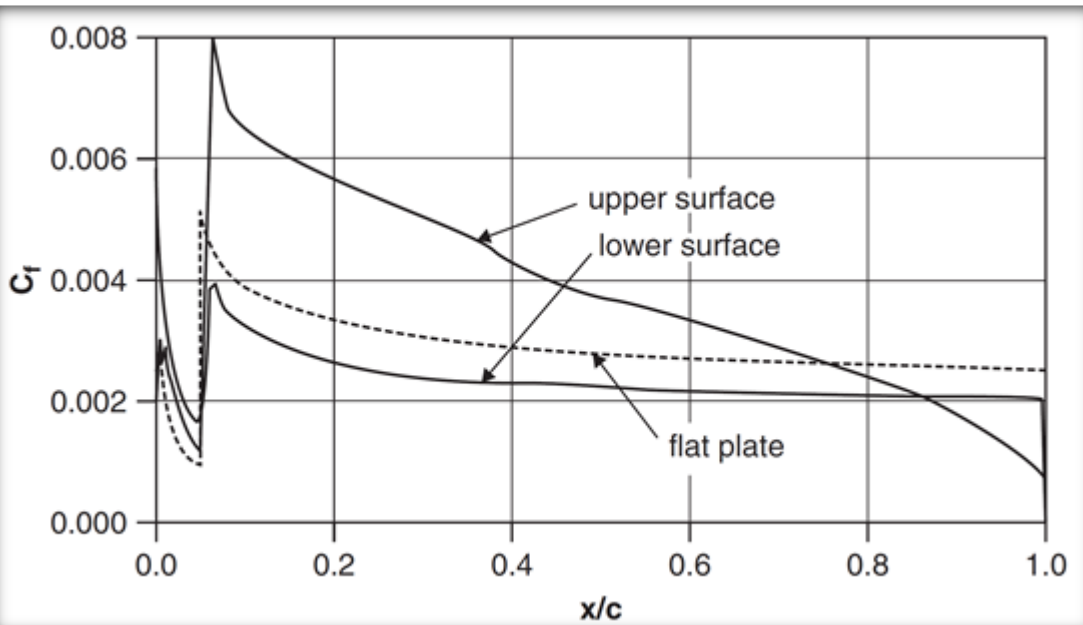
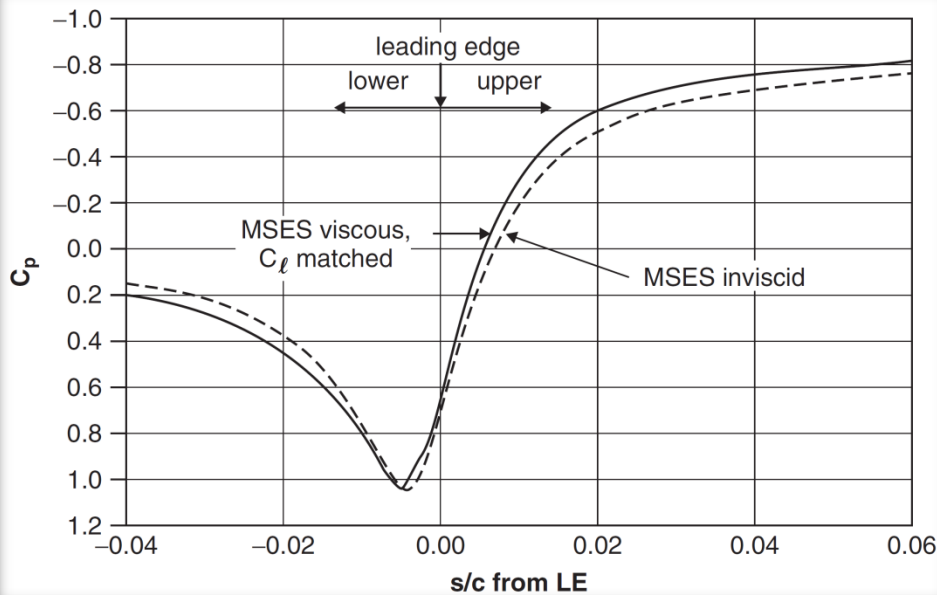
Widoczne jest „paradoksalne” zachowanie nachylenia charakterystyki w tym ostatnim przypadku: nachylenie charakterystyki dla profilu 20% jest mniejsze niż w przypadku profilu 10%. Jest to tzw. **paradoks grubości** (Yates).



Efekt „viscous decambering” polegający na pozornym zmianie wygięcia linii szkieletowej przy dużych kątach natarcia, wywołanej oderwaniem WP. Z uwagi na analogiczne działanie efekt ten bywa nazywany efektem „lepkiej klapy” (ang. viscous flap).

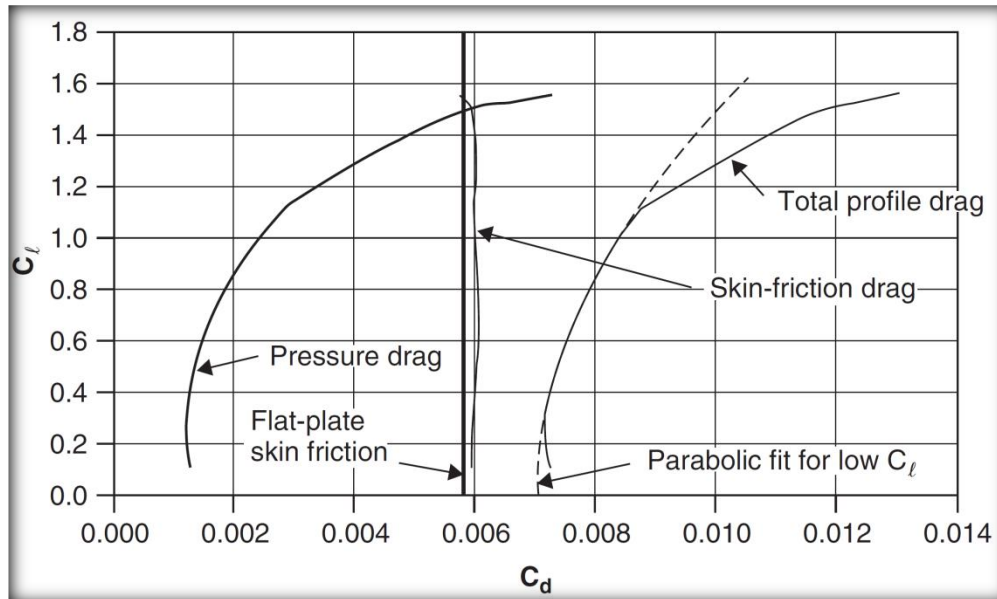
Rozkłady ciśnienia w bliskim sąsiedztwie przedniego punktu natarcia wyznaczone metodą potencjalną bez i z uwzględnieniem obecności WP. Kat natarcia $\alpha = 2^\circ$ dla braku lepkości i $\alpha = 2.54^\circ$ dla obliczeń z uwzględnieniem WP (dopasowanie C_L). Liczba Reynoldsa 10 mln.

Widoczny jest niewielki wpływ lepkości na rozkład ciśnienia w tym rejonie.

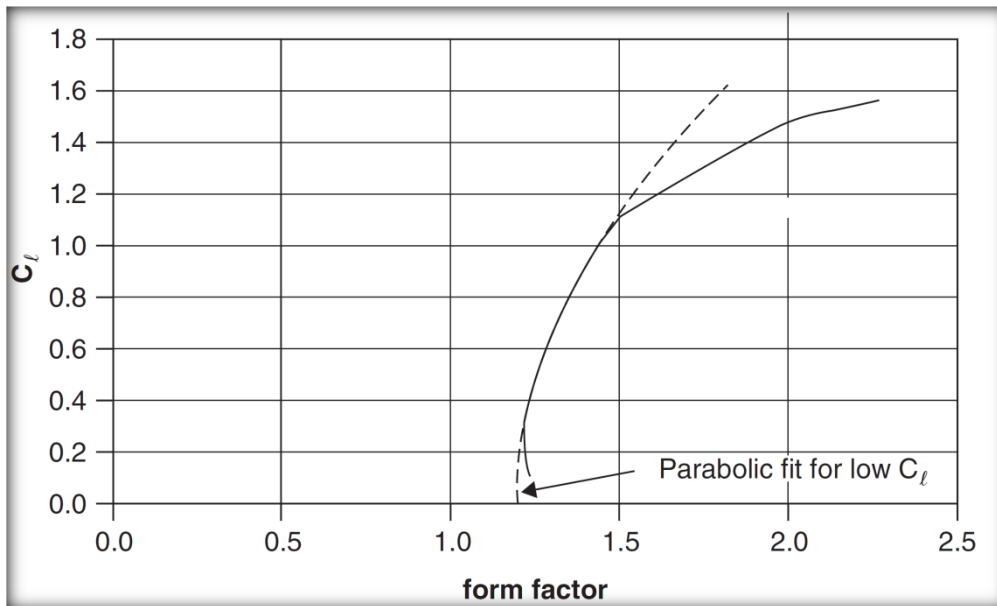


Rozkład współczynnika oporu tarcia (ang. skin friction coefficient) na profilu NASA4410. Kat natarcia $\alpha = 2.54^\circ$, liczba Reynoldsa 10 mln, przejście wymuszone w punkcie odległym od noska o 5% cięciwy.

