Sistemas de Alta Sustentação

Tópicos:

1. Aspectos históricos
2. Tipos
3. Características Aerodinâmicas
4. Ensaios Experimentais
5. Considerações Finais

Aspectos históricos
origens do eslate (slat).

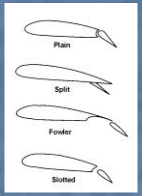
- Em 1917 Handley Page and Boswall realizam experimentos com uma asa com fendas (slots) e também com eslates (slats). Usando um aerofólio RAF15 conseguiram um aumento de 25% no CL. Mais tarde, chegaram a um aumento de 50% no CL com um aumento pequeno em CD.

- Handley Page patenteou a idéia (incluindo um sistema móvel operado pelo piloto) em 1920.
- Ao mesmo tempo, na Alemanha, G.V. Lachmann desenvolveu uma asa com aerofólios em cascata. Tentou uma patente em 1918 que foi recusada por falta de confirmação experimental convincente.
- Com auxilio de Prandtl, Lachmann realizou experimentos convincentes e a patente foi confirmada em 1921 retroativamente a 1918.
- Somente em 1972, A.M.O. Smith apresenta o artigo: " Aerodynamic of High lift Airfoil Systems" explicando definitivamente os princípios físicos dos slots e flaps.

Aspectos históricos
origens do flape.

e Santos-Dumont *14-bis* biplane: 1906

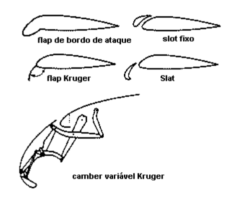
- Os flapes são derivados dos ailerons inventados no começo do século 20.
- Utilização começa em 1914.

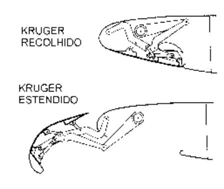


- Split Flap foi desenvolvido em 1920
- Em 1920, Harland D. Fowler inventou o Fowler-flap, mas usado somente em 1937 pela Lockheed.

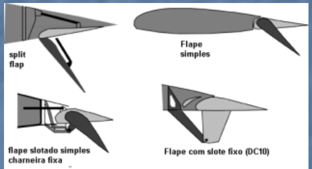
- Em 1937 são introduzidos os flapes com duplo e triplo eslotes (Piaggio)

2- Tipos de sistemas de Alta Sustentação





- De bordo de ataque.



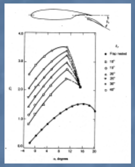
- De bordo de fuga.

- Combinado.

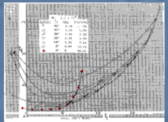
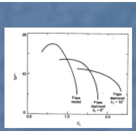
3- Características Aerodinâmicas


- Análise do escoamento numa asa com sistemas de alta sustentação

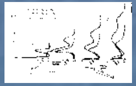
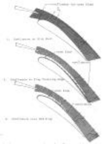
- Sistemas de alta sustentação (SAS) não são sistemas de controle da camada limite.SAS agem na distribuição de pressão fora da camada limite.
- O bordo de fuga do slat fica numa região da alta velocidade o que diminui a pressão na sua parte traseira, para satisfazer a condição de Kutta o slat produz mais circulação (mais CL!). Esse ajuste se dá com uma diminuição da velocidade no bordo de ataque da asa.
- A incidência do escoamento na parte dianteira da asa é modificada pelo "downwash" do slat produzindo um pico de sucção menor. O mesmo acontece no flape.
- O mesmo acontece na região do bordo de fuga do elemento principal devido ao escoamento na parte dianteira do flap.
- Como uma resultado global, o aumento de pressão em toda a asa é dividido em vários aumentos de pressão pequenos.
- A mistura da esteira do elemento 'a frente com a camada limite do próximo elemento induz uma aumento da espessura da camada limite, isso implica num aumento dos efeitos viscosos advesos.
- Esse efeito é, em parte compensado pela "nova" camada limite de cada elemento.



- Efeito em CL,

  - CD
  - Cm e L/D.

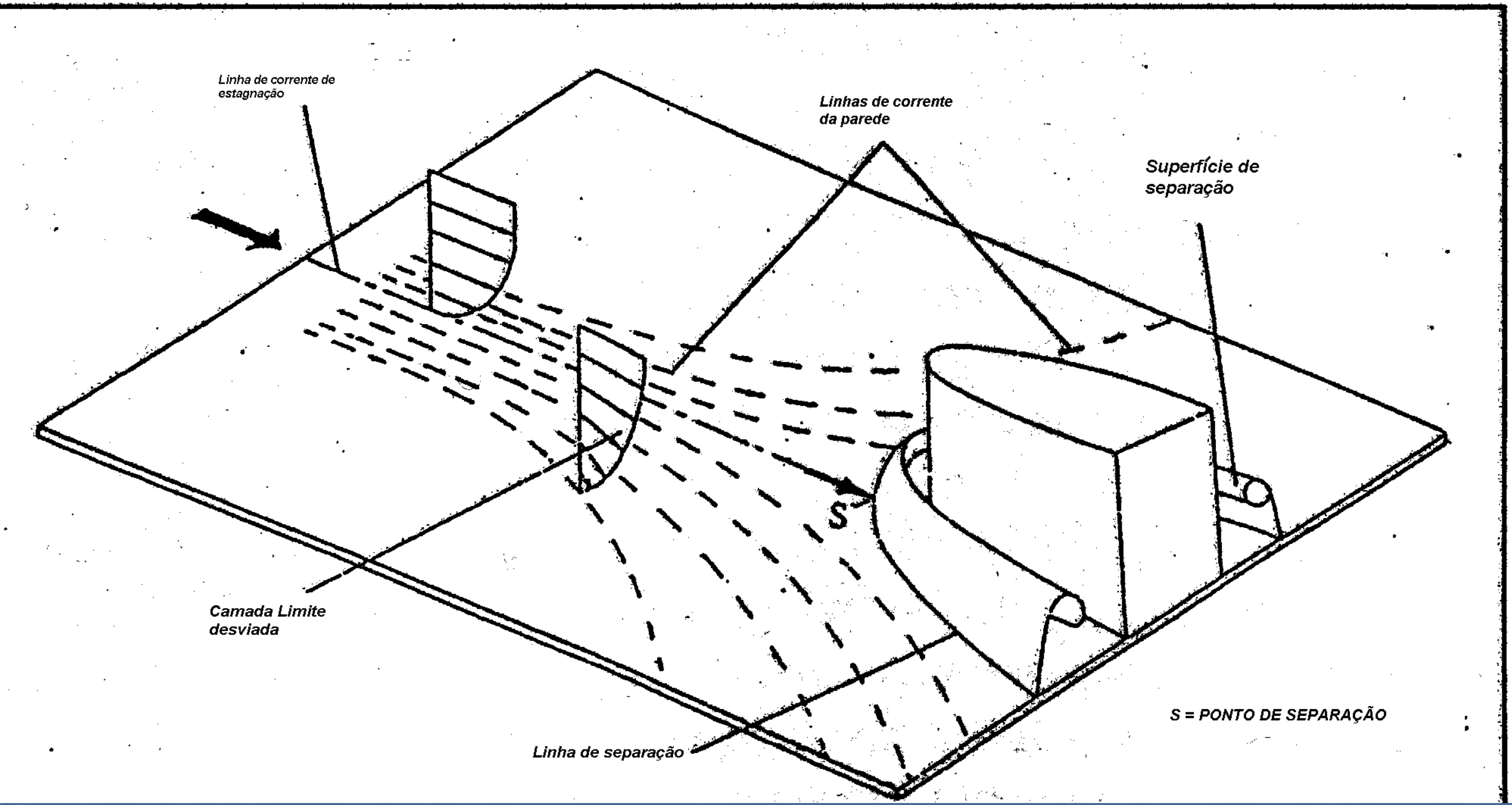
- Efeito do tamanho da fenda (gap) e sobreposição (overlap)

4- Ensaios Experimentais

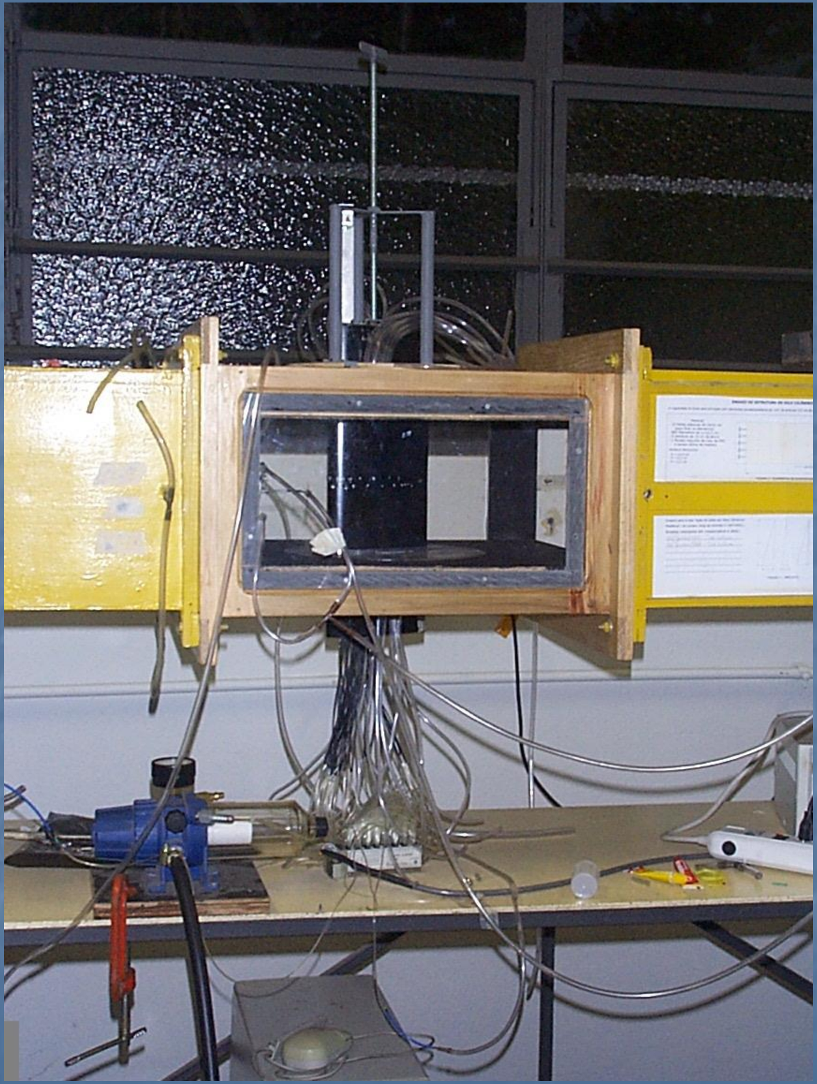
- Asa bi-dimensional com alta sustentação
  - Problemas
  - Soluções
- Ensaios de ruído
  - Efeito do flape
  - Efeito do slat
- Alternativas

