

2022-1
DIURNO



Aula 12

Teoria de Voo

ESTS002-17: AERONÁUTICA I-A (AVIÕES)

Fernando Madeira

Roteiro da Aula

– Sustentação (Parte 2/2)

Capa: <http://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/SCA/index.html>

Shuttle Discovery's Ride Into History ED12-0115-09

NASA's Shuttle Carrier Aircraft 905 carrying space shuttle Discovery soars over the Federal Aviation Administration's control tower shortly before touching down at Dulles International Airport in Virginia on April 17, 2012. Discovery's final ferry flight took it from the Kennedy Space Center in Florida with low-level flyovers of NASA's Goddard Space Flight Center in Greenbelt, Md., and metropolitan Washington, D.C., before landing at Dulles. Discovery was officially turned over to the NASM at formal ceremonies April 19, and went on public display at the Udvar-Hazy Center the following day.

April 17, 2012 NASA photo by Jim Ross from a T-38 piloted by Bill Ehrenstrom

SUSTENTAÇÃO

Na aula anterior estudamos os aspectos qualitativos da sustentação. Agora vamos investigar os aspectos quantitativos.

A sustentação depende do efeito combinado de diferentes fatores como:

- ✓ Pressão dinâmica
- ✓ Aerofólio e ângulo de ataque
- ✓ Área da asa
- ✓ Efeitos de compressibilidade
- ✓ Efeitos de viscosidade

SUSTENTAÇÃO

Na aula anterior estudamos os aspectos qualitativos da sustentação. Agora vamos investigar os aspectos quantitativos.

A sustentação depende do efeito combinado de diferentes fatores como:

- ✓ Pressão dinâmica => $q = \frac{1}{2} \rho V^2$
- ✓ Aerofólio e ângulo de ataque => Modificam a distribuição de pressão
- ✓ Área da asa => E em menor grau a forma da asa
- ✓ Efeitos de compressibilidade => Somente para $Mach > 0.3$
- ✓ Efeitos de viscosidade

SUSTENTAÇÃO

Assim, podemos dizer que quanto maior a pressão dinâmica, maior a sustentação. Ou seja, eles são diretamente proporcionais:

$$L \propto q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

De maneira similar, quanto maior a área da asa, maior a sustentação... eles também são diretamente proporcionais:

$$L \propto S$$

Assim,

$$L \propto \frac{1}{2} \rho V^2 S$$



SUSTENTAÇÃO

Mas para a expressão,

$$L \propto \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

virar uma igualdade, precisamos de um parâmetro adicional, que leve em consideração outros fatores que influenciam na sustentação. Assim:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

$\rho \Rightarrow$ Densidade do ar
 $V \Rightarrow$ Velocidade aerodinâmica
 $S \Rightarrow$ Área da asa
 $C_L \Rightarrow$ Coeficiente de sustentação

O parâmetro C_L é o chamado de coeficiente de sustentação. Esse parâmetro é adimensional. Ele depende da forma do aerofólio e do ângulo de ataque. Fisicamente, é uma medida da capacidade do aerofólio em produzir sustentação pela diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso. Quanto maior a diferença entre essas pressões, maior o coeficiente de sustentação.