Dla porównania pokazano przebieg C_F dla **płaskiej płytki** przy tych samych warunkach przepływu.



Rozkład biegunowej profilu NACA4410 wg składników oporu. Parametry przepływu jak wcześniej. Widoczne jest, że w warunkach niewielkich kątów natarcia opór ciśnieniowy to **kilkanaście procent** oporu całkowitego. W zakresie liniowej zmienności współczynnika siły nośnej z kątem natarcia współczynnik oporu ciśnieniowego rośnie w przybliżeniu z kwadratem współczynnika siły nośnej, poza tym zakresem – znacznie szybciej



Współczynnik kształtu (ang. form factor) to stosunek całkowitego oporu profilu do oporu płaskiej płytki w takich samych warunkach przepływu.

Profile laminarne – informacje ogólne

Idea (ogólna): ukształtować profil tak, aby w rozkładzie ciśnienia po stronie podciśnieniowej pojawił się rozległy obszar stałego (zerowy gradient) lub powoli rosnącego (niewielki dodatni gradient) ciśnienia, w którym możliwe jest utrzymanie stabilnej i przylepionej laminarnej warstwy przyściennej. Za tym obszarem musi wystąpić obszar „odzysku” ciśnienia, charakteryzujący się dużym dodatnim i odpowiednio rozłożonym po cięciwie gradientem ciśnienia.

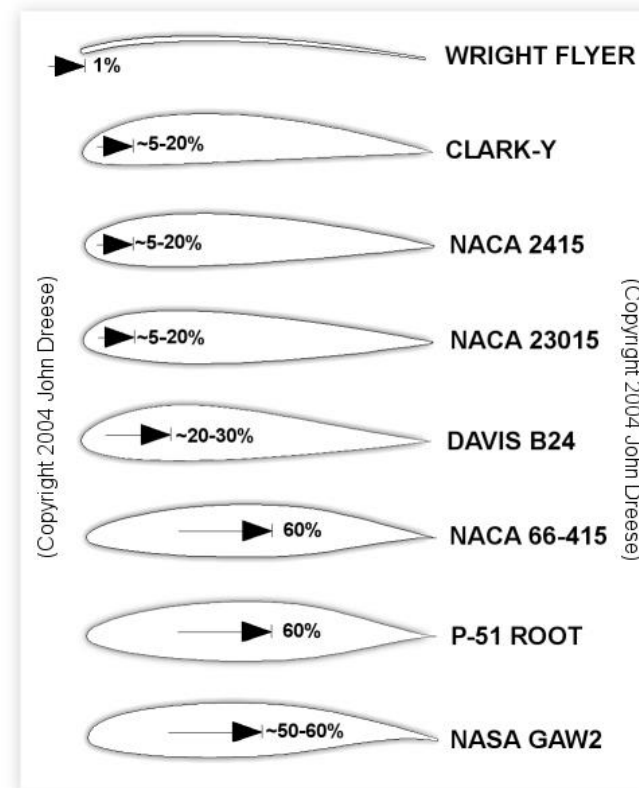
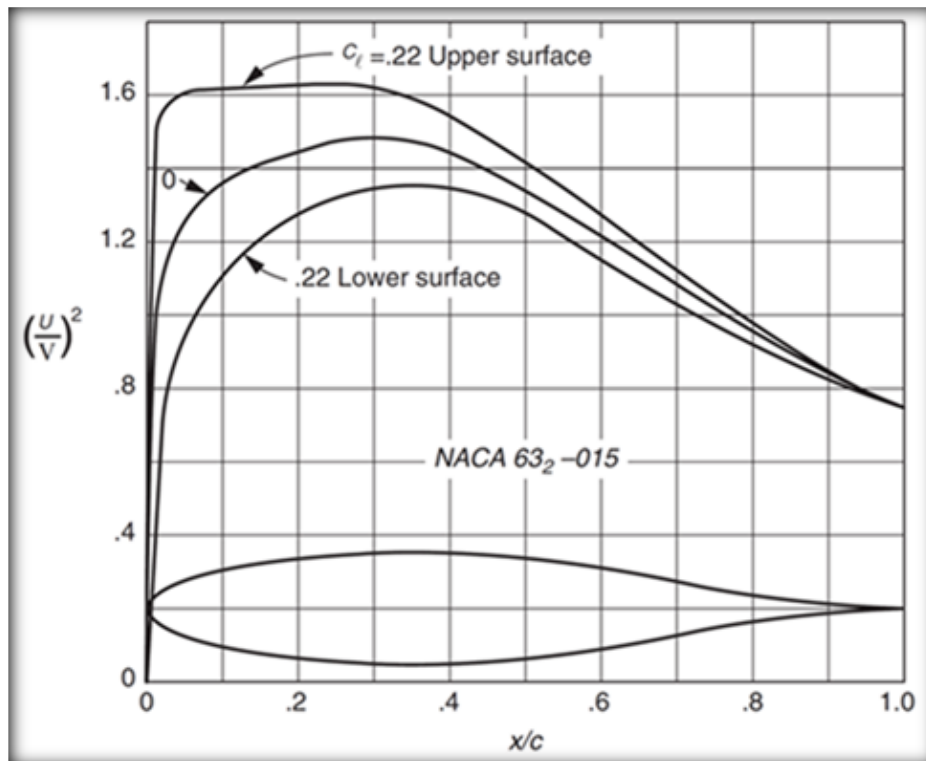
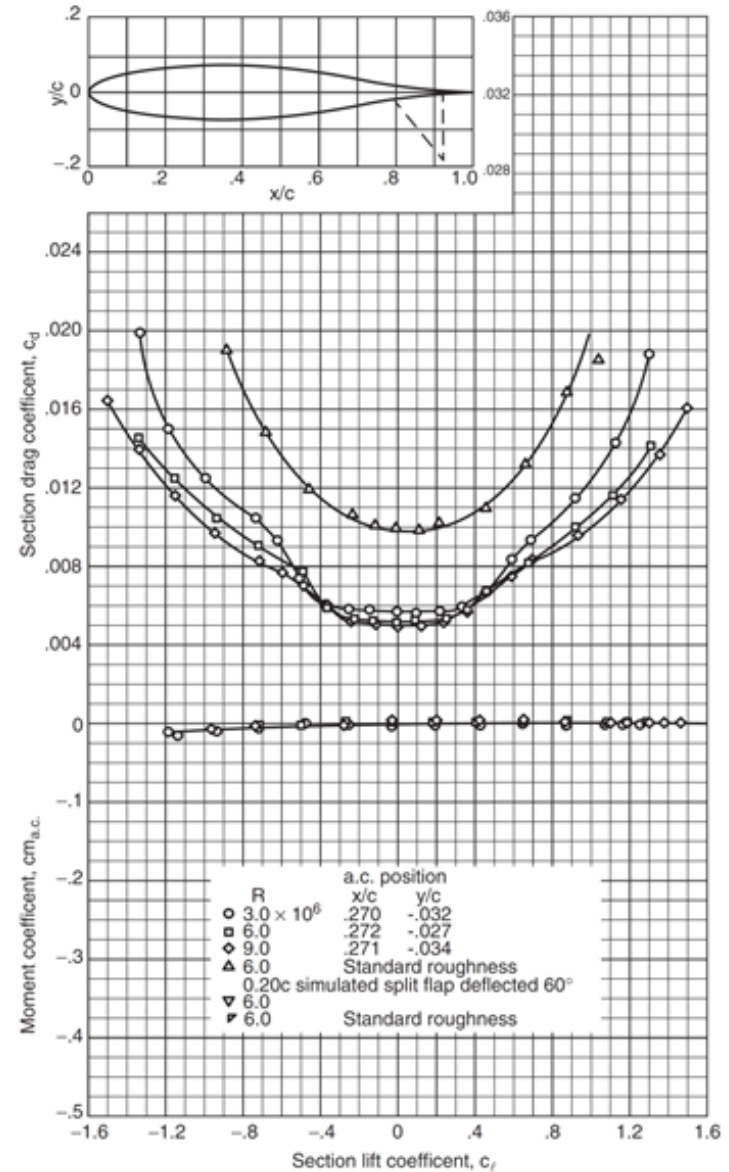
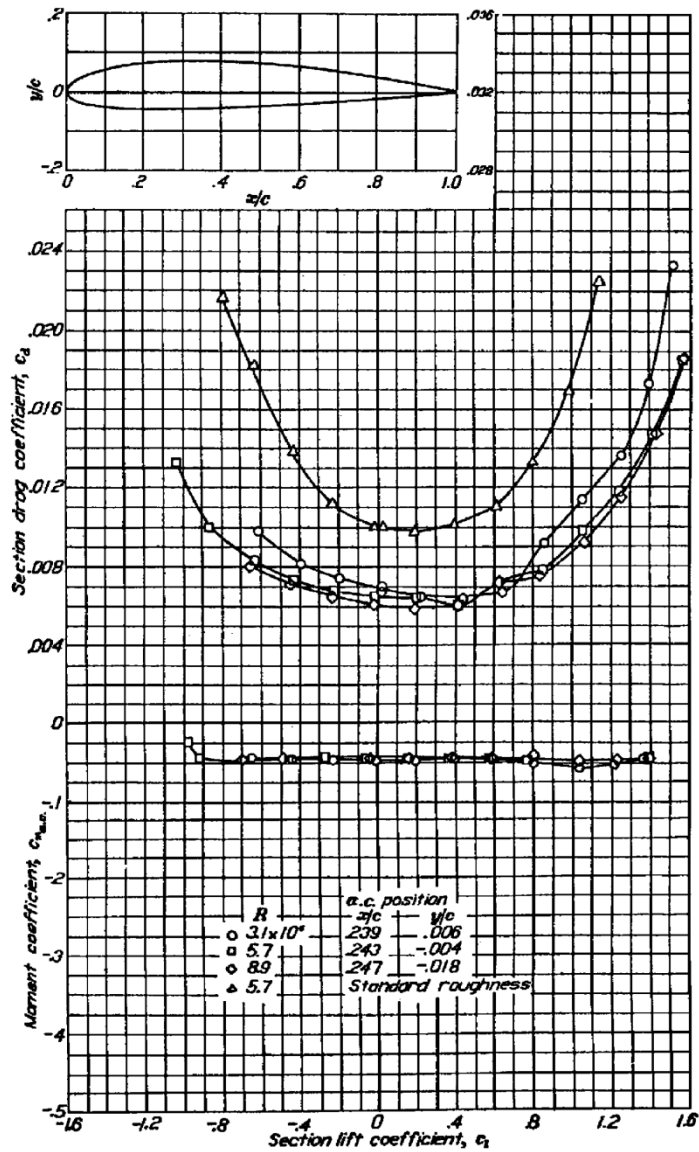


FIGURE 2: Extent of laminar flow on some famous airfoils.