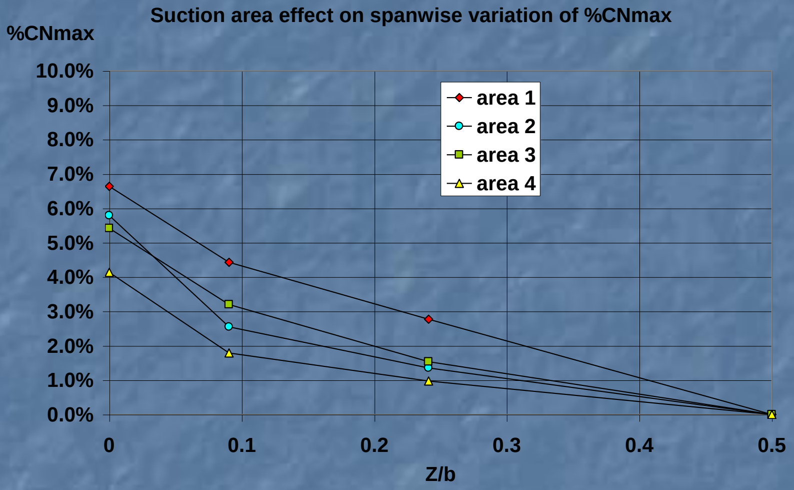
Ensaios bidimensionais

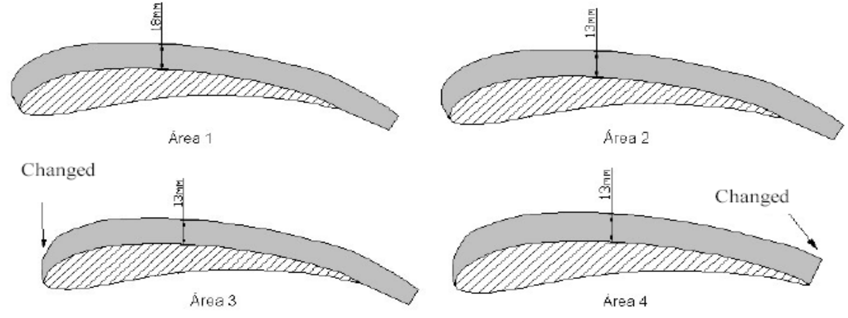
problemas



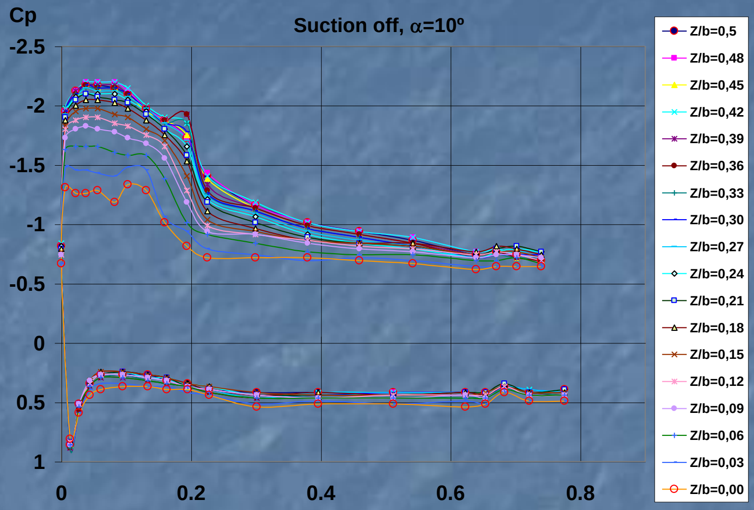
Investigação preliminar

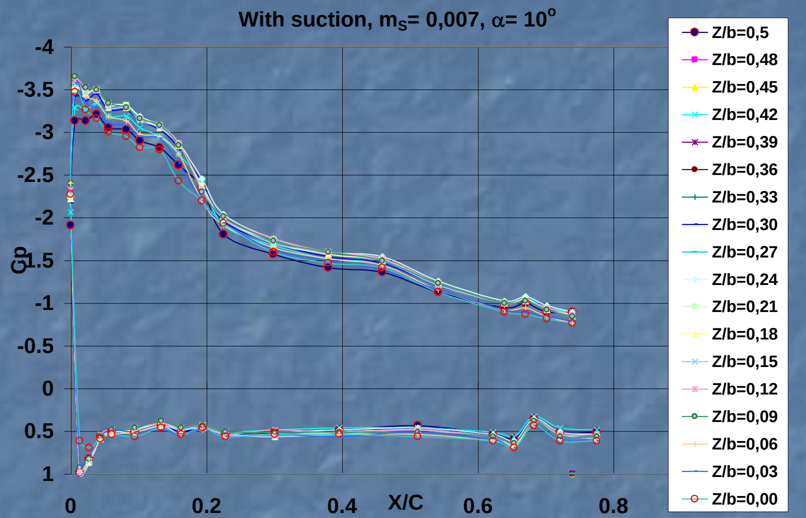




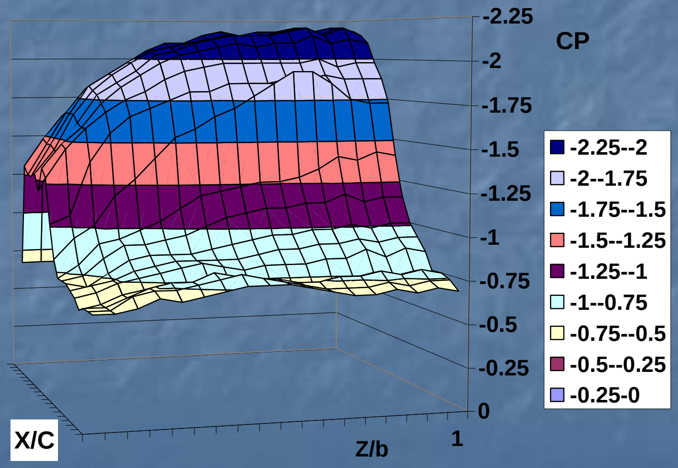


Ensaios bidimensionais

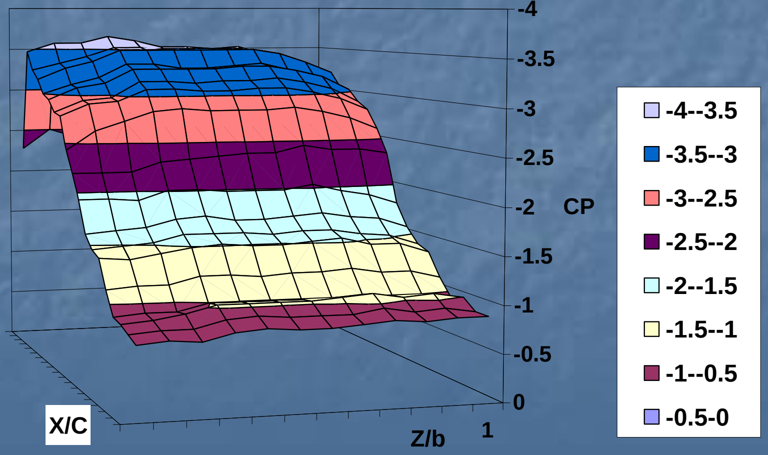

Suction off, α=10º


With suction, m_S= 0,007, α= 10^o

Suction off, α=10^o



With suction, m_S=0.007, α=10^o



Ensaios bidimensionais com uma asa com flape e slat soluções:

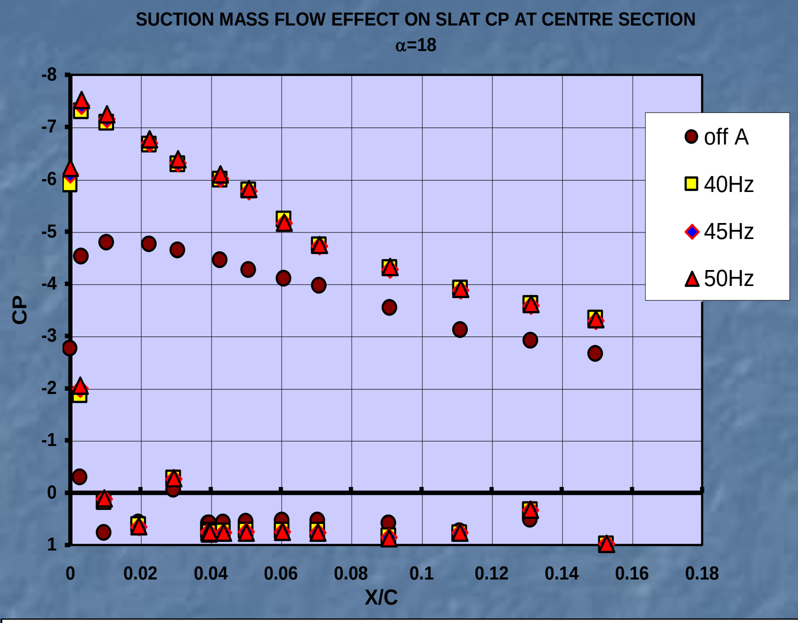
Tomadas de pressão

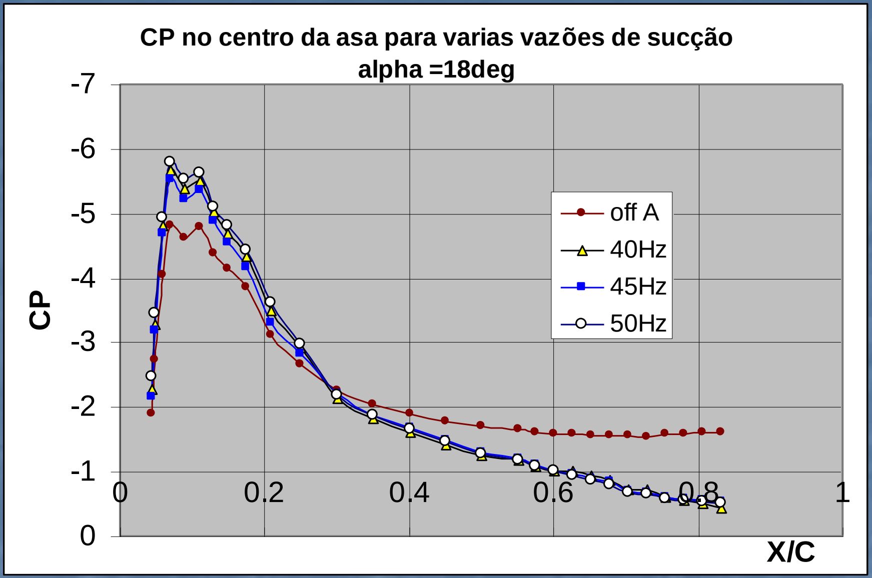
Superior

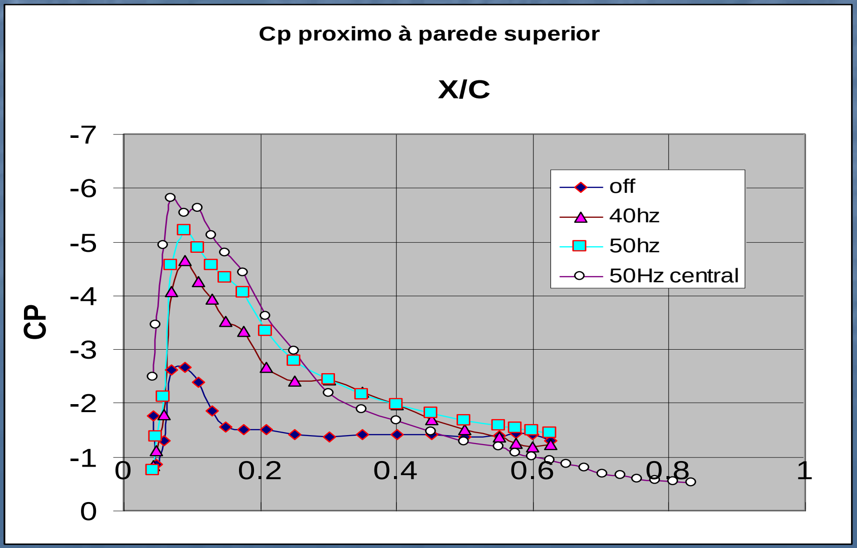
central

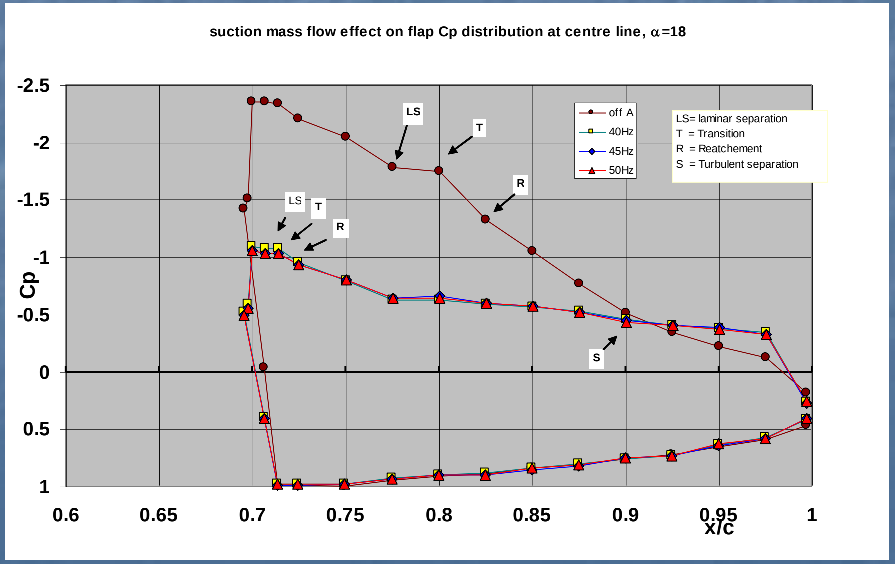
Inferior

Ensaios bidimensionais com uma asa com flape e slat

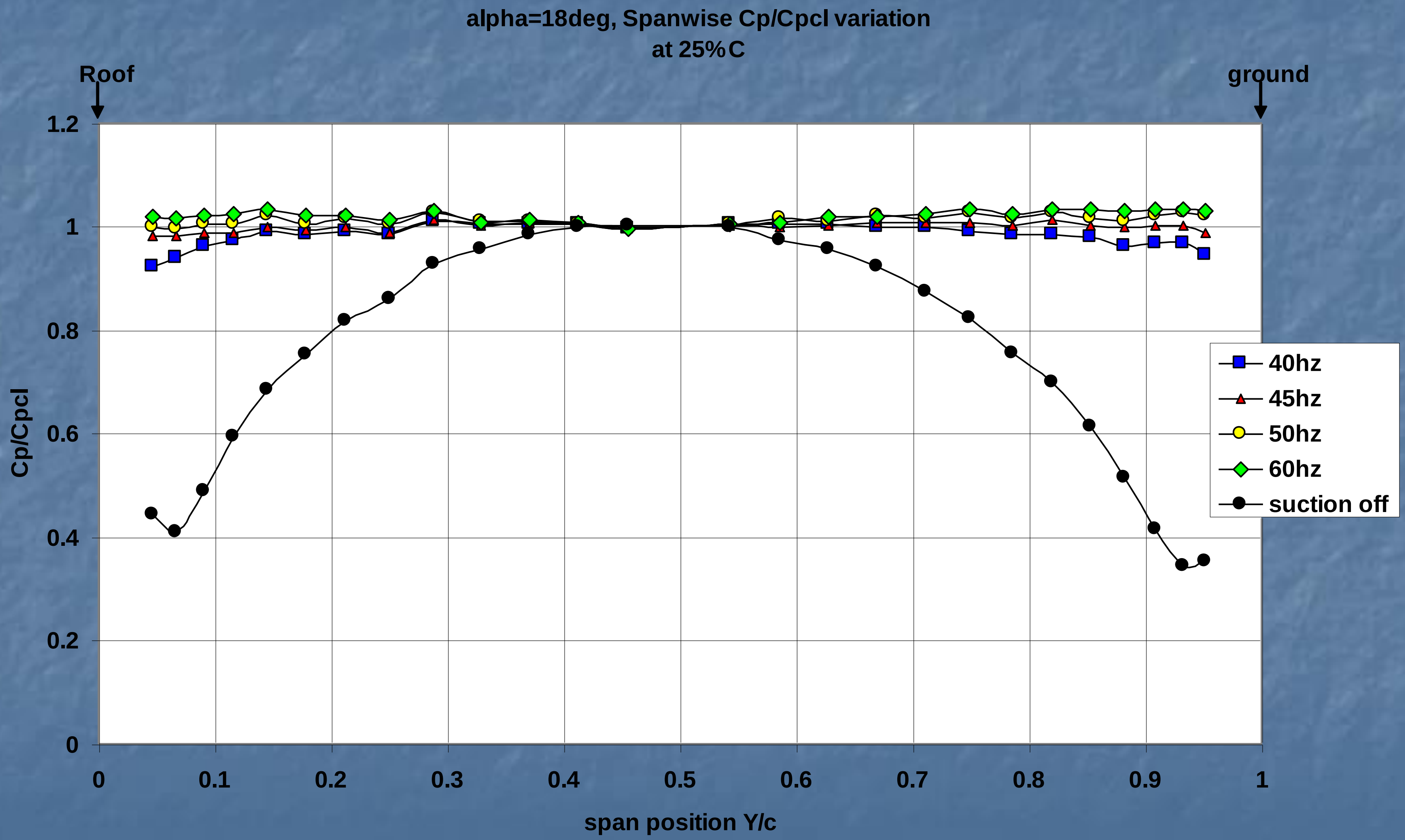

SUCTION MASS FLOW EFFECT ON SLAT CP AT CENTRE SECTION
α=18


CP no centro da asa para varias vazões de sucção
alpha =18deg

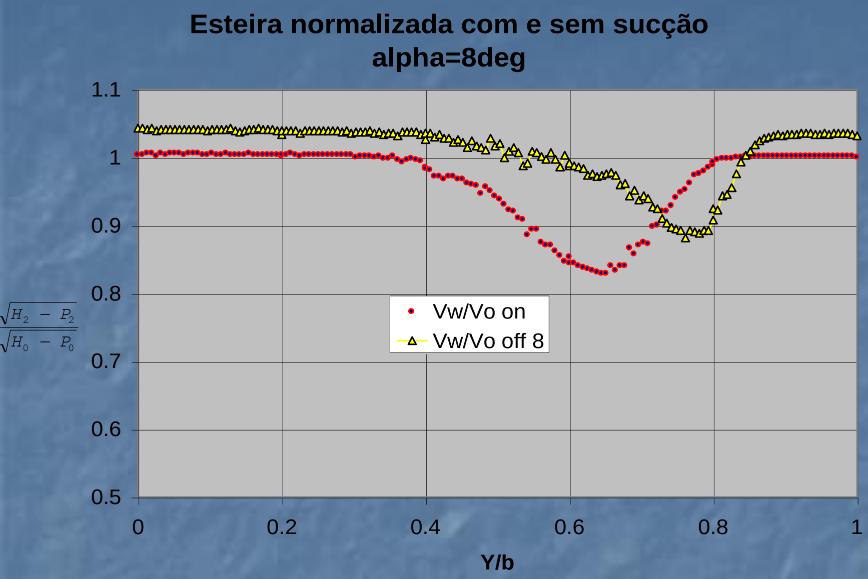

Cp proximo à parede superior

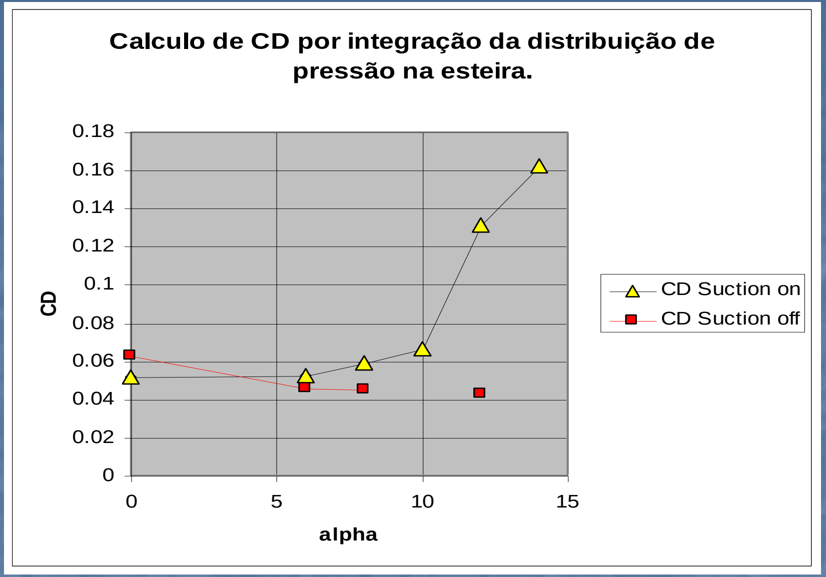

suction mass flow effect on flap Cp distribution at centre line, α=18

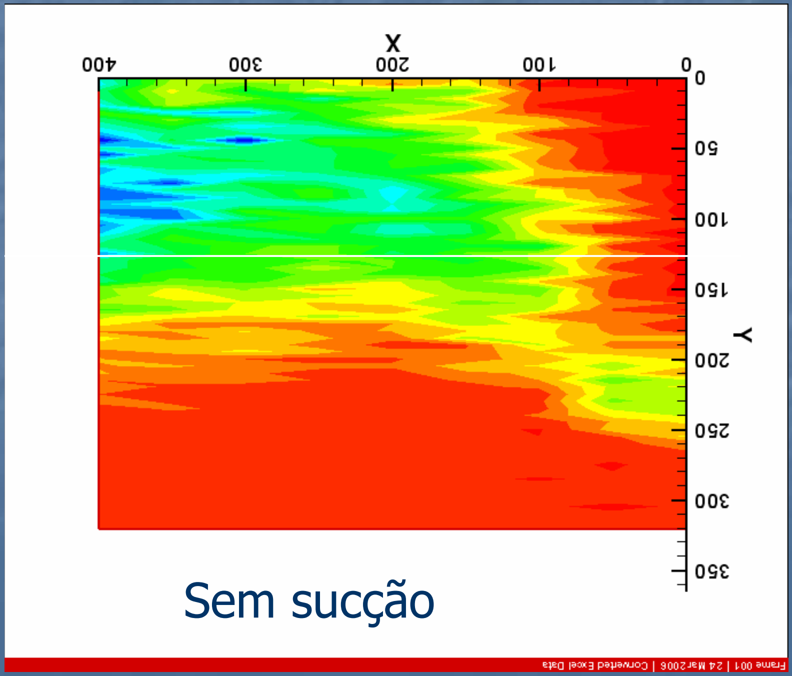
Ensaios bidimensionais com uma asa com flape e slat



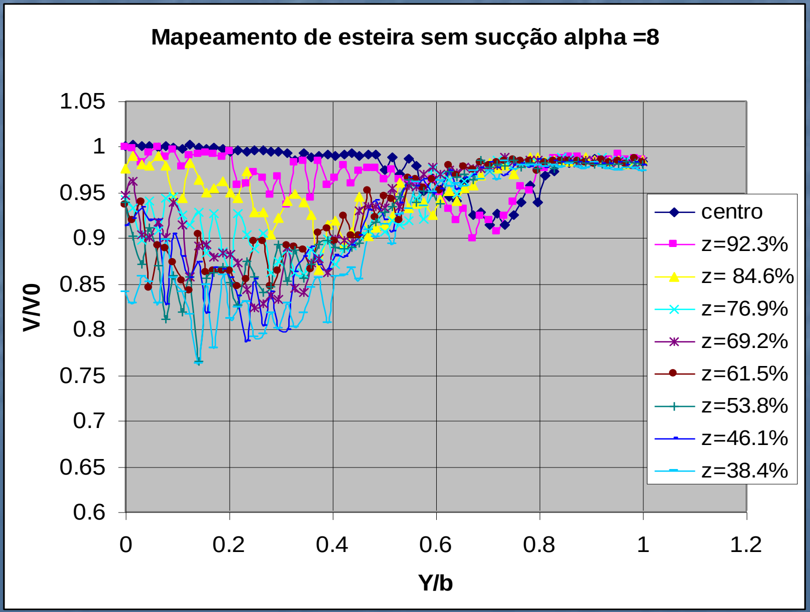
Ensaios bidimensionais com uma asa com flape e slat