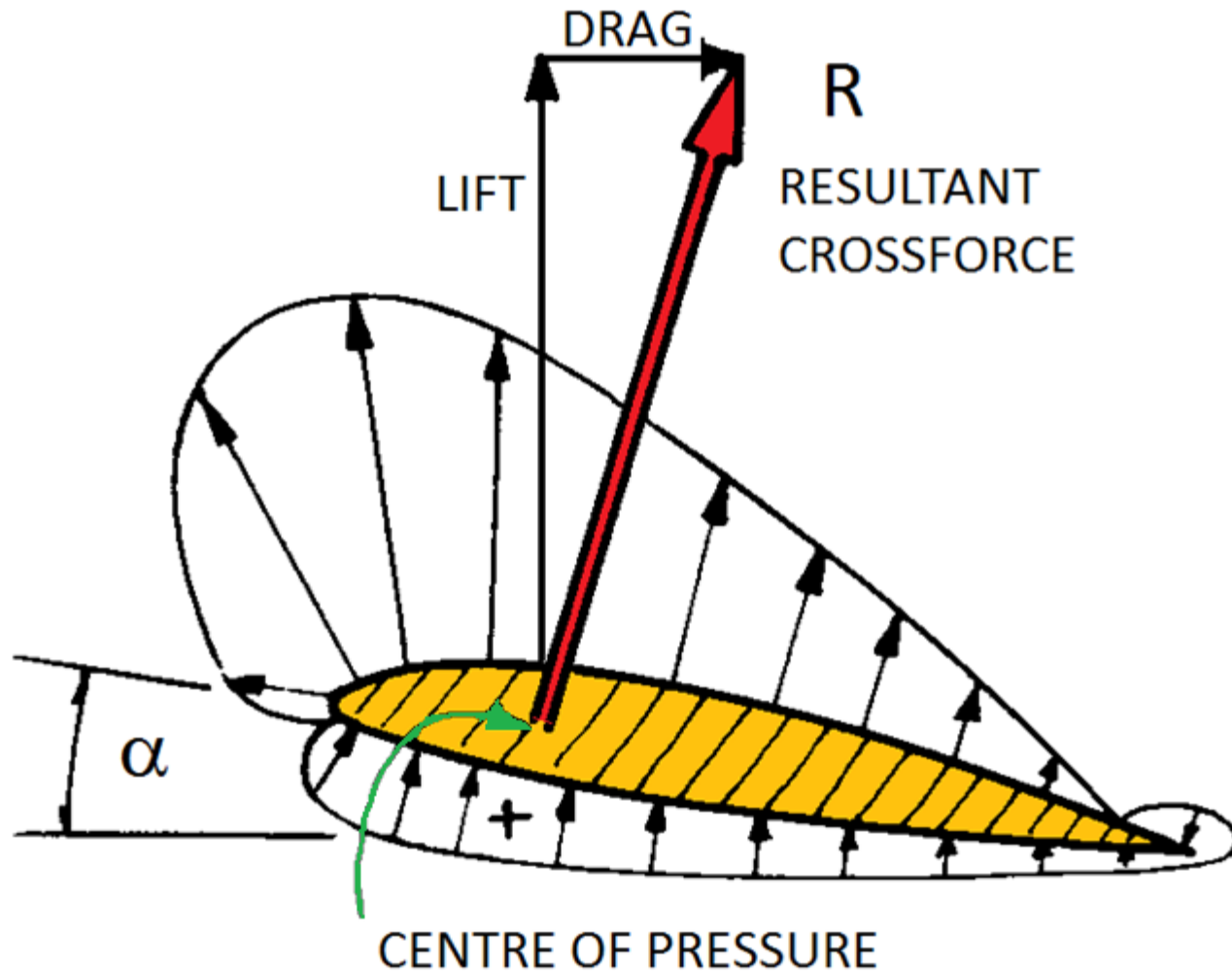


FIGURA EXTRAÍDA DA REF. 12.1

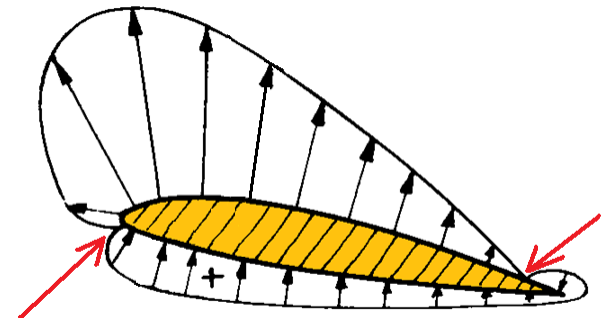
SUSTENTAÇÃO

A resultante aerodinâmica R atua num ponto chamado centro de pressão (c_p).

A resultante aerodinâmica é decomposta numa componente perpendicular ao vento relativo e outra paralela. A componente perpendicular é a sustentação L , e a paralela é o arrasto D .