Biegunowe profilu „zwykłego” (po lewej) i profilu laminarnego (po prawej). Widoczne jest **siodło laminarne** na biegunowych profilu NACA 63₂-015.

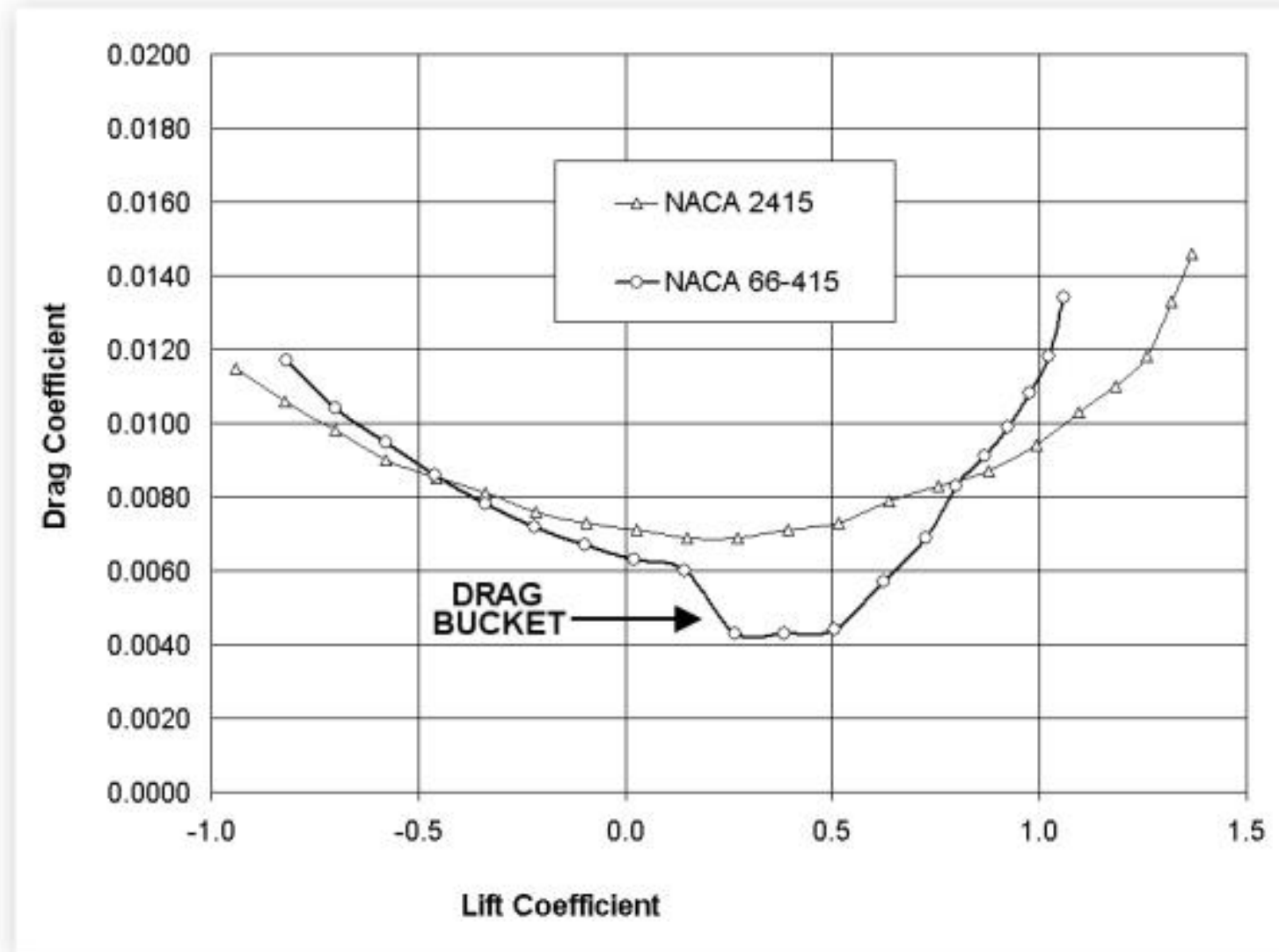
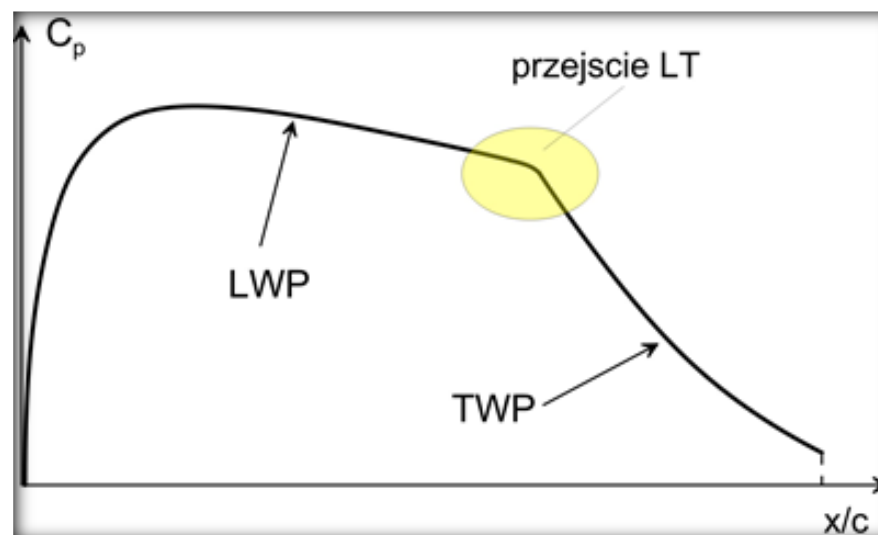


FIGURE 3: Laminar airfoil and non-laminar airfoil drag polar chart comparisons.

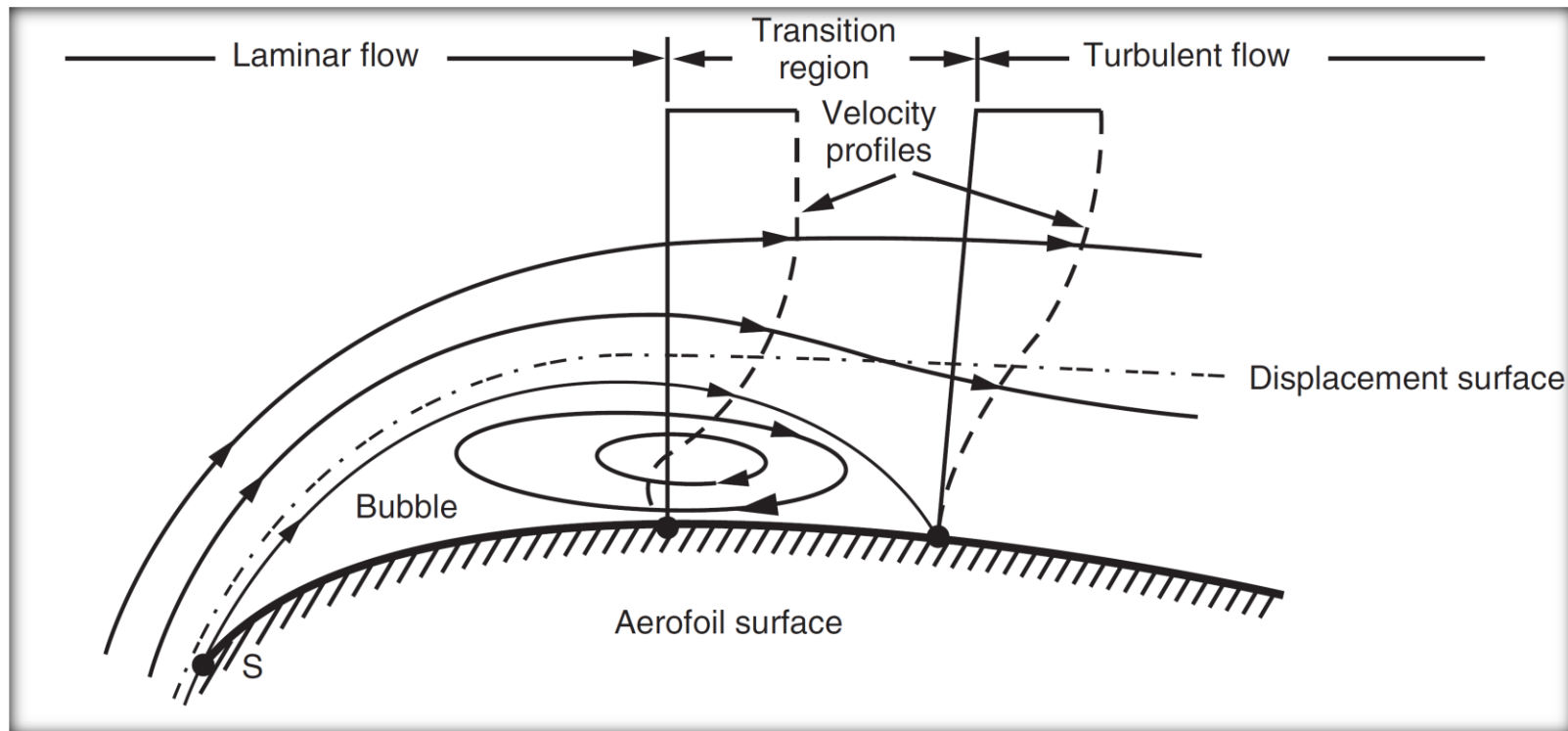
Kluczowa kwestia przy projektowaniu profili – **unikać za wszelką cenę masywnego (otwartego) oderwania laminarnej WP!!** Takie oderwanie prowadzi do drastycznego spadku nośności i gwałtownego wzrostu oporu (składnik ciśnieniowy). Typowym remedium jest wcześniejsza destabilizacja LWP skutkująca jest pojawieniem się TWP, która jest znacznie bardziej odporna na oderwanie.