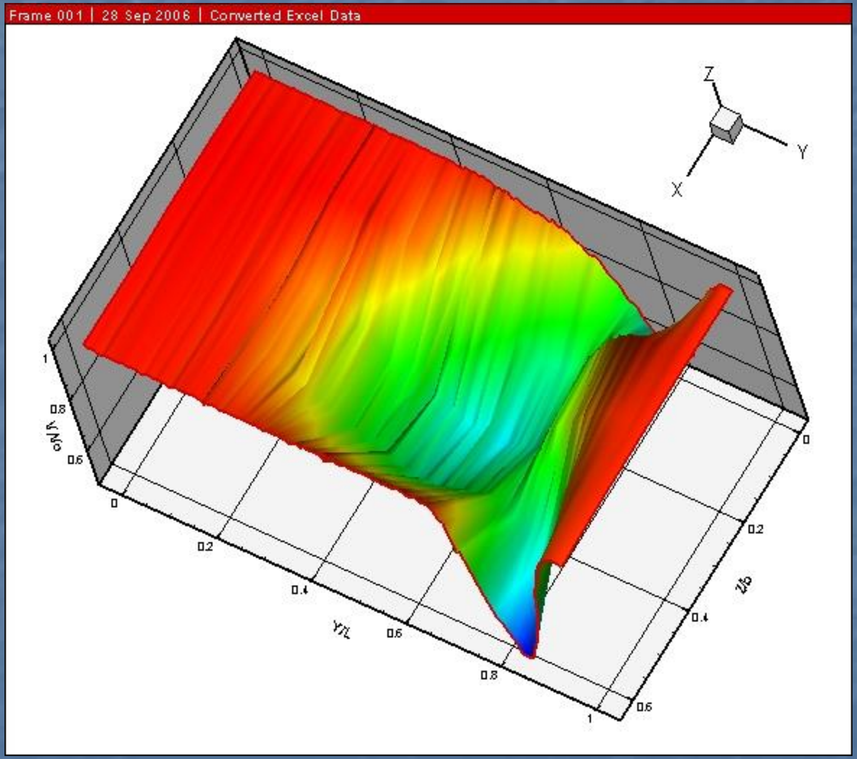


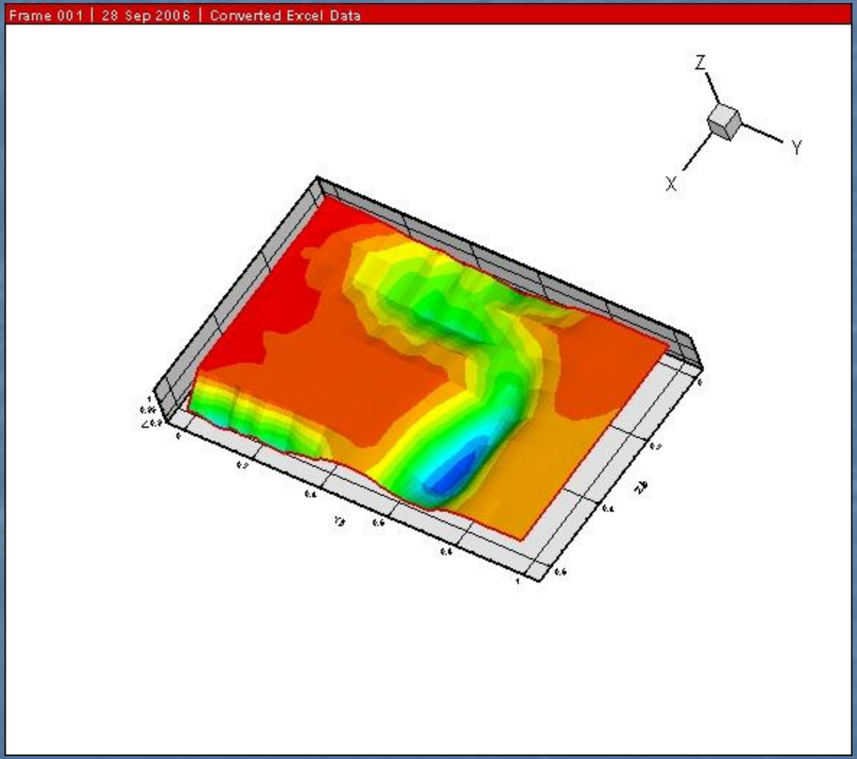


Sem sucção

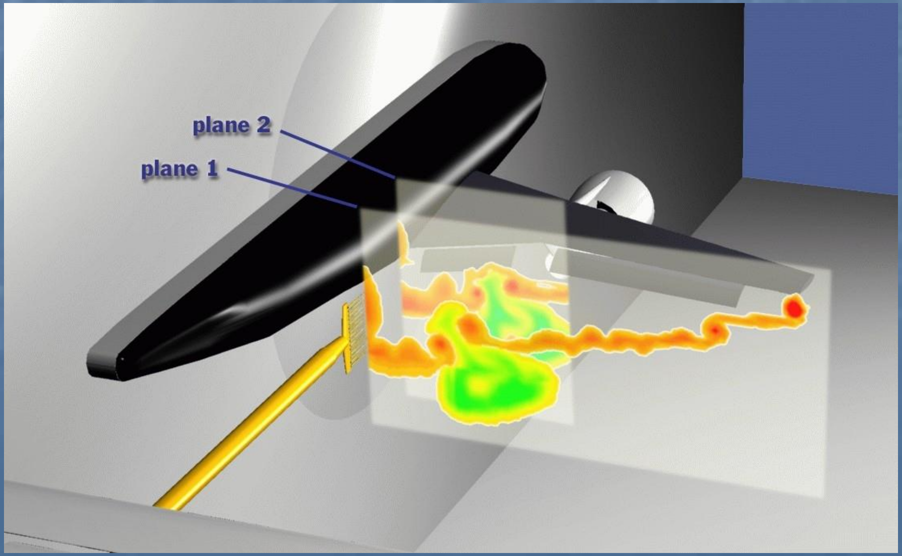


Ensaios bidimensionais com uma asa com flape e slat

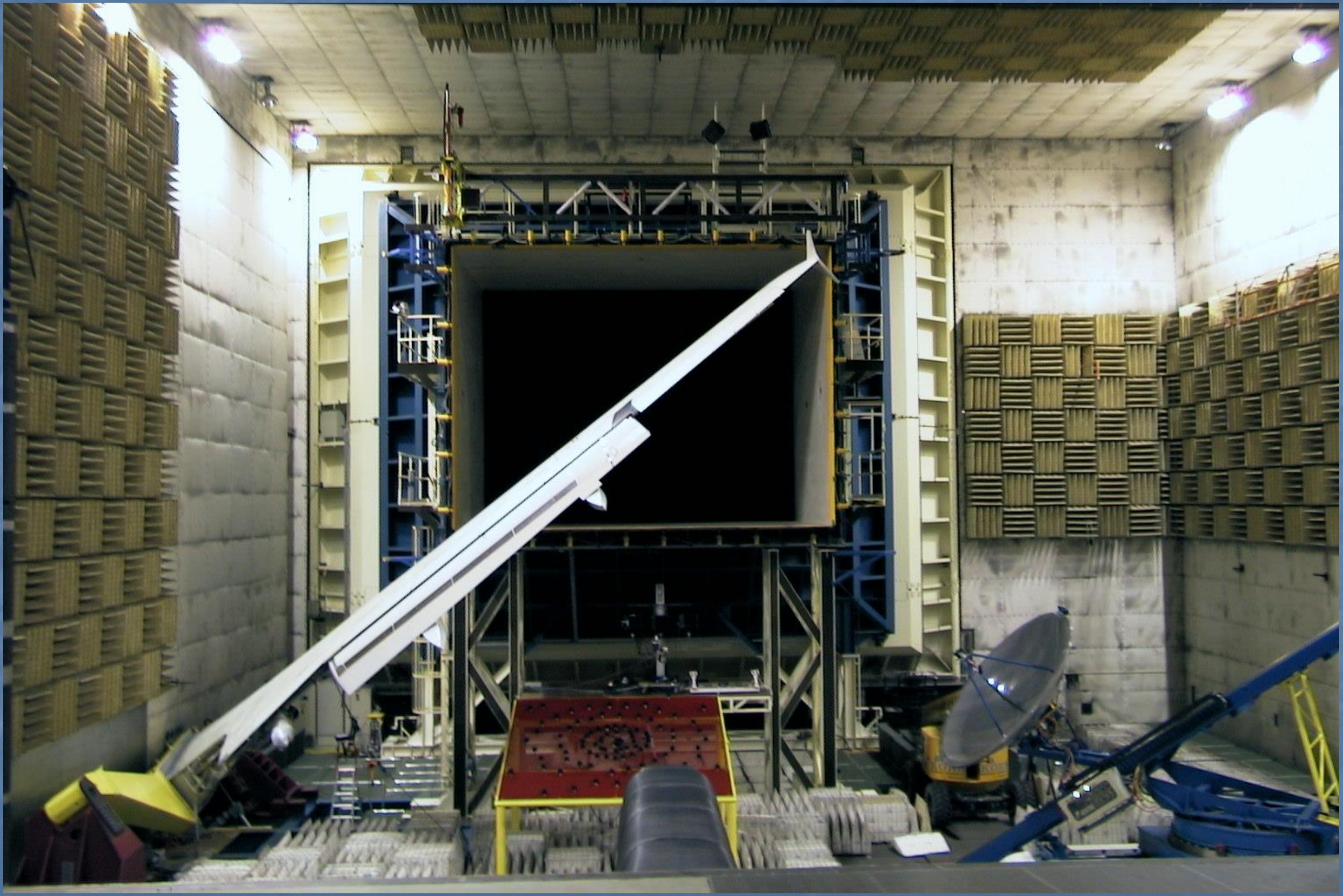




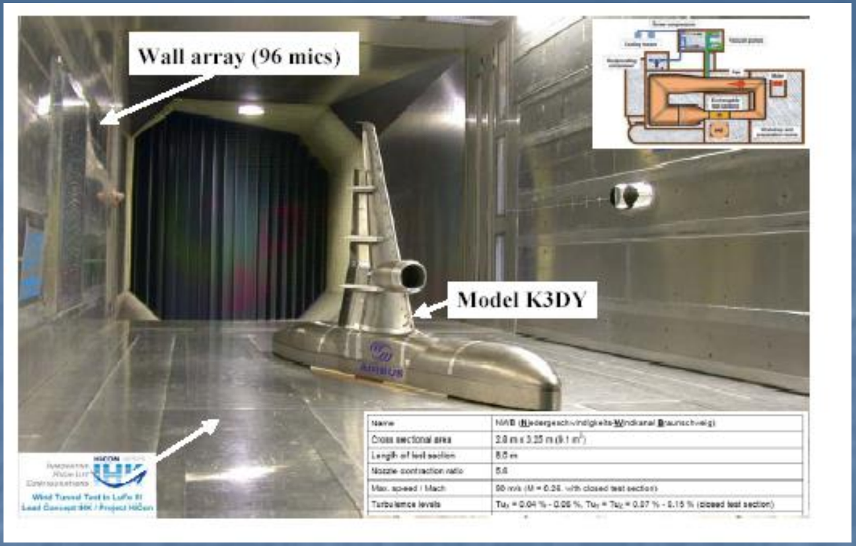
Ensaios tridimensionais



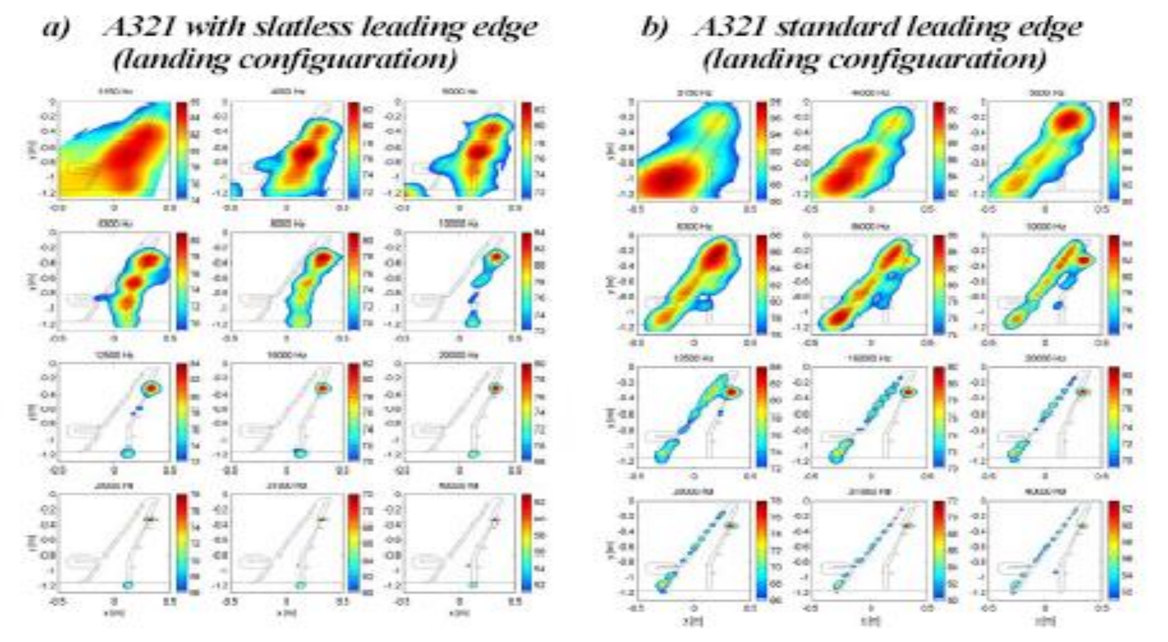
Ensaios de ruído



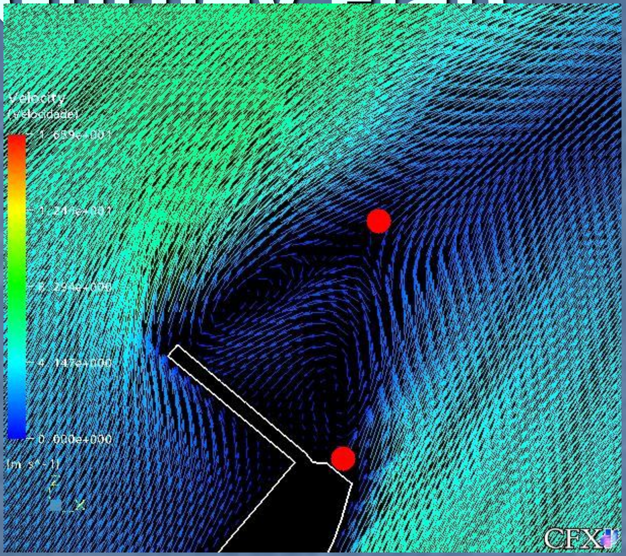
Ensaios de ruído

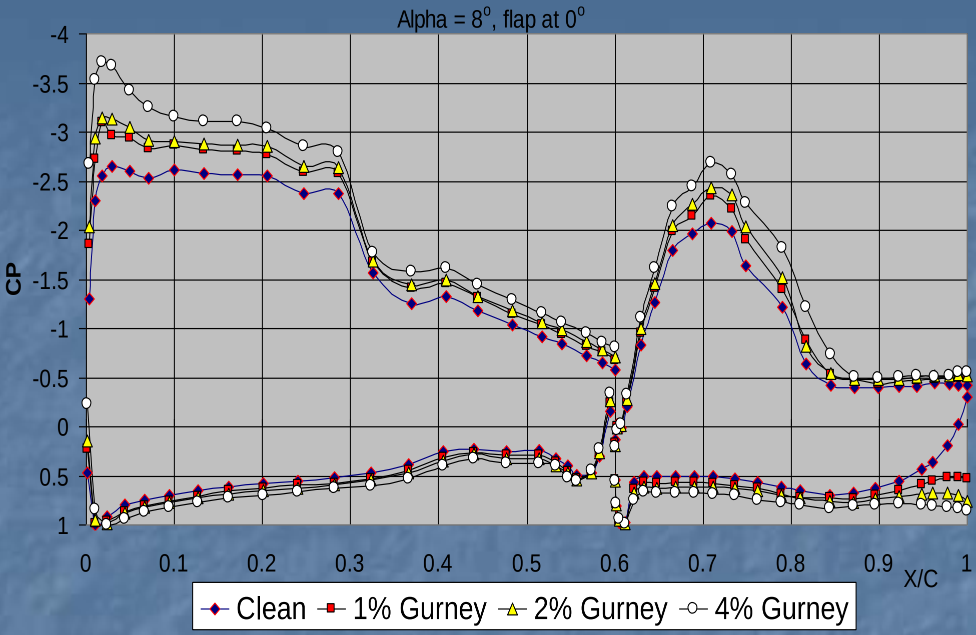


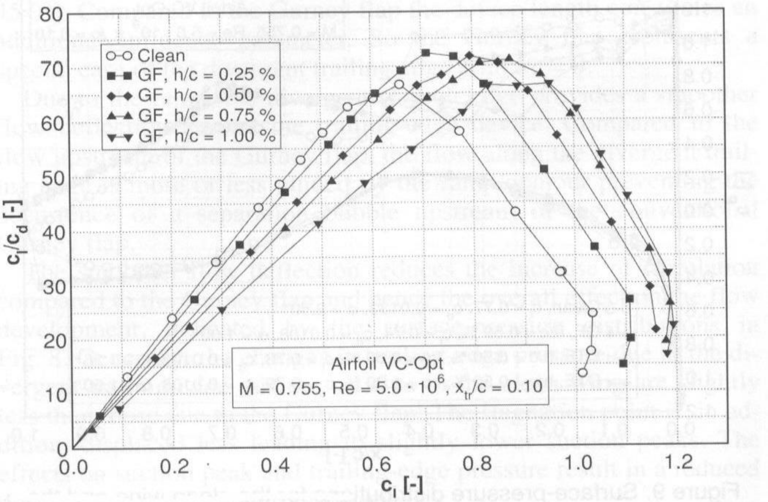
Name	NWB (Niedergeschwindigkeits-Windkanal Braunschweig)
Cross sectional area	2.8 m x 3.25 m (9.1 m²)
Length of test section	8.0 m
Nozzle contraction ratio	5.6
Max. speed / Mach	90 m/s (M = 0.26, with closed test section)
Turbulence levels	Tu$_x$ = 0.04 % - 0.06 %, Tu$_y$ = Tu$_z$ = 0.07 % - 0.15 % (closed test section)



Alternativas: Gurney Flap

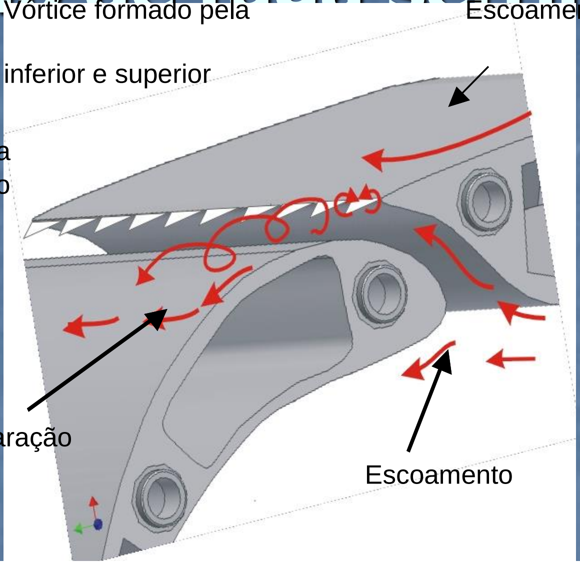






Lift-to-drag ratio of the clean wing and the Gurney-flap configurations tested at M = 0·755.

Alternativas: bordo de fuga serrilhado



Vórtice formado pela

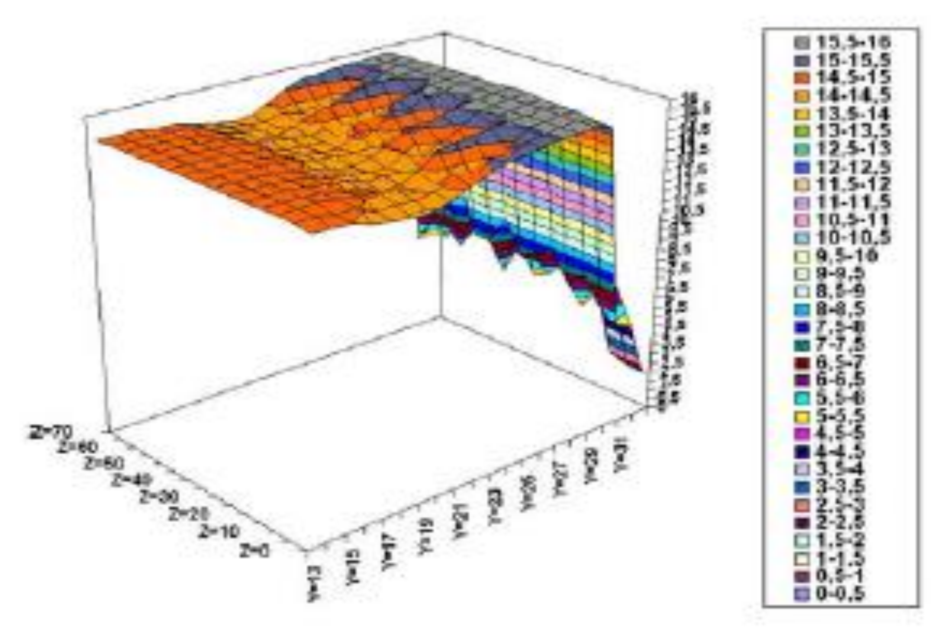
inferior e superior

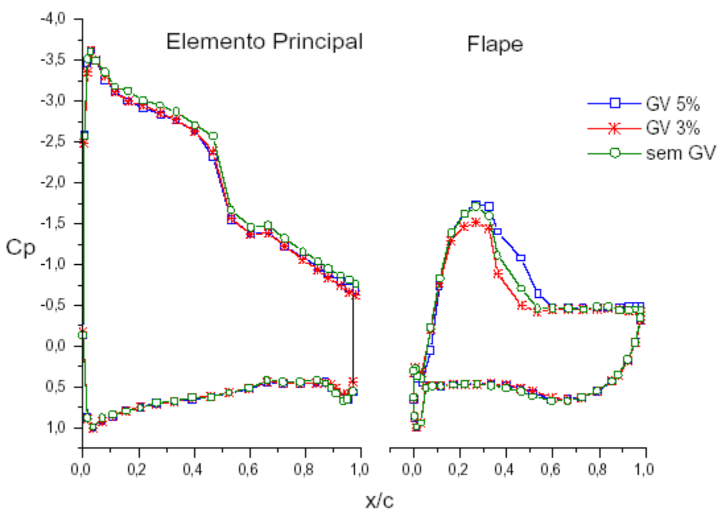
Escoamento

Bordo de fuga tipo serrilhado

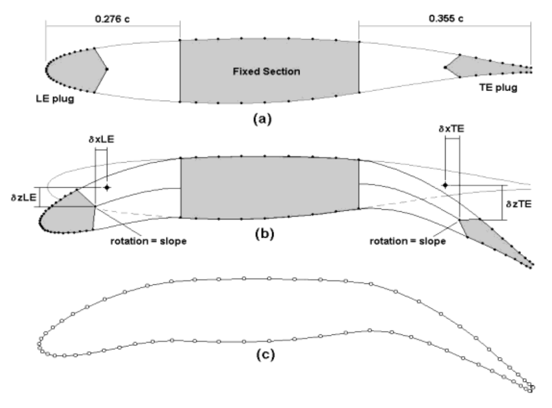
Separação

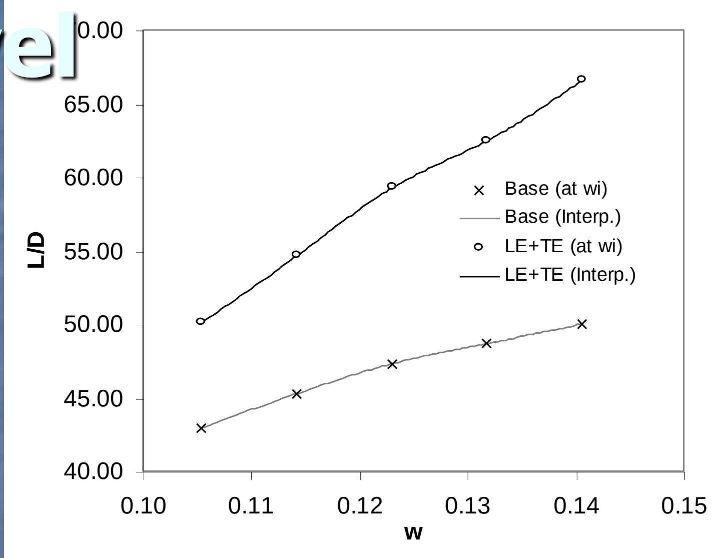
Escoamento

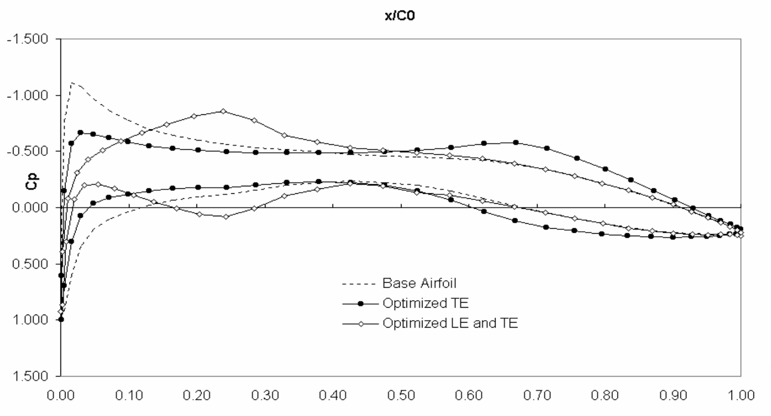


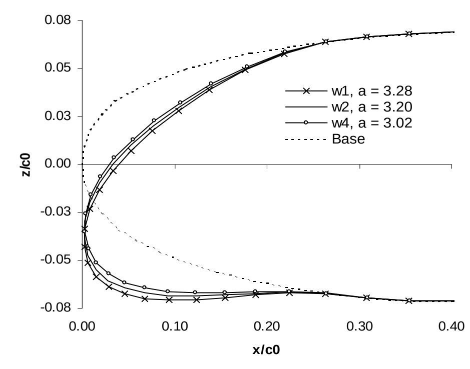


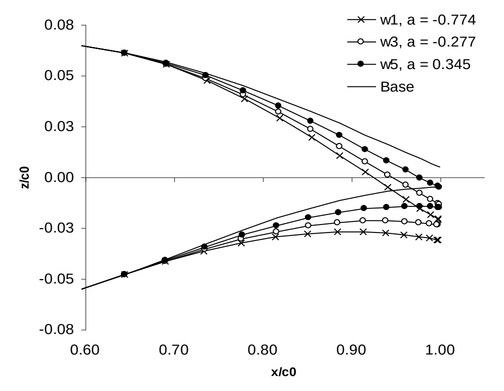
Alternativas:
Asa com câmber variável











Considerações finais

- O projeto aerodinâmico e mecânico de sistemas de alta sustentação é um processo de compromisso entre:
    - Otimização Aerodinâmica
    - Ruído
    - Complexidade estrutural e mecânica.
    - custos

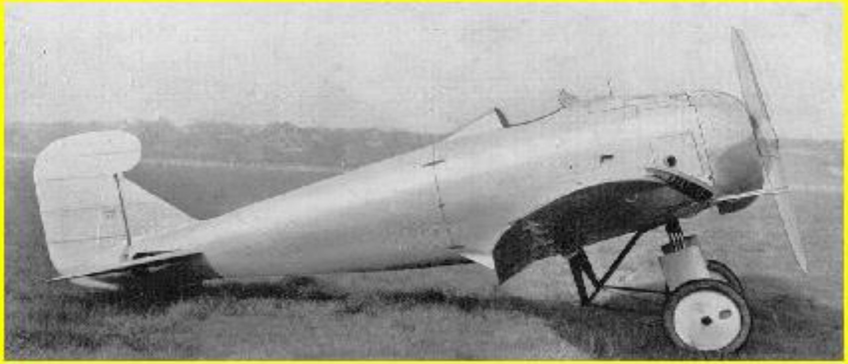
1- Aspectos históricos

- Atualmente, o desenvolvimento de um sistema de alta sustentação eficiente equivale de 5% a 11% do custo total de desenvolvimento de uma aeronave.
- Aumento de 1% no L/D de decolagem significa um aumento de 1.3 ton na carga paga, ou 280Km a mais de alcance.
- Combinando com um aumento de 1,5% no CL_{max} de aterrissagem pode adicionar mais 3t na carga paga.
- A partir de 2020 custos de desenvolvimento e de construção deverão ser reduzidos em 35% e a eficiência aerodinâmica aumentada em 20%!. Ruído deverá diminuir em 10dB

Aeronaves Handley Page com eslotes

1919

1921



1922

1929

ailerons

a Wing-warping in action: a British-built Wright glider of 1909, showing the Wrights' system, invented in 1899

b The first use of ailerons: Esnault-Pelterie's glider: 1904

c Cody's kite-glider: 1905

d Blériot *No. IV* biplane: 1906

e Santos-Dumont *14-bis* biplane: 1906

f Blériot *No. VI* tandem-wing *Libellule*: 1907 (showing the pivoting wing-tip elevons)

g Cody *British Army Aeroplane No. 1*: 1908

h Blériot *No. VIII-bis* monoplane: 1908

i A.E.A. (Curtiss) *June Bug* biplane: 1908

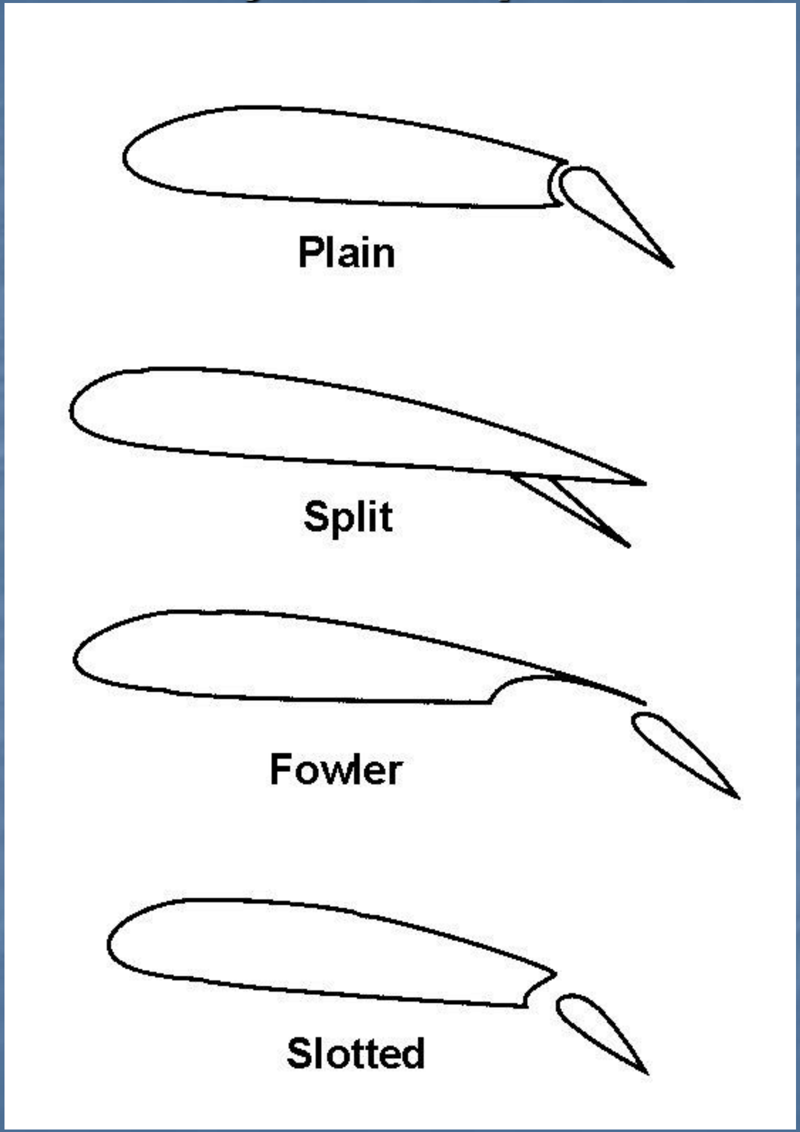
j Henri Farman's modified Voisin biplane: 1908