Istota rzeczy polega na właściwym wyborze długości obszaru laminarnego i odpowiednim ukształtowaniu przebiegu ciśnienia w obszarze jego „odzysku” (tak, aby TWP nie uległa oderwaniu). Celem projektowania jest typowo uzyskanie maksymalnej nośności i/lub doskonałości aerodynamicznej dla wybranej wartości lub zakresu kątów natarcia (optymalizacja wielopunktowa). Okazuje się, że typowe przebiegi ciśnienia w obszarze „odzysku” charakteryzują się kształtem wklęsłym. Więcej szczegółów zawiera rozdział 9.2 w AES i rozdział 7.4.3 w UA.

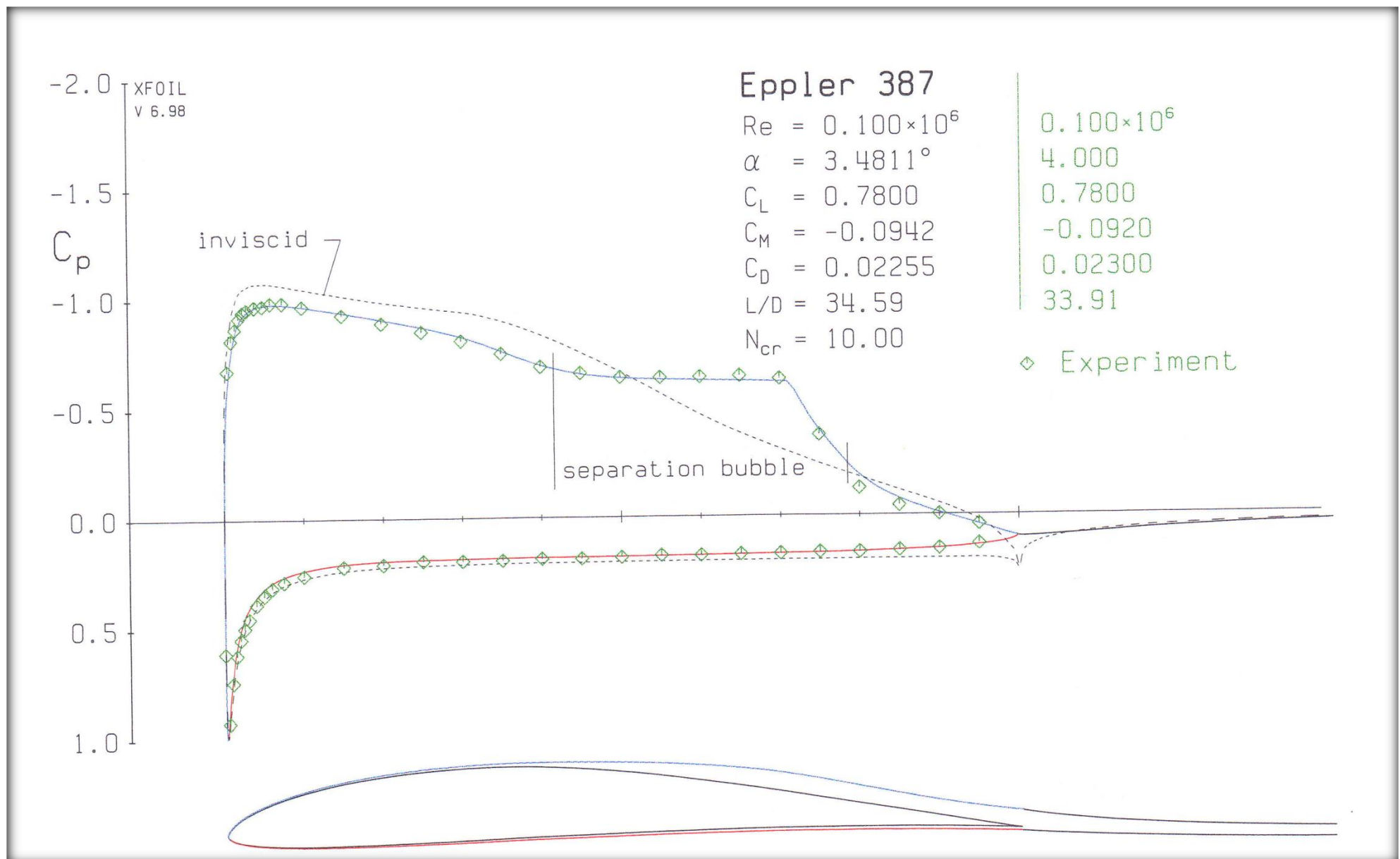


Niewielkie liczby Reynoldsa – bąbel laminarny

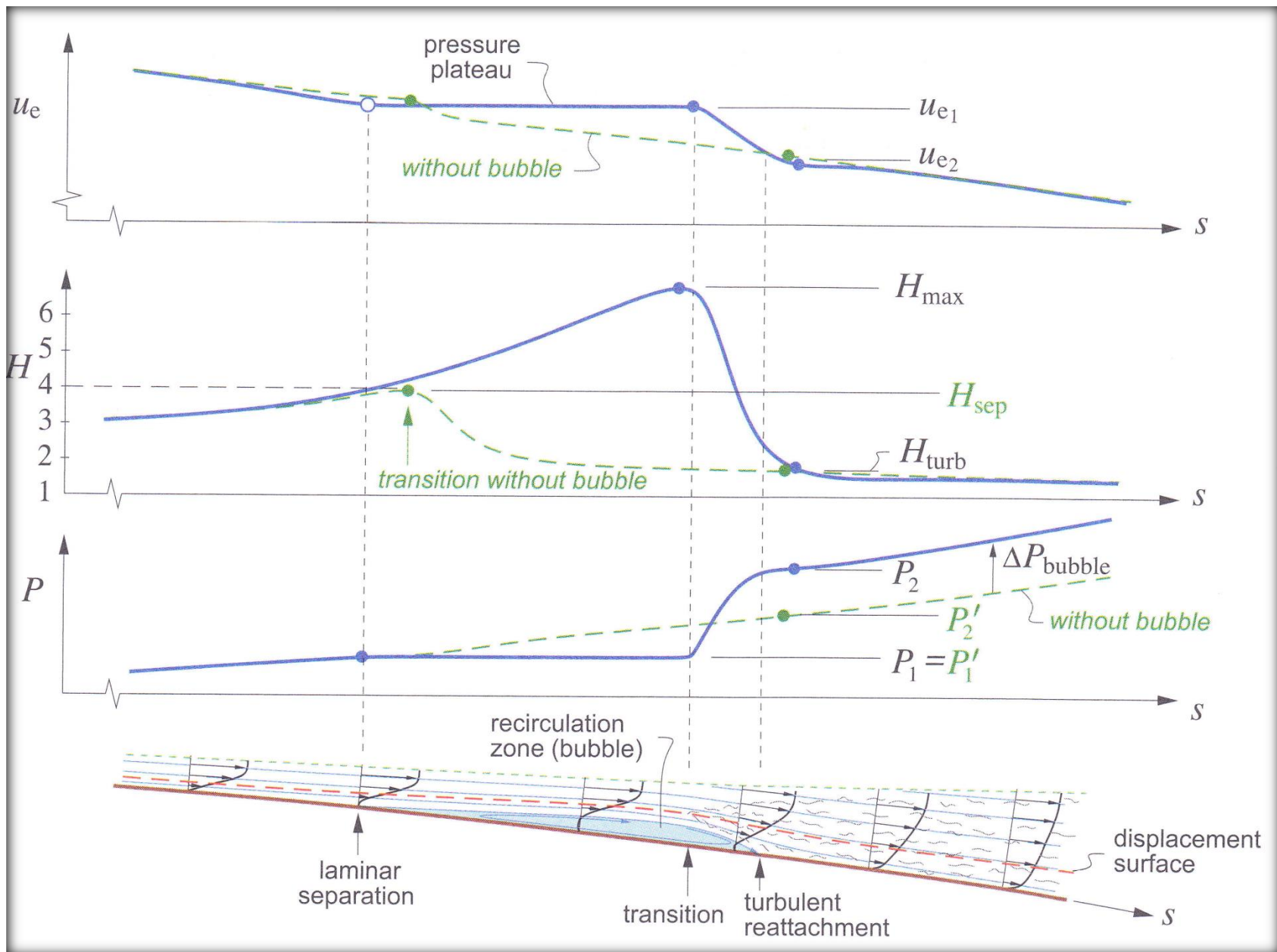
W przepływach z liczbami Reynoldsa rzędu setek tysięcy może pojawić się obszar lokalnego oderwania LWP w formie bąbla laminarnego. Cechy pola przepływu w bąblu sprzyjają szybkiej utracie stabilności i w tylnej części bąbla dochodzi do turbulizacji. TWP przylepia się do ściany i tuż za bąblem ma dużą grubość.



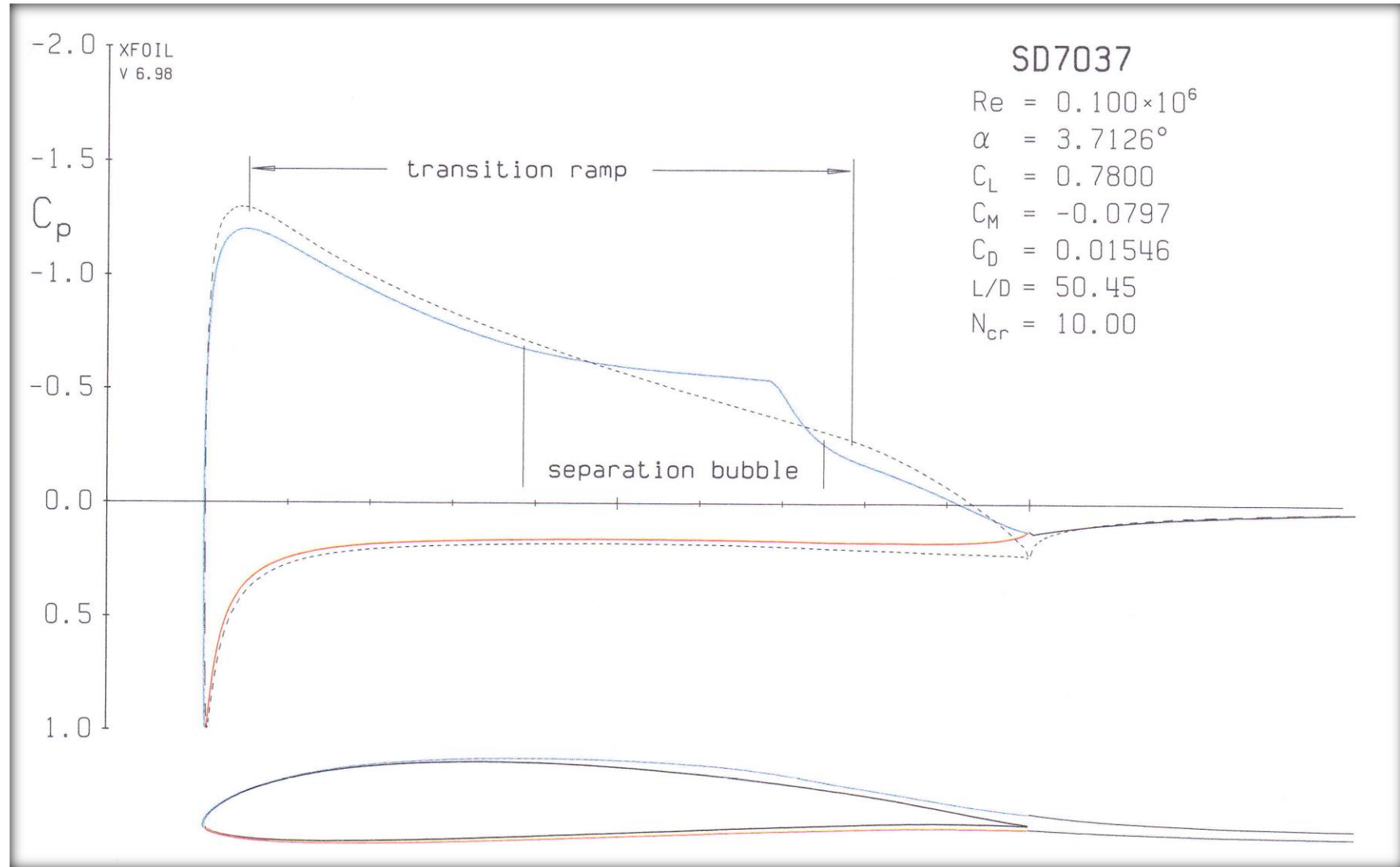
Ogólna struktura przepływu w otoczeniu bąbla laminarnego



Przepływ z niską liczbą Reynoldsa wokół profilu Eppler 387 z bąblem laminarnym.

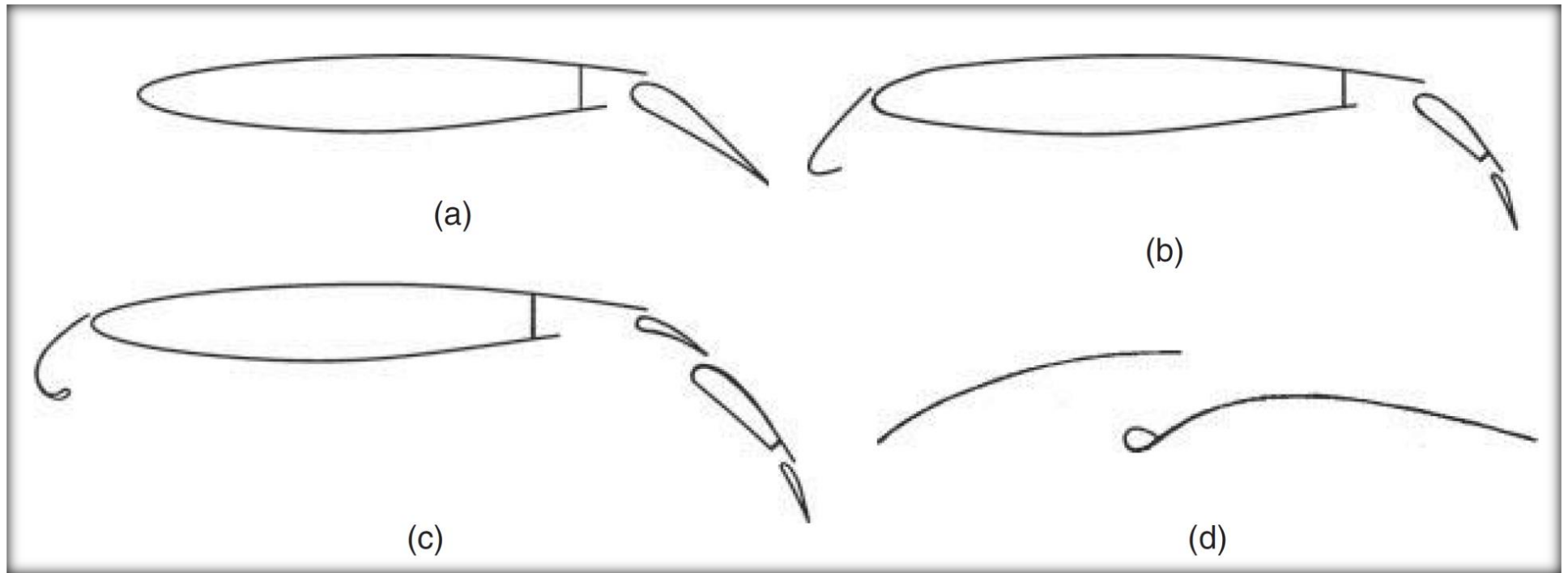


Przepływ z niską liczbą Reynoldsa wokół profilu Epler 387 z bąblem laminarnym – c.d.



Przykład właściwego projektowania z uwzględnieniem obecności bąbla lamianarnego - w warunkach tej samej nośności i liczby Reynoldsa współczynnik oporu profilu SD7037 jest mniejszy o ok. 1/3!