k Levavasseurs *Antoinette IV*: 1909

l Curtiss Reims biplane: 1909

m *Henry Farman III* biplane: 1909

Evolução do flape



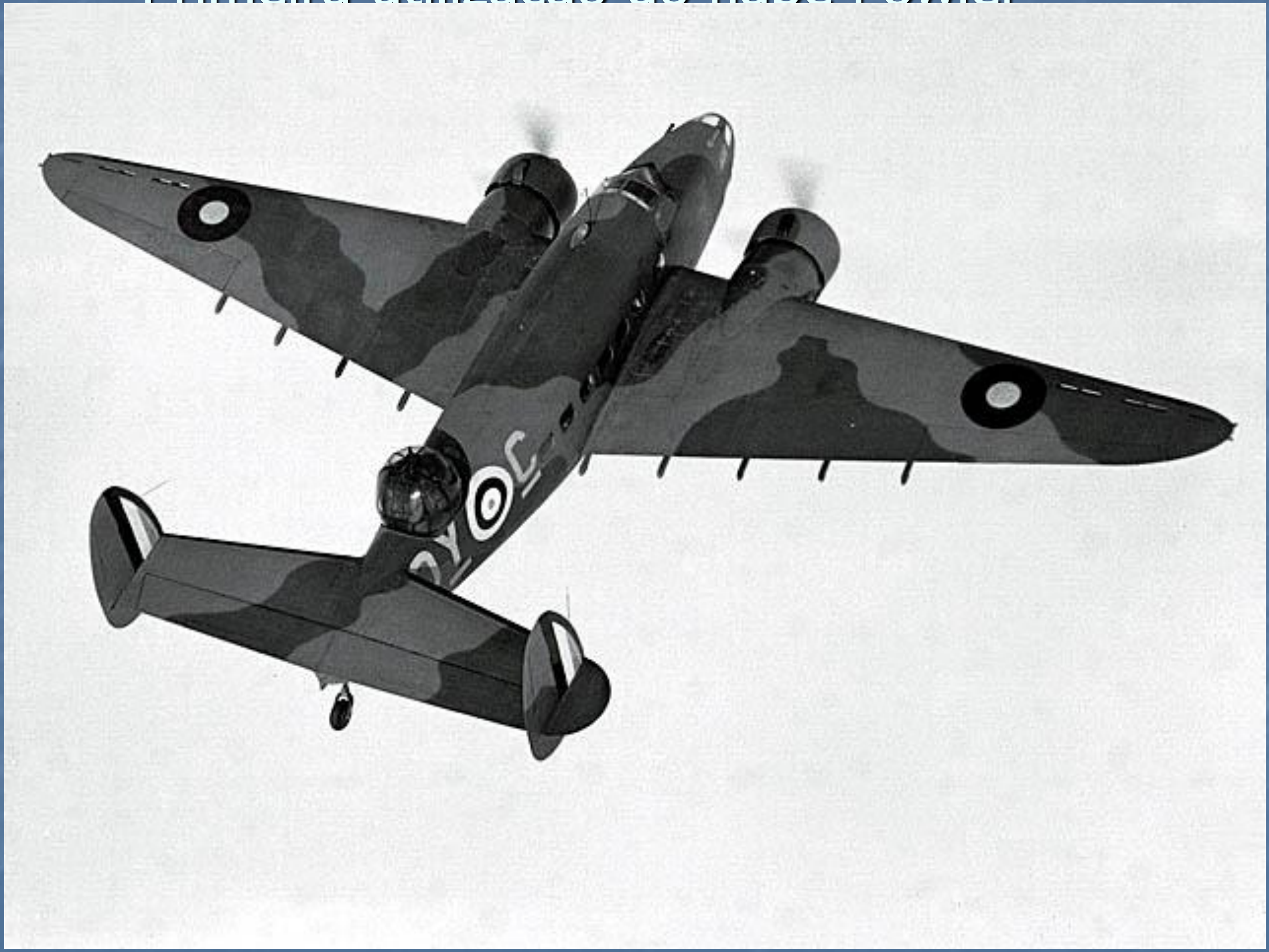
Derivado dos ailerons

1920

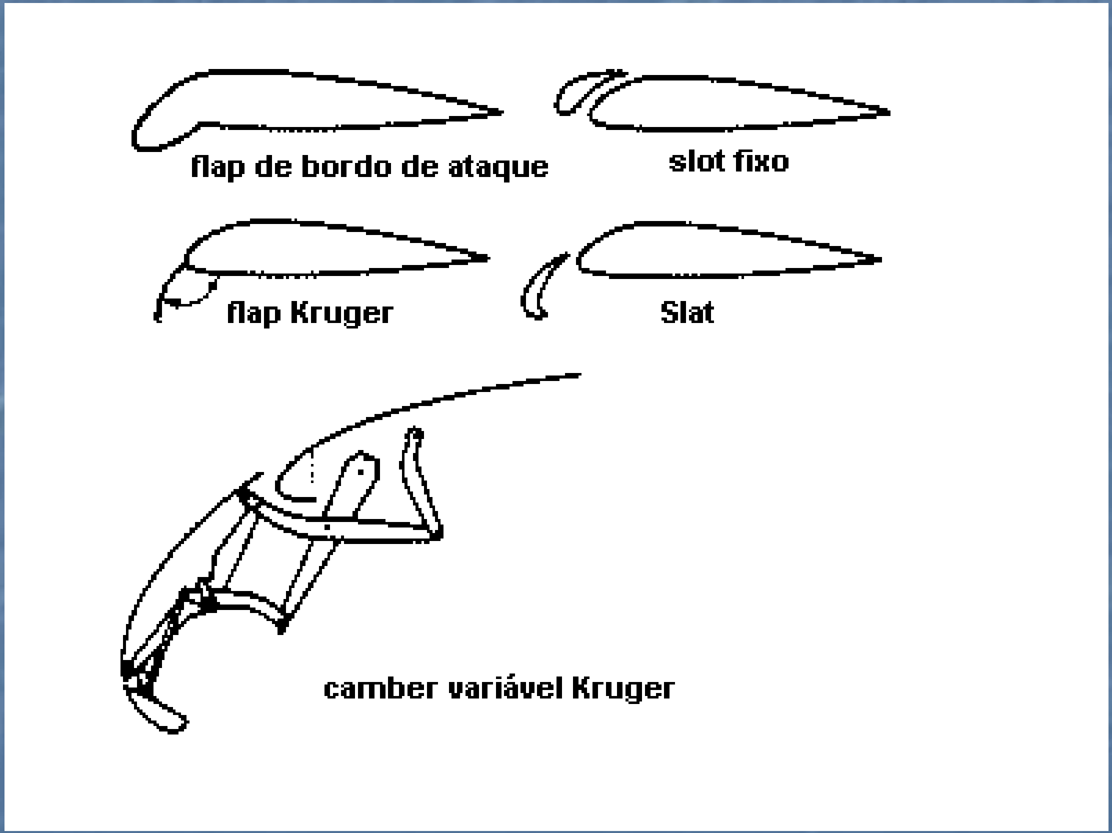
Fowler 1920, aplicado em 1937

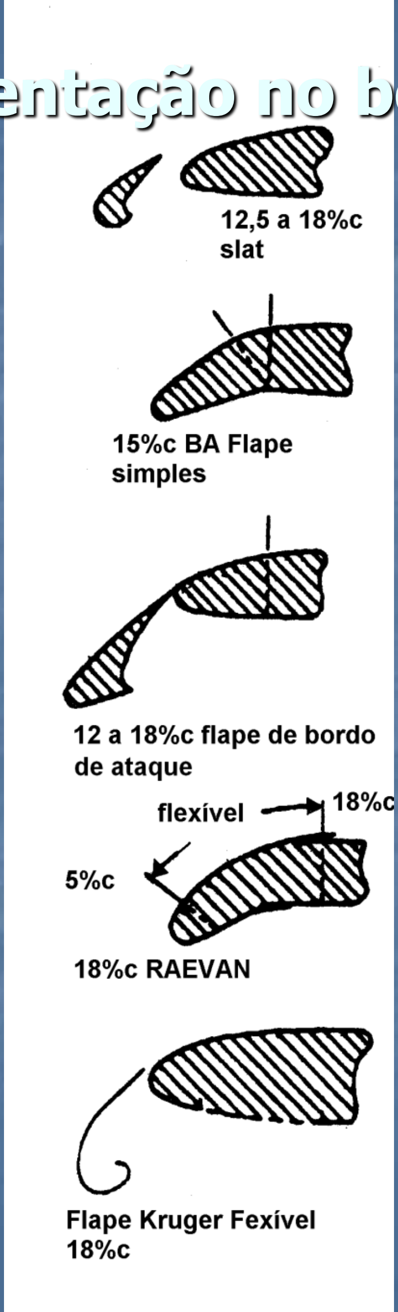
1937 Derivado dos estudos de Handley Page;Lachmann

Primeira utilização do flape Fowler

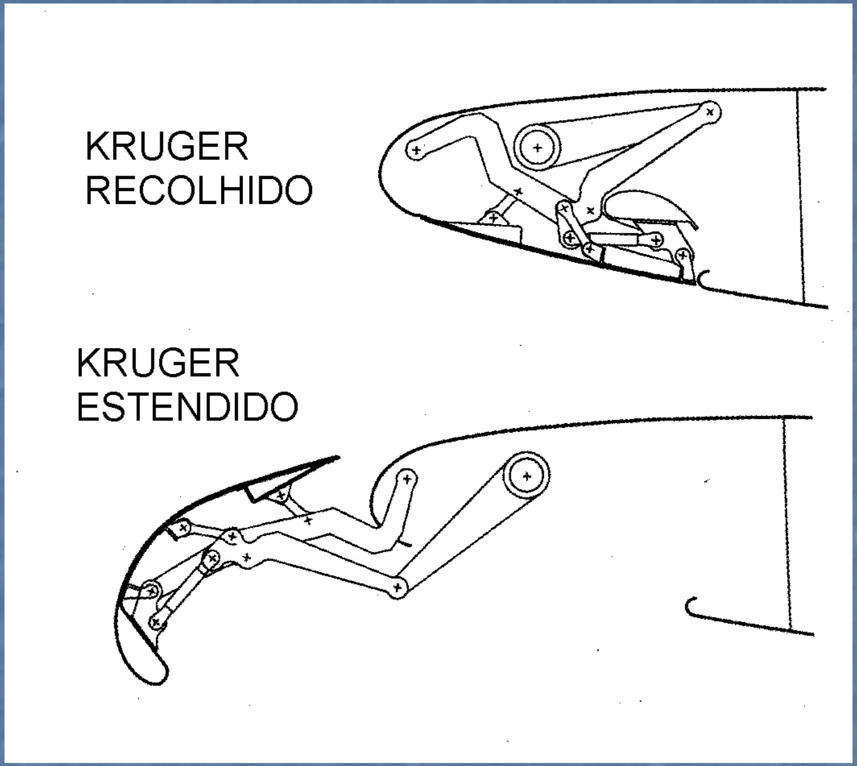


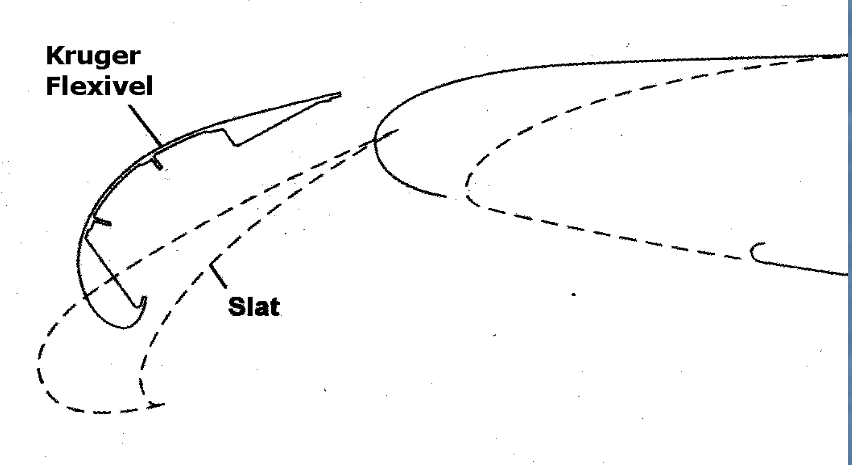
Tipos de elementos de alta sustentação no bordo de ataque:





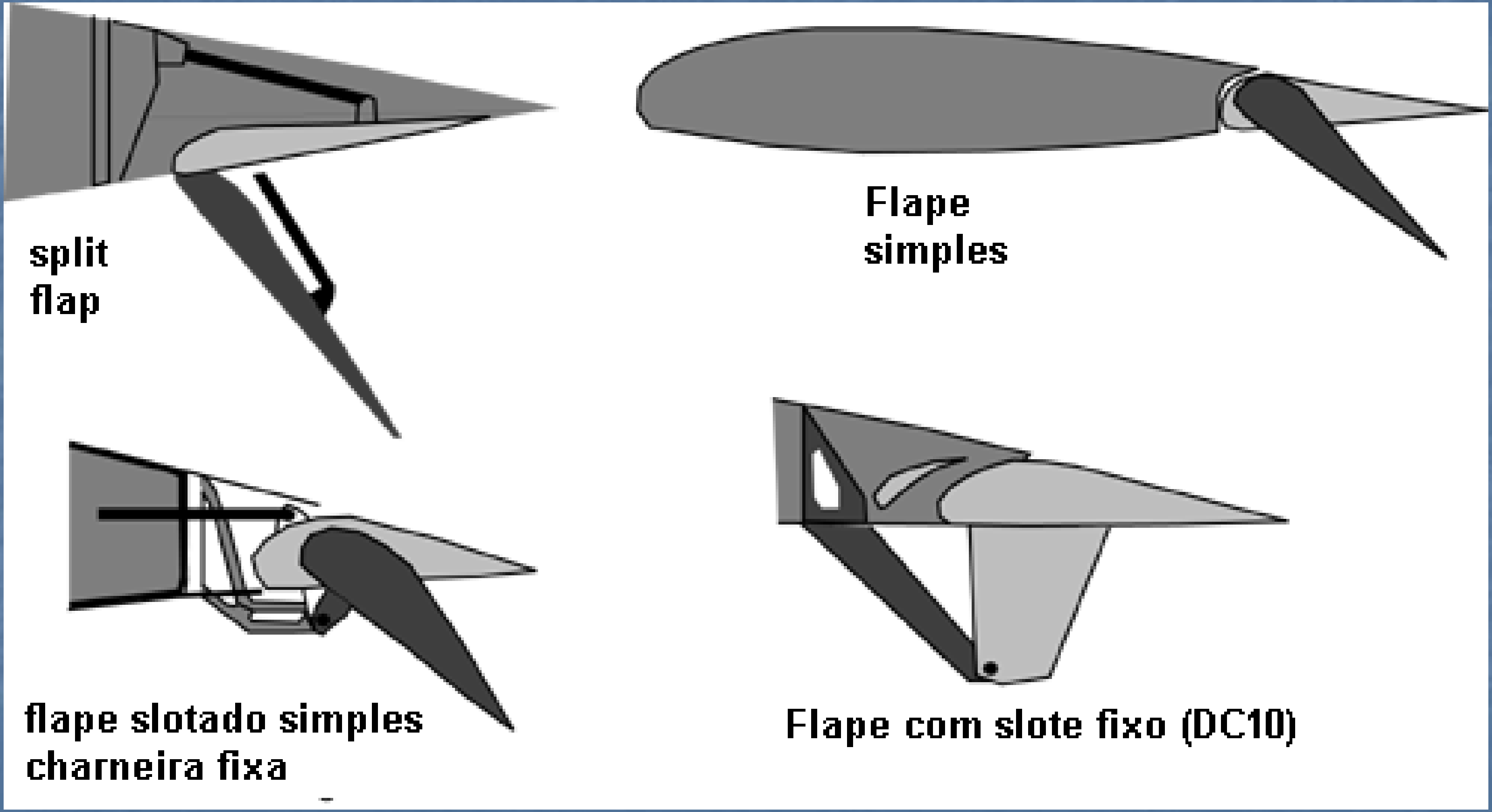
Tipos de elementos de alta sustentação no bordo de ataque:



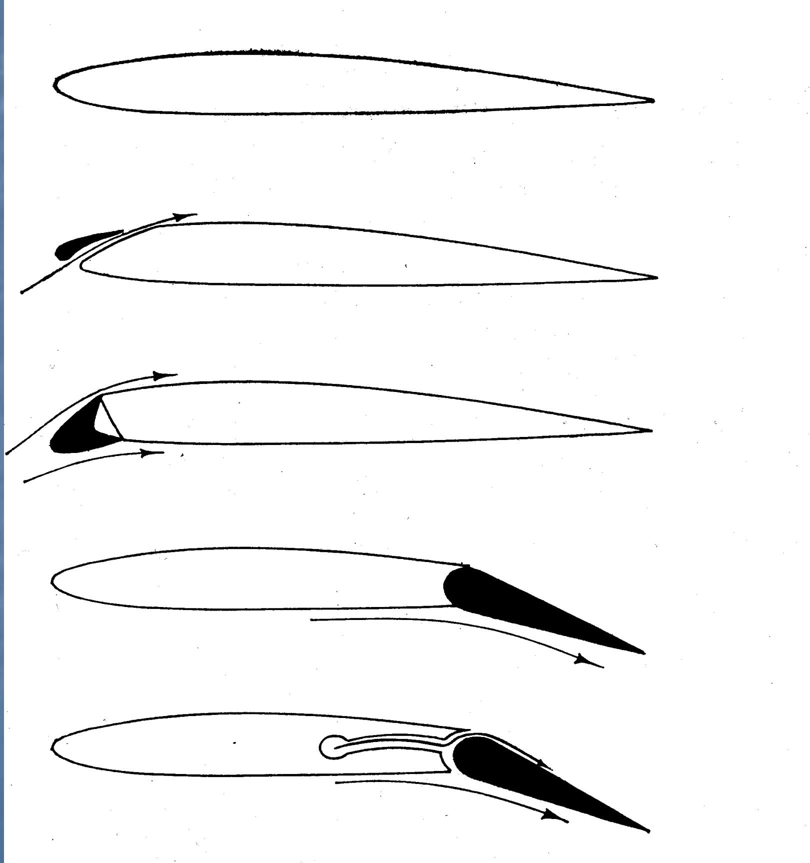


O slat flexível Kruger produz um CLmax um pouco maior que o slat convercional, dando um aumento na ordem de 1,5% no carregamento da asa na decolagem. Porem, seu maior peso reduz essa vantagem para apenas 0,75%. Seu impacto estrutural também é maior (maior área aberta na asa).