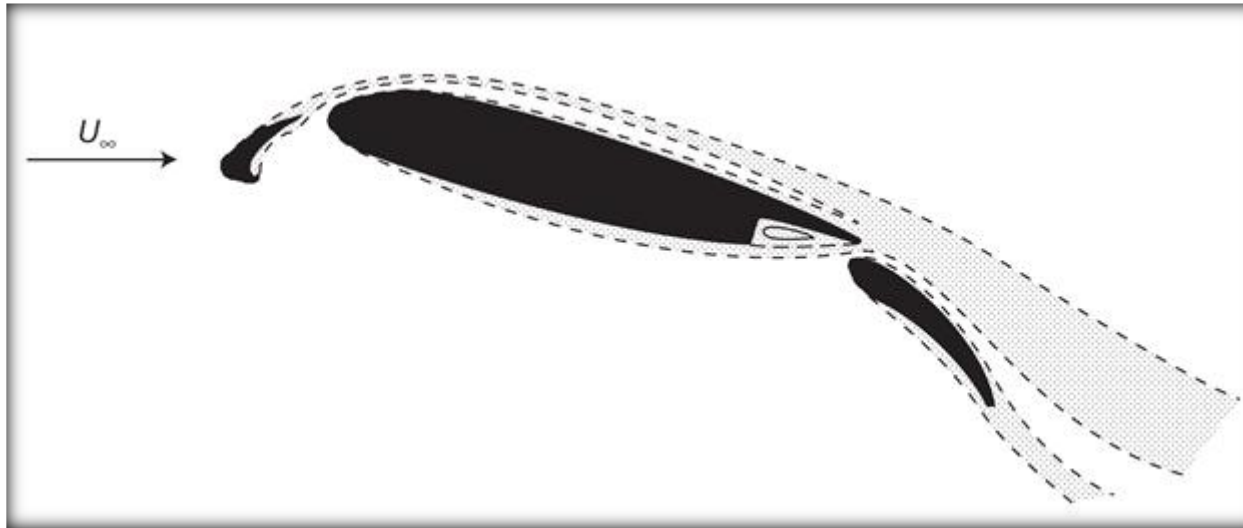
Optyw profili wielosegmentowych



(a) kłapa prosta, (b) kłapa przednia i dwusegmentowa kłapa tylna (Boeing 757, 737 NG), (c) przednia elastyczna kłapa Kruegera i trójsegmentowa kłapa tylna (Boeing 747), (d) układ fok-grot.

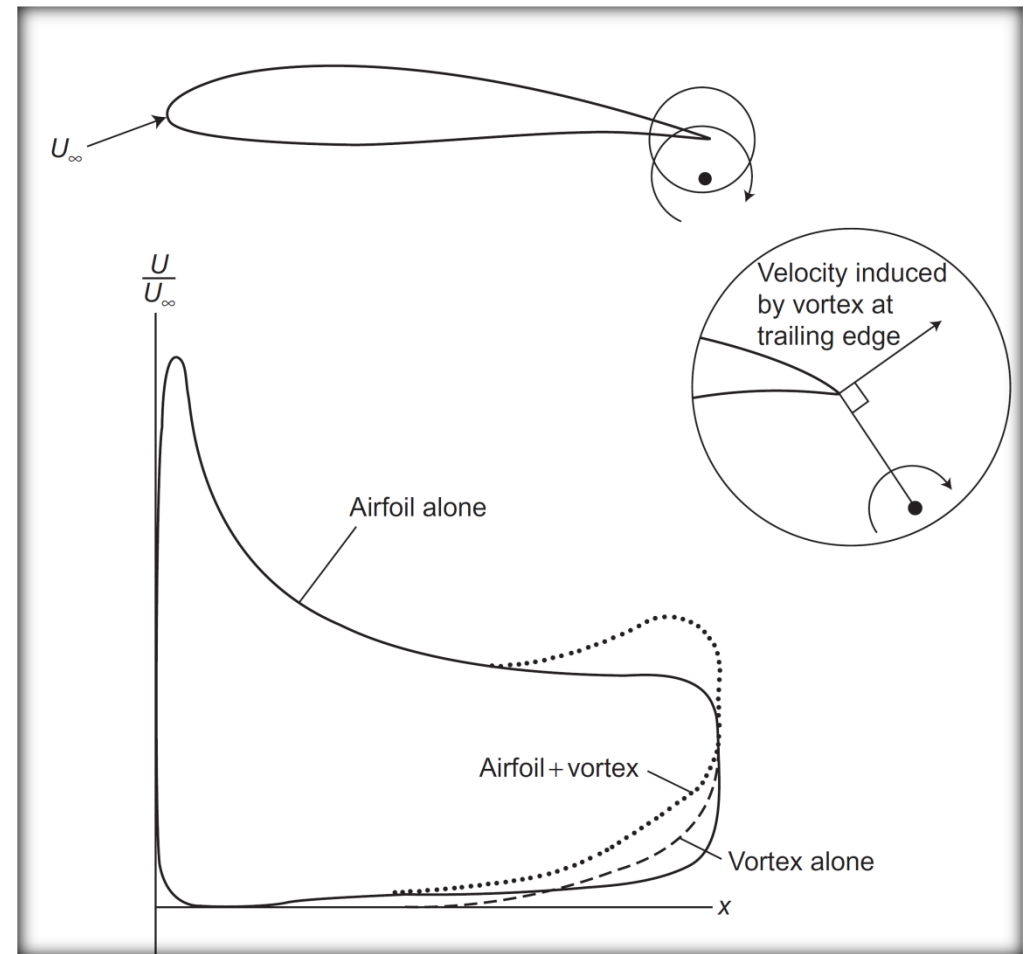
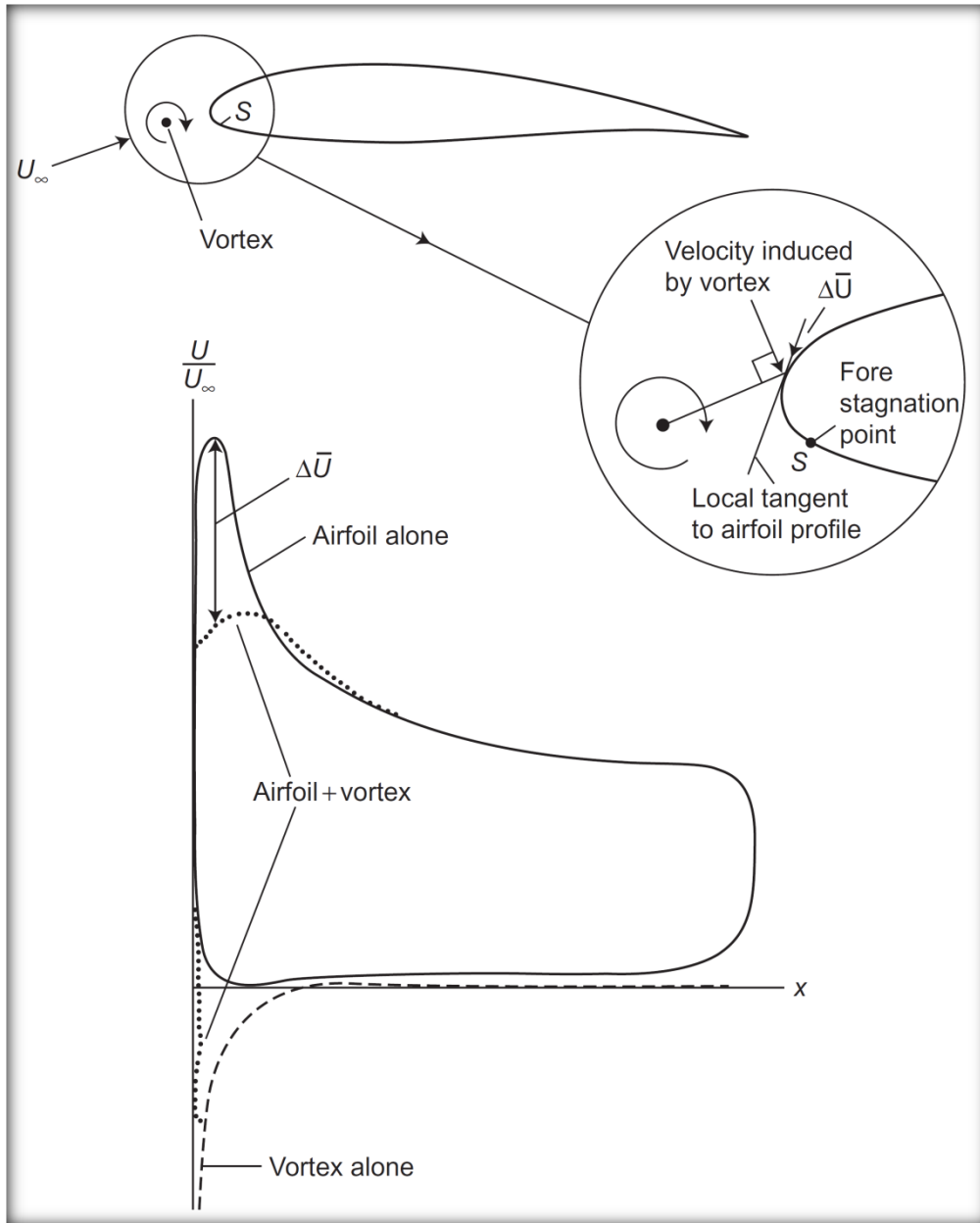
Odziaływanie w układzie wielosegmentowym

1. Warstwa przyścienna na każdym elemencie zaczyna się „ze świeżego strumienia”, tym samym jest cieńsza i mniej podatna na oderwanie.

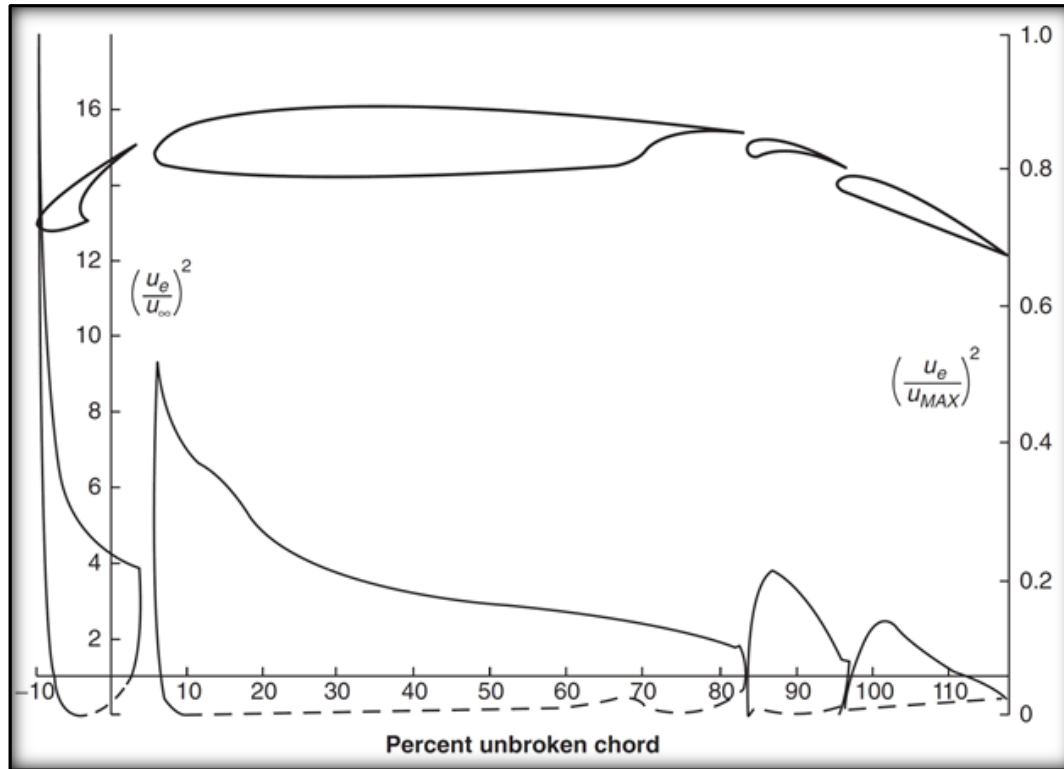


2. Kłapa przednia powoduje zmianę kierunku przepływu w otoczeniu noska głównego segmentu przez co podciśnienie w tej części jest zredukowane, a w konsekwencji maleje również stopień „odzysku” ciśnienia oraz dodatni gradient ciśnienia.

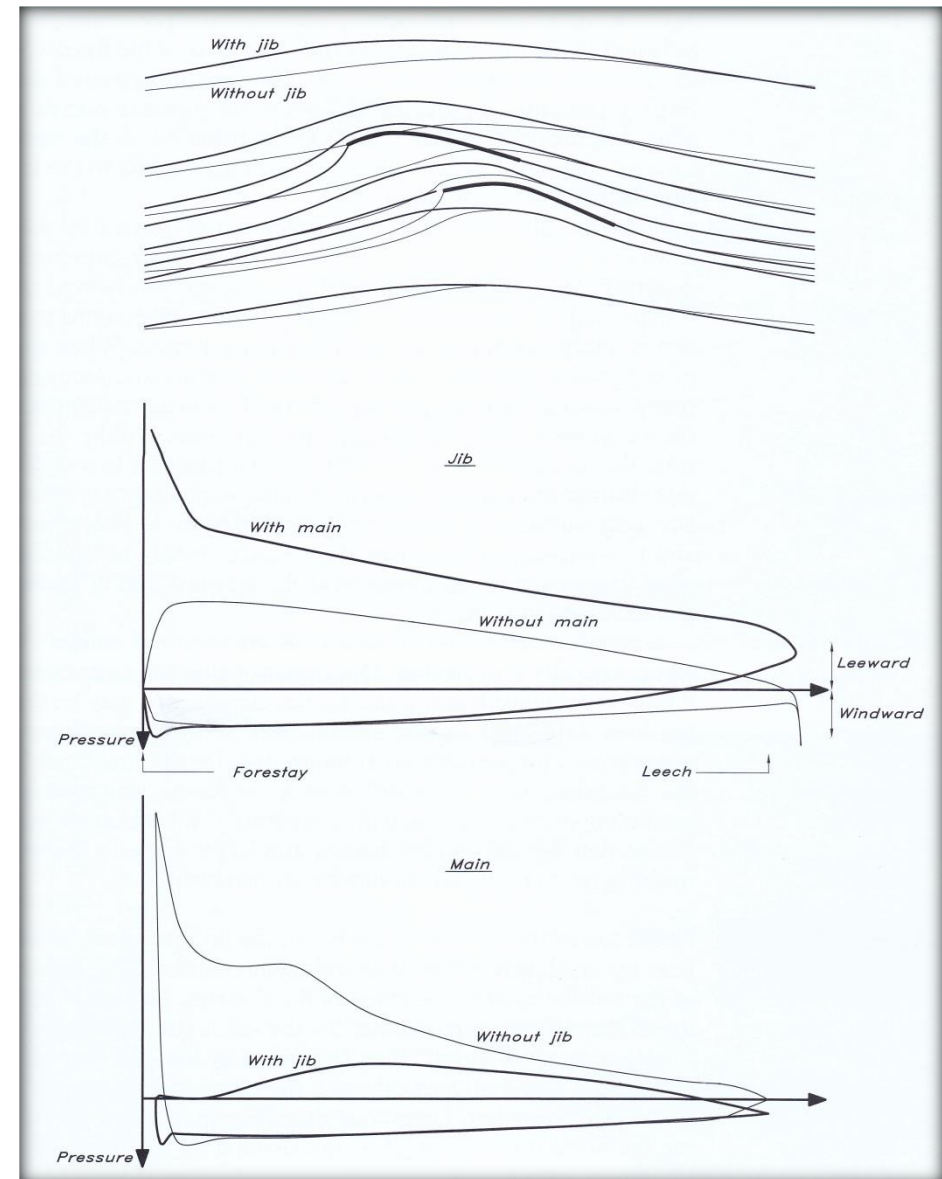
3. Kłapa(y) tylna powoduje, że obszar w otoczeniu krawędzi spływu głównego segmentu znajduje się w obszarze obniżonego ciśnienia (i podwyższonych prędkości) co – ponownie – wpływa na redukcję dodatniego gradientu ciśnienia.



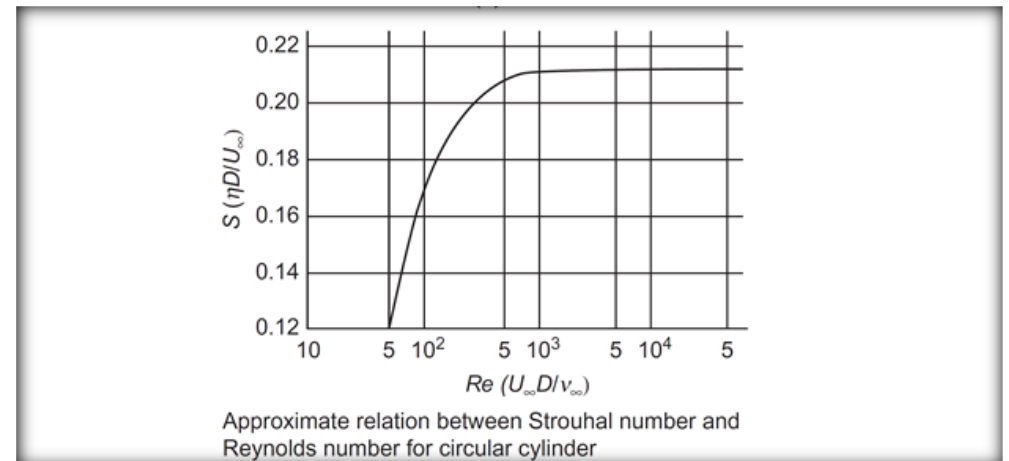
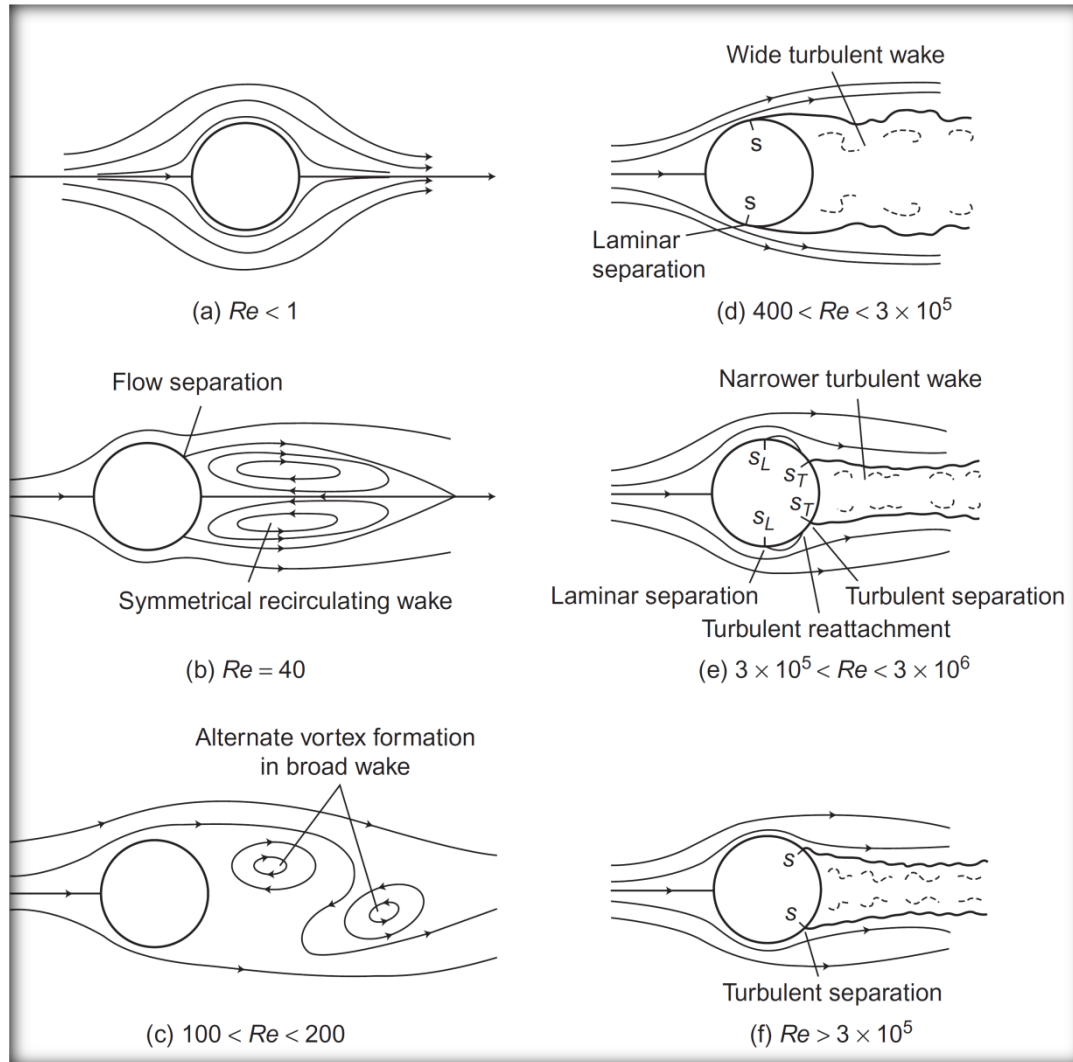
Objaśnienie efektu slotu i tylnej kłapy za pomocą modelu skupionego wiru (cyrkulacji)