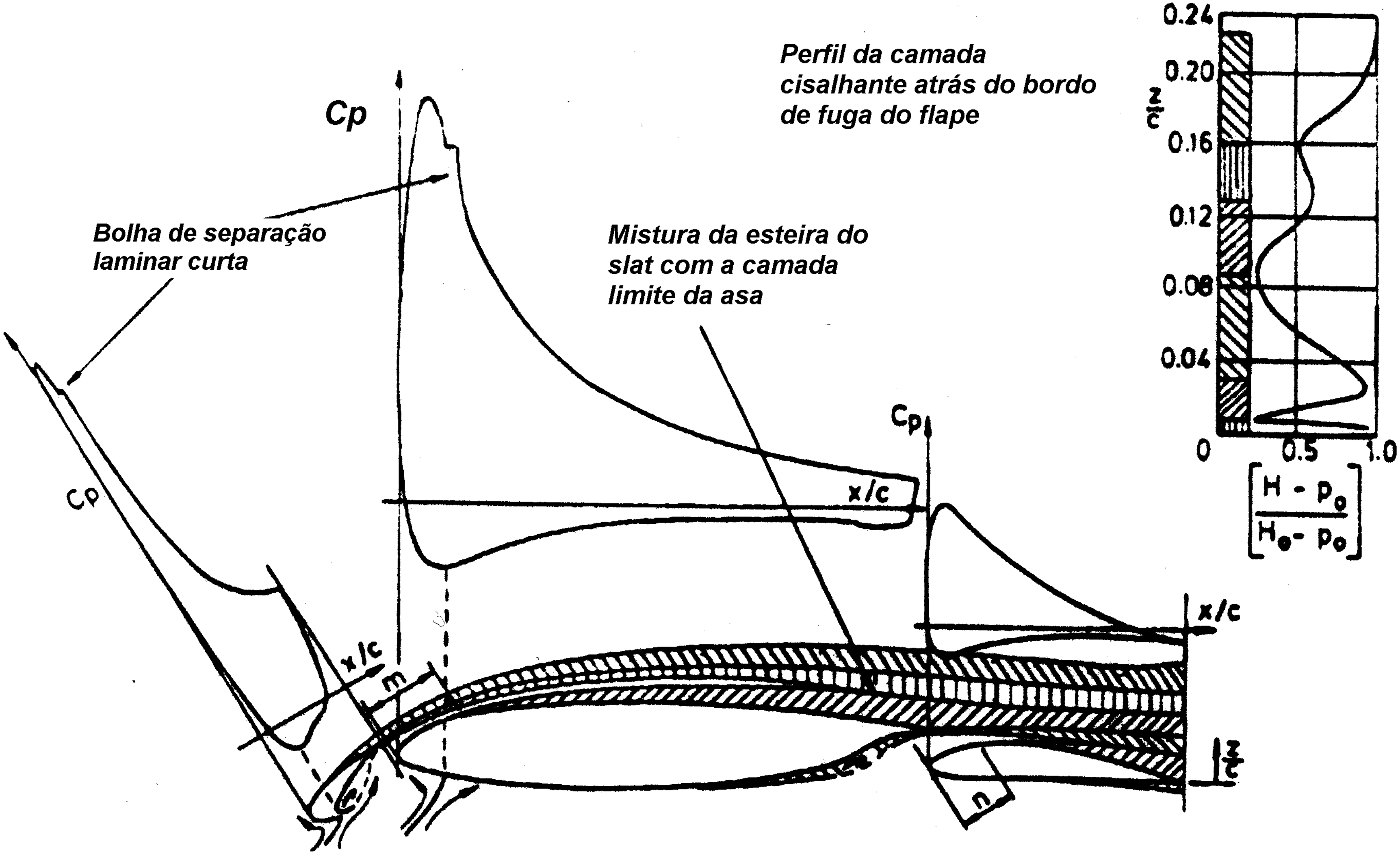
Tipos de elementos de alta sustentação no bordo de fuga:



Tipos de sistemas de alta sustentação



Analise do escoamento



Bolha de separação laminar curta

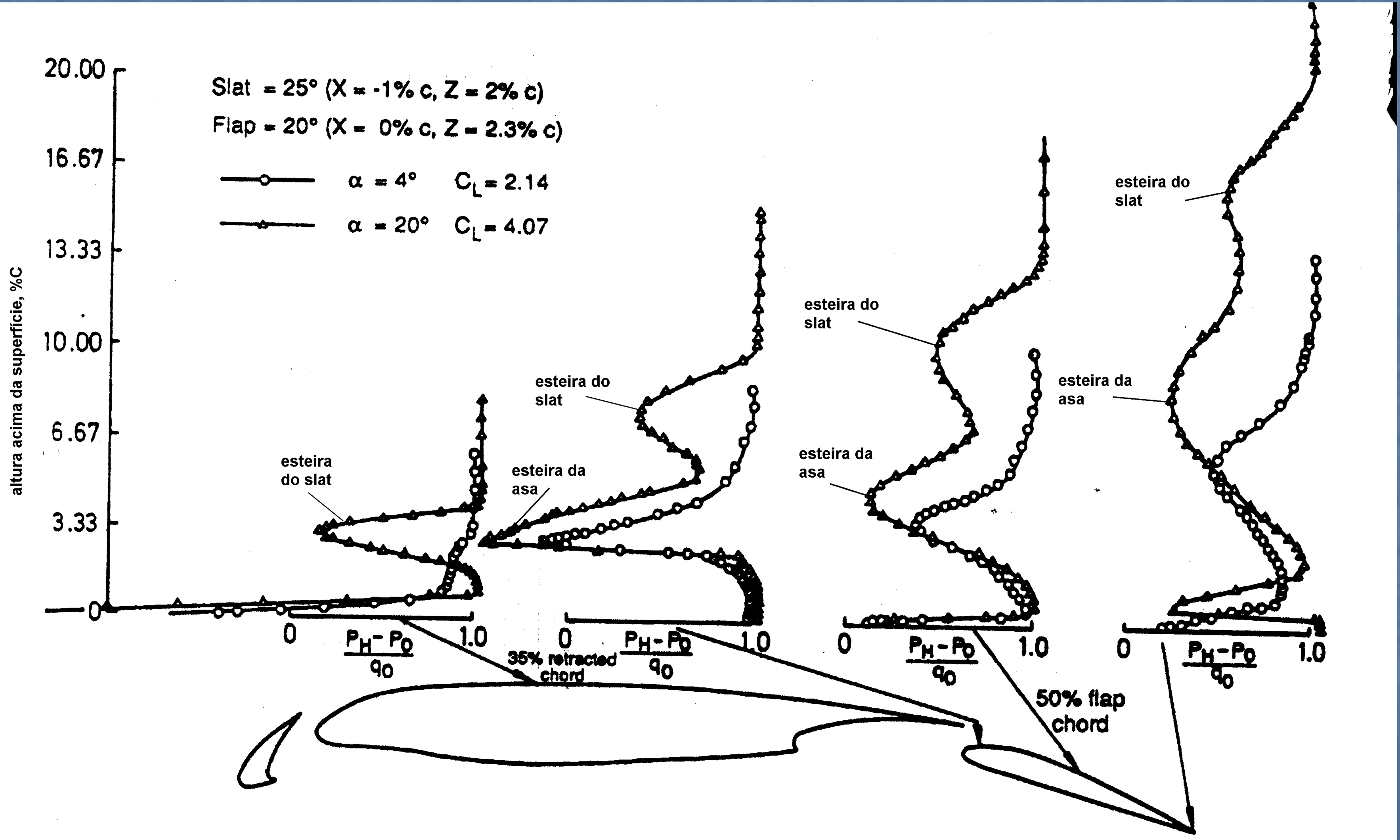
Mistura da esteira do slat com a camada limite da asa

Perfil da camada cisalhante atrás do bordo de fuga do flape

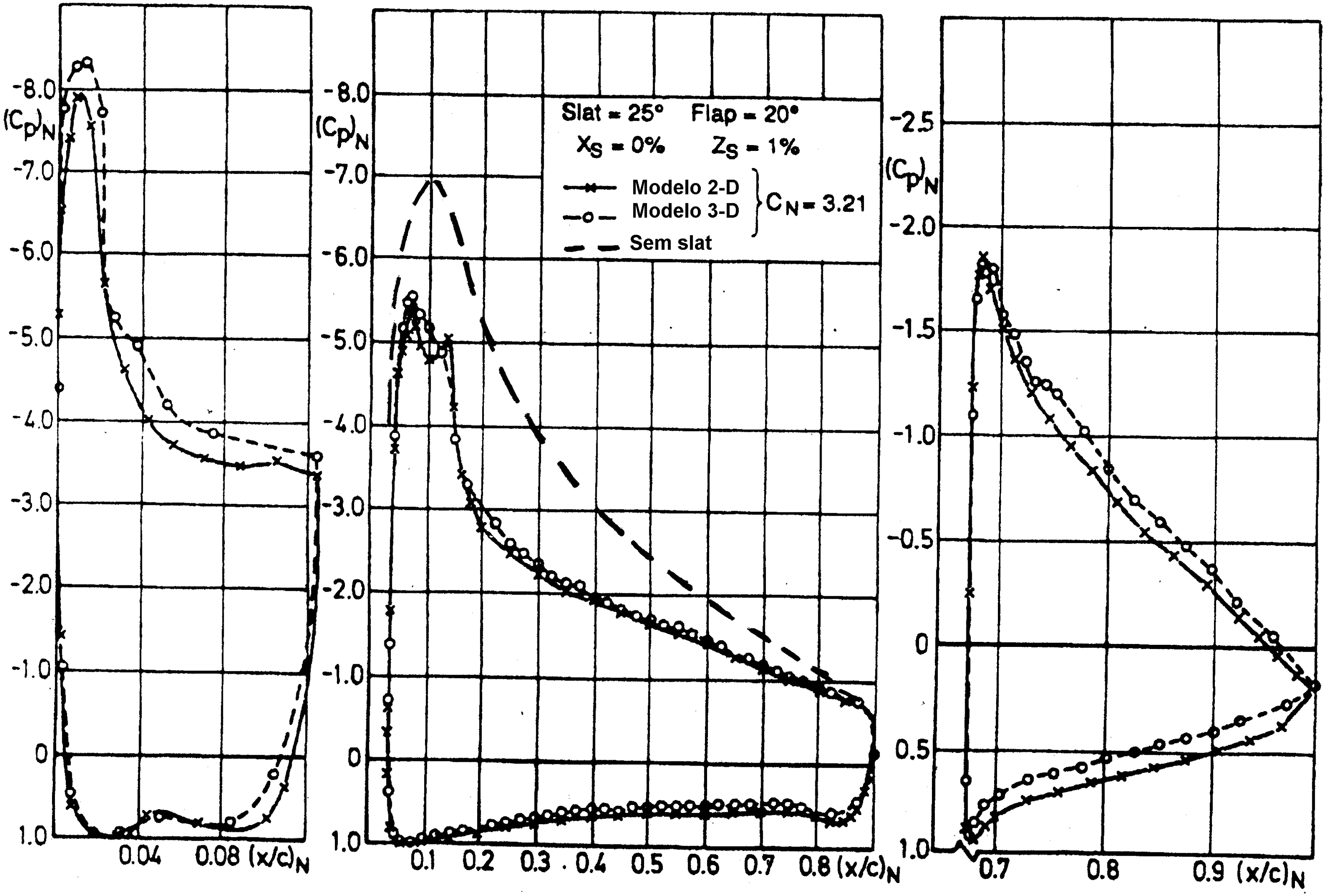
Sumário

- Sistemas de alta sustentação (SAS) não são sistemas de controle da camada limite.SAS agem na distribuição de pressão fora da camada limite.
- O bordo de fuga do slat fica numa região da alta velocidade o que diminui a pressão na sua parte traseira, para satisfazer a condição de Kutta o slat produz mais circulação (mais CL!). Esse ajuste se dá com uma diminuição da velocidade no bordo de ataque da asa.
- A incidência do escoamento na parte dianteira da asa é modificada pelo "downwash" do slat produzindo um pico de sucção menor. O mesmo acontece no flape.
- O mesmo acontece na região do bordo de fuga do elemento principal devido ao escoamento na parte dianteira do flap.
- Como uma resultado global, o aumento de pressão em toda a asa é dividido em vários aumentos de pressão pequenos.
- A mistura da esteira do elemento 'a frente com a camada limite do próximo elemento induz uma aumento da espessura da camada limite, isso implica num aumento dos efeitos viscosos advesos.
- Esse efeito é, em parte compensado pela "nova" camada limite de cada elemento.

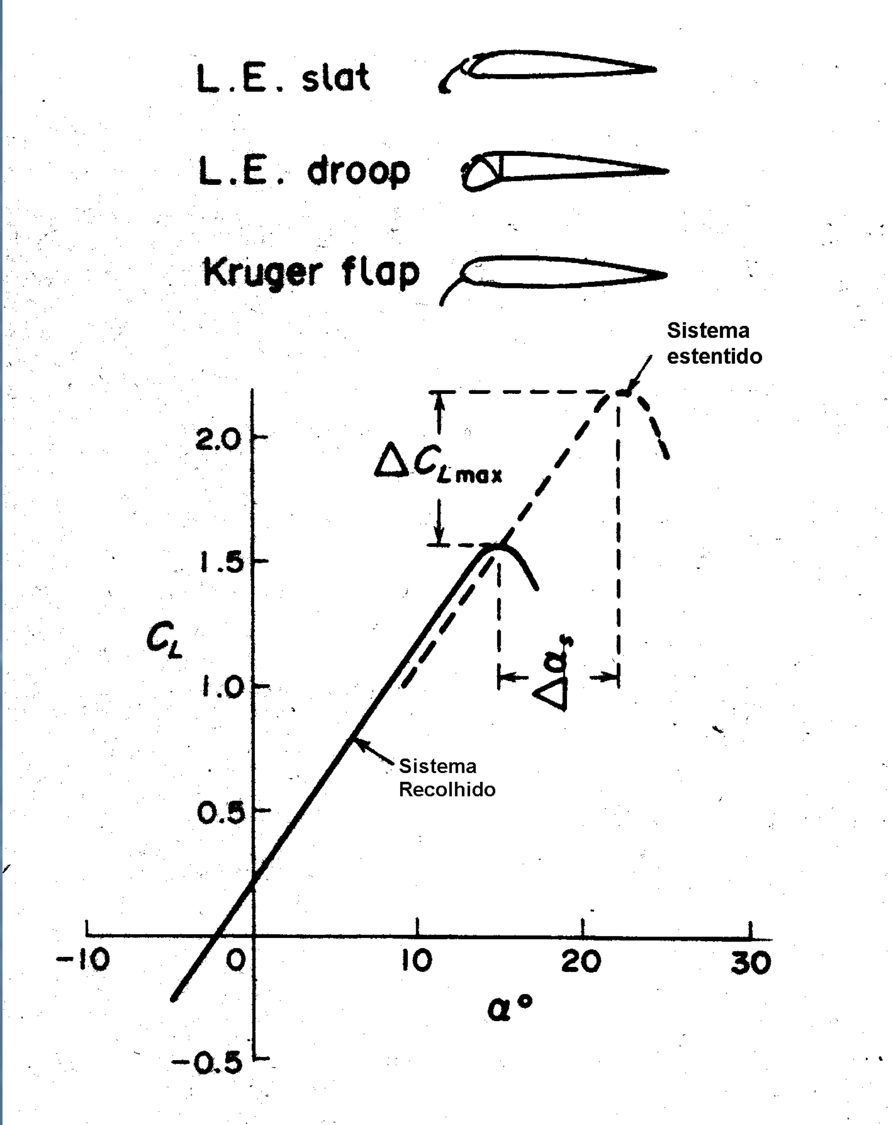
Camada limite confluente

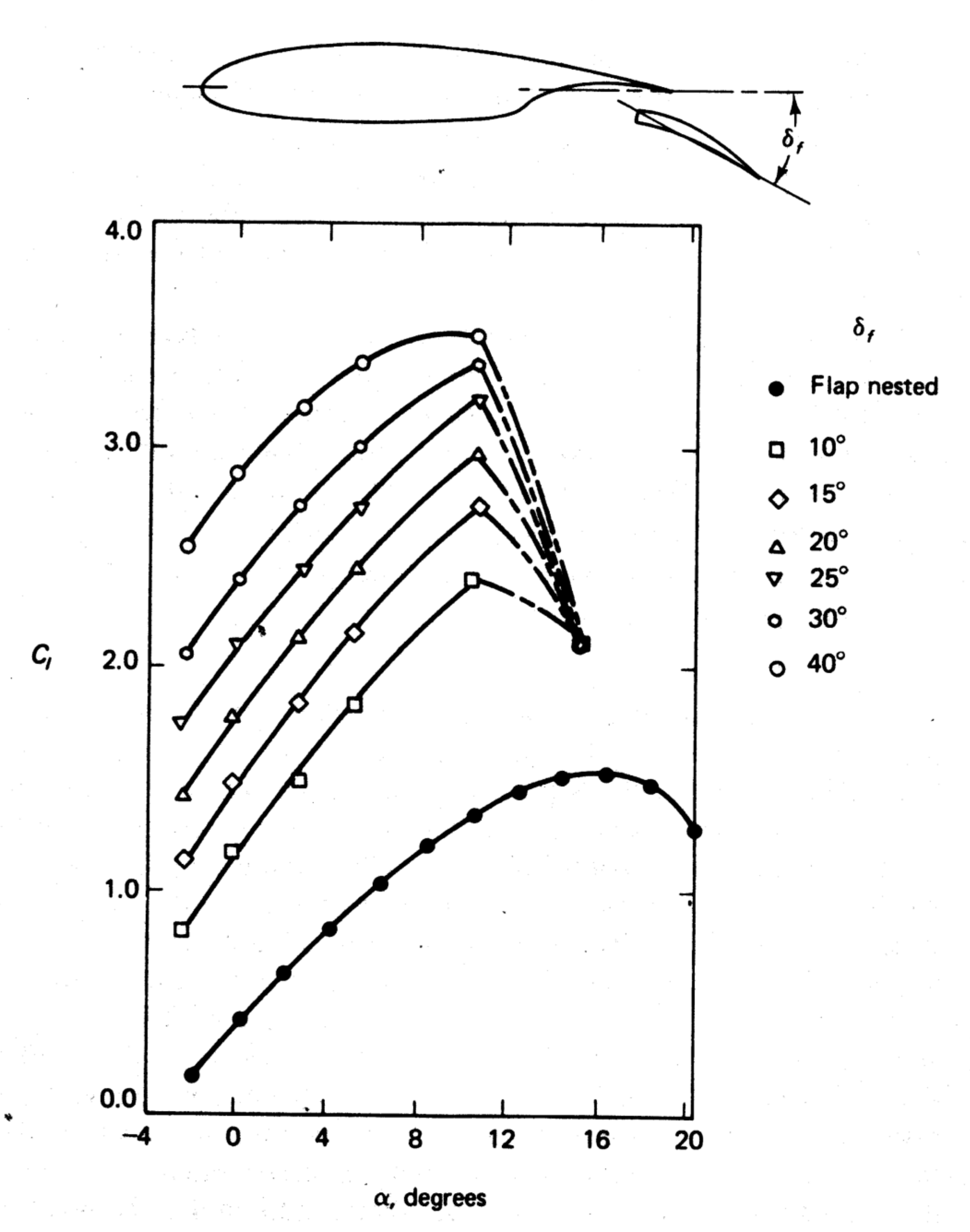


Distribuição de pressão

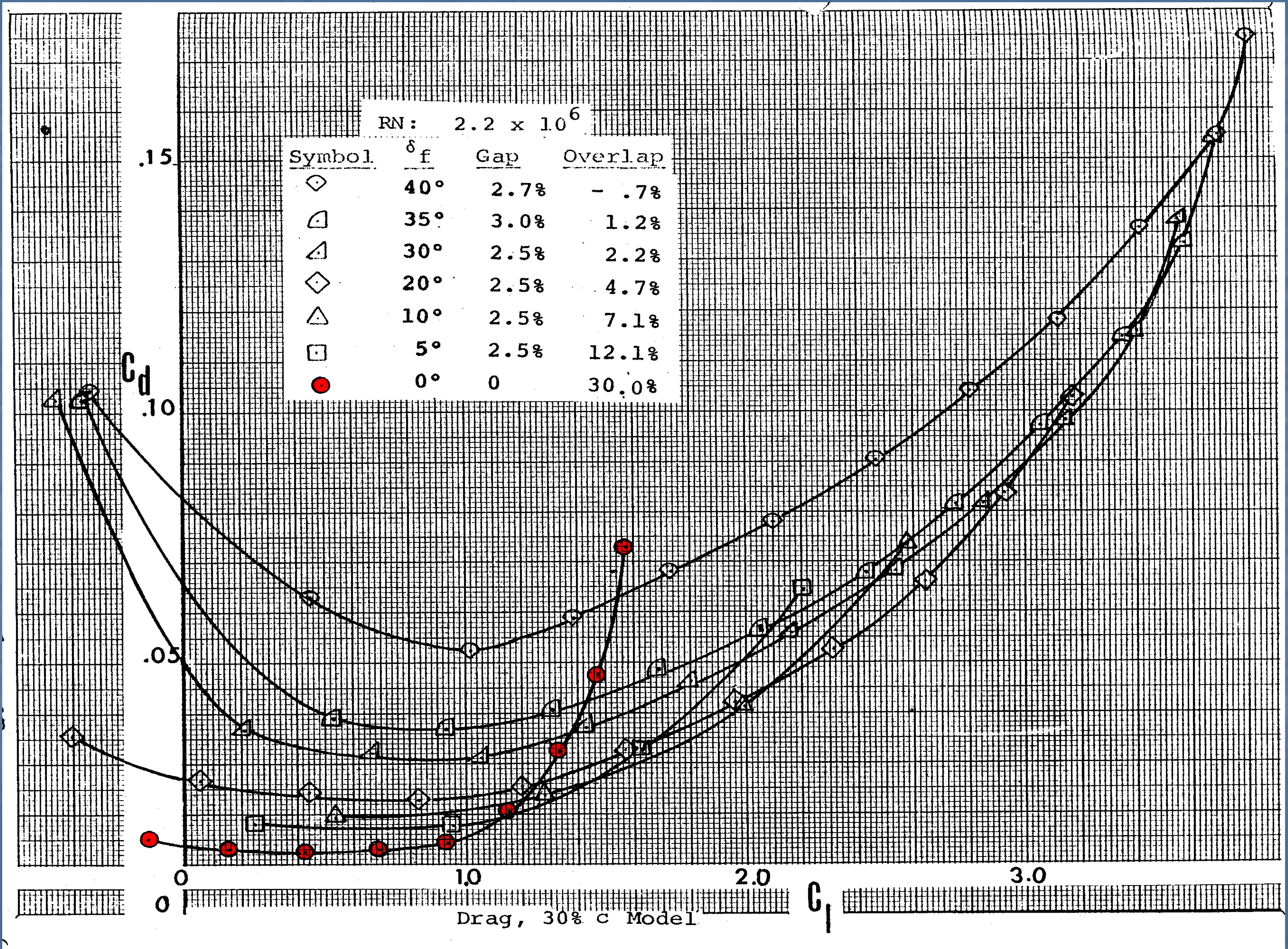


Efeito em CL

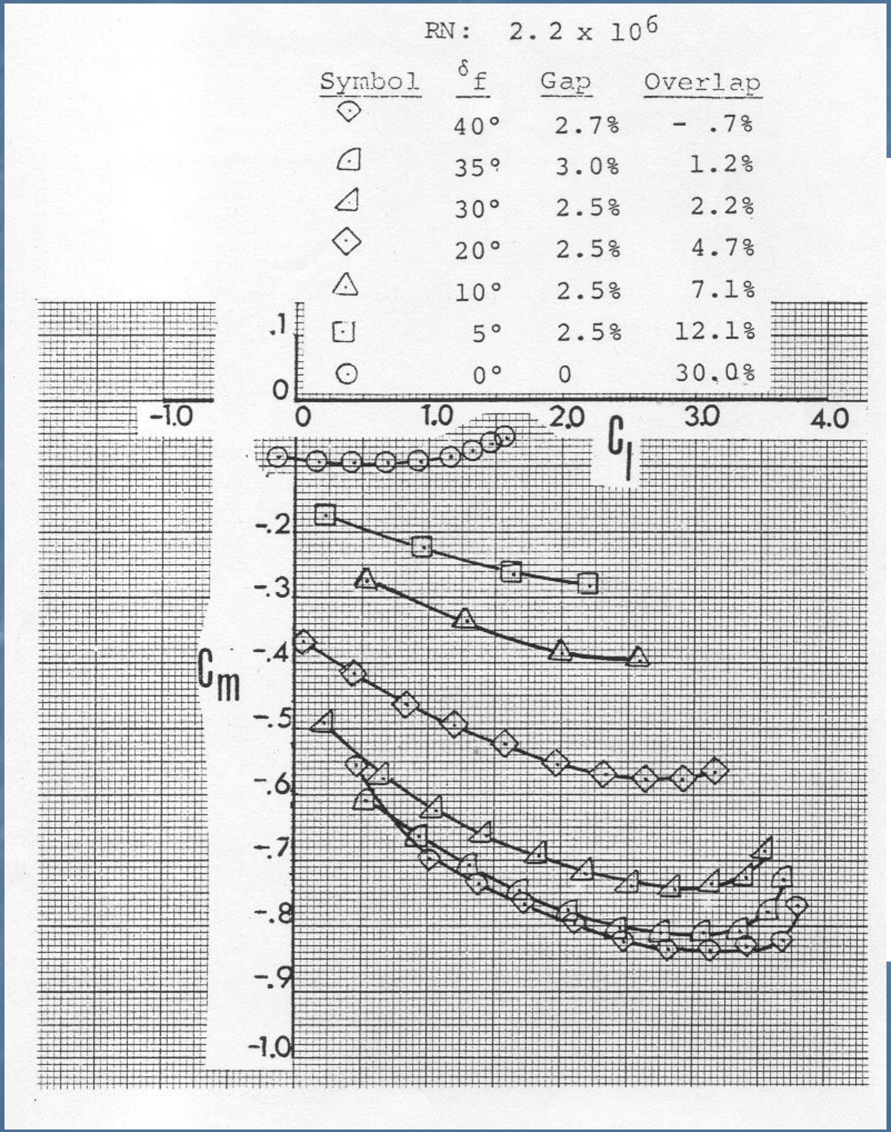

L.E. slat
L.E. droop
Kruger flap
Sistema estentido
$\Delta C_{L\max}$
$\Delta \alpha_s$
C_L
Sistema Recolhido
2.0
1.5
1.0
0.5
-0.5
-10
0
10
20
30
α°


δ_f
4.0
3.0
2.0
1.0
0.0
C_l
-4
0
4
8
12
16
20
α, degrees
δ_f
● Flap nested
□ 10°
◇ 15°
△ 20°
▽ 25°
○ 30°
○ 40°

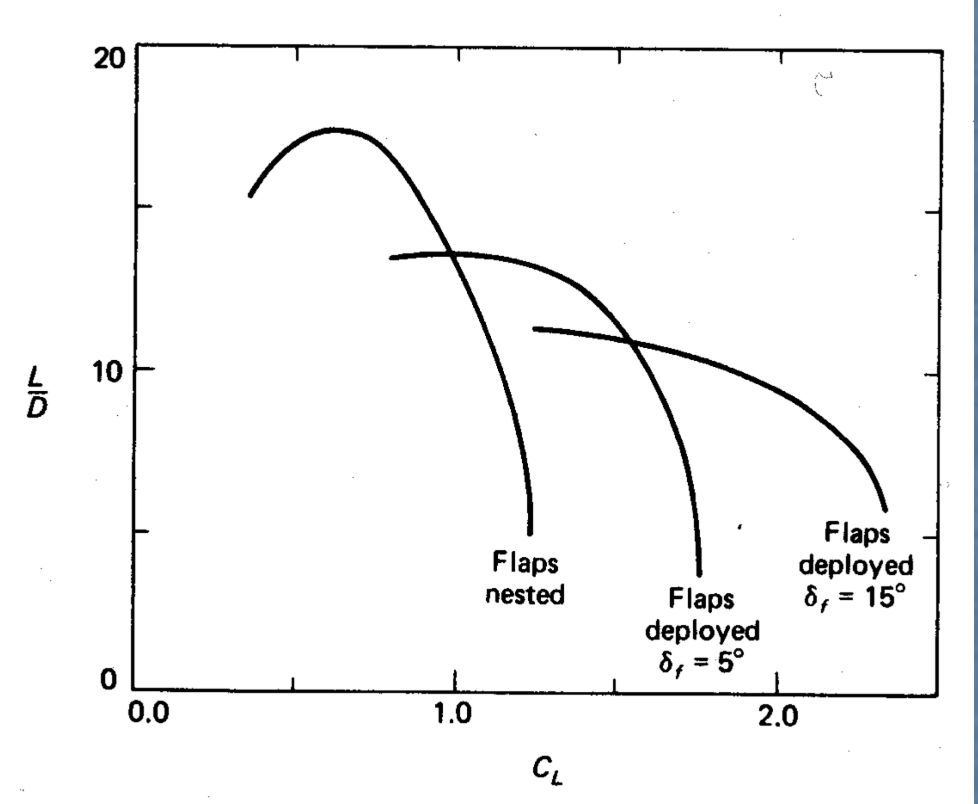
Efeito no CD


RN: 2.2 x 10^6
Symbol | δf | Gap | Overlap
◇ | 40° | 2.7% | -.7%
◺ | 35° | 3.0% | 1.2%
◺ | 30° | 2.5% | 2.2%
◇ | 20° | 2.5% | 4.7%
△ | 10° | 2.5% | 7.1%
☐ | 5° | 2.5% | 12.1%
● | 0° | 0 | 30.0%
Cd
.15
.10
.05
0
0
1.0
2.0
3.0
Cl
Drag, 30% c Model

Efeito no Cm e L/D


RN: 2.2 x 10^6

Symbol	δ_f	Gap	Overlap
◈	40°	2.7%	- .7%
◸	35°	3.0%	1.2%
◺	30°	2.5%	2.2%
◇	20°	2.5%	4.7%
△	10°	2.5%	7.1%
□	5°	2.5%	12.1%
⊙	0°	0	30.0%



Gap e overlap