Efekt „współpracy” segmentów w układach wielosegmentowych: lotniczym (na górze) i żeglarskim (po prawej, źródło Larsson, Eliasson, Principles of Yacht Design, 3 ed., McGraw Hill, 2007)

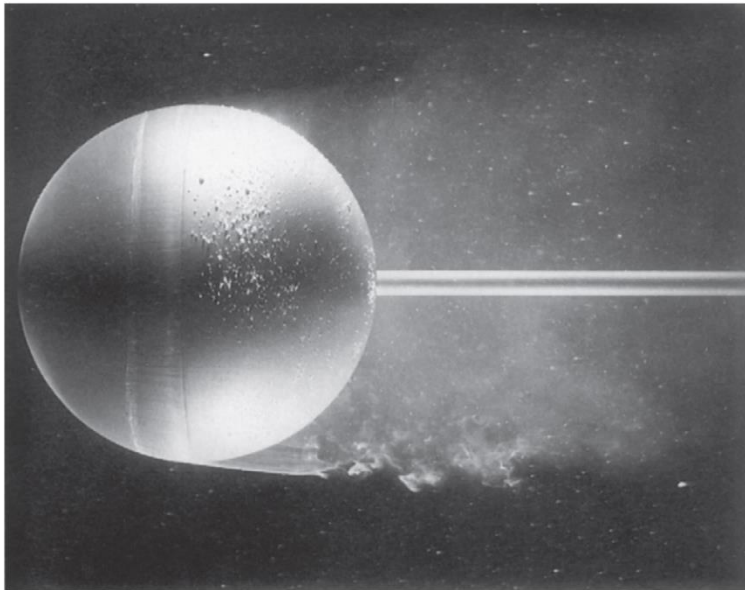
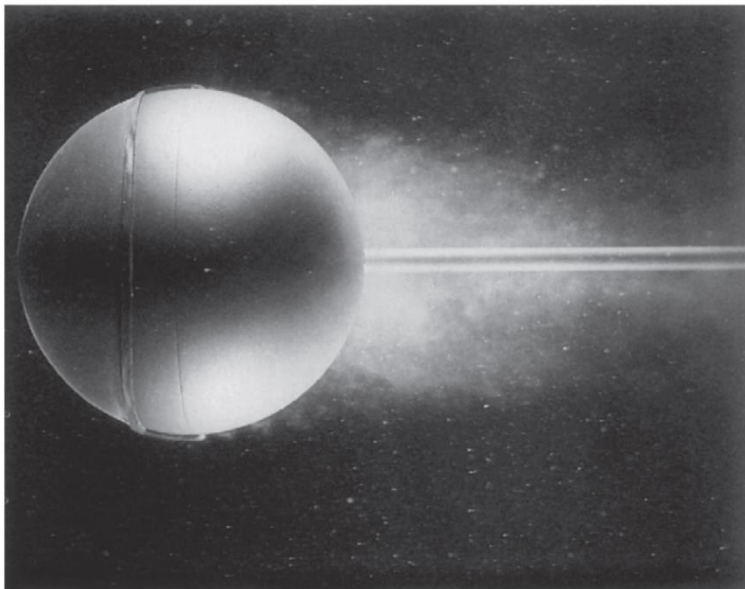
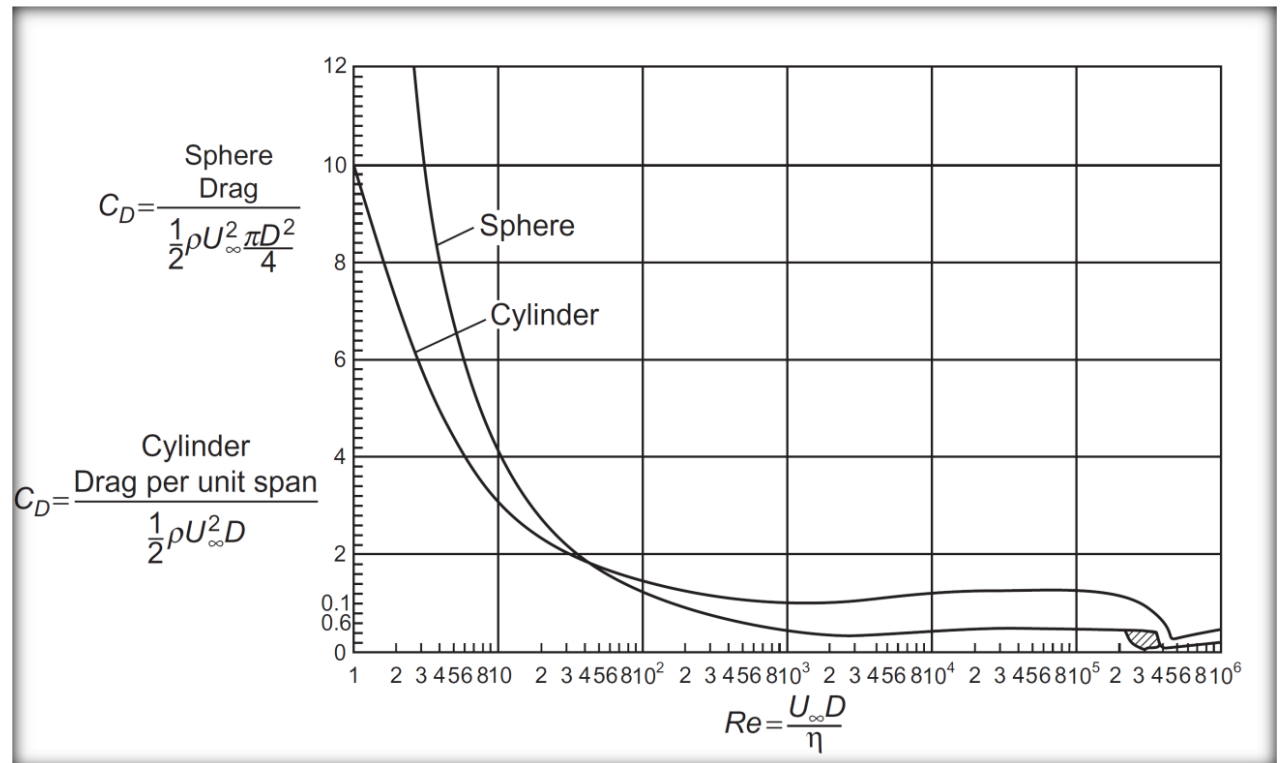


Aerodynamika ciał nieopływowych



Z lewej: różne formy przepływu wokół cylindra i w jego śladzie aerodynamicznym w zależności od liczby Reynoldsa

U góry: zależność liczby Strouhala struktur wirowych w śladzie za walcem od liczby Reynoldsa

(a) $Re_D = 15,000$ (b) $Re_D = 30,000$ 

U góry: zależność współczynnika oporu od liczby Reynoldsa

Z lewej: przepływ wokół kuli gładkiej ($Re=15000$) i z założonym turbulizatorem ($Re=30000$). W drugim przypadku oderwanie następuje znacznie później do redukuje obszar śladu i opór (znacząco!)