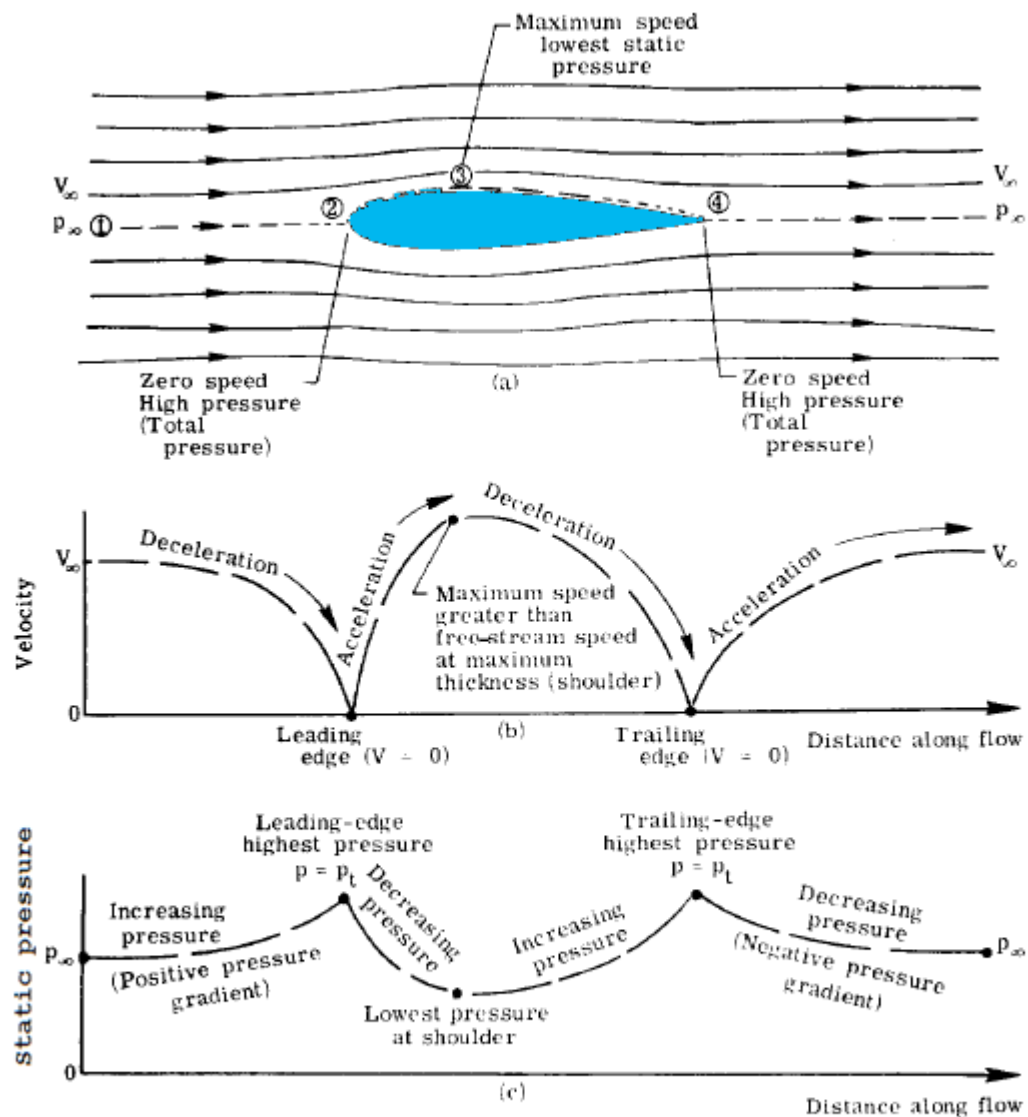
Pontos de Estagnação (Stagnation Points)

- ✓ São pontos onde a velocidade do escoamento é zero.
- ✓ No ponto de estagnação, pelo princípio de Bernoulli, a pressão estática torna-se igual à pressão total, pois a pressão dinâmica cai a zero.
- ✓ Ponto de estagnação dianteiro => bordo de ataque.
- ✓ Ponto de estagnação traseiro => bordo de fuga.



TEORIA DE VOO

$p_\infty \rightarrow$ free-stream static pressure



Ideal fluid flow about an airfoil

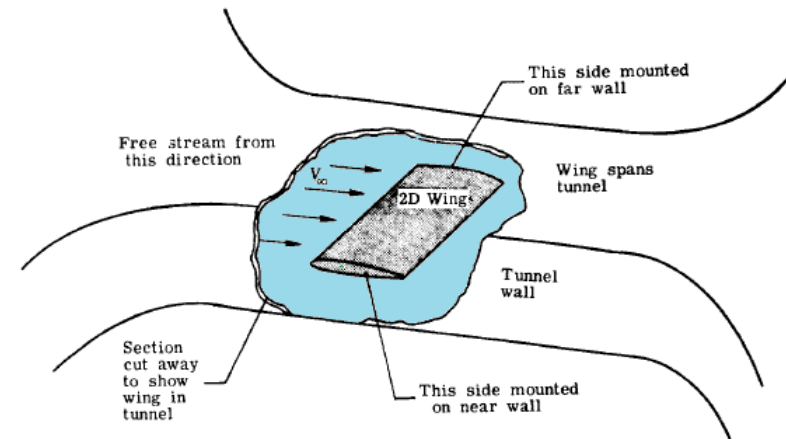
FIGURA EXTRAÍDA DA REF. 12.2

SUSTENTAÇÃO

Determinação de C_L

✓ Pode ser determinados por 3 métodos:

1. Ensaio em túnel de vento aerodinâmico (wind tunnel test)
2. CFD (Computational Fluid Dynamics) => Disciplina eletiva “Dinâmica de Fluidos Computacionais”
3. Ensaio em voo (Flight test)



Testing for airfoil section's aerodynamic characteristics by using a two-dimensional (2D) wing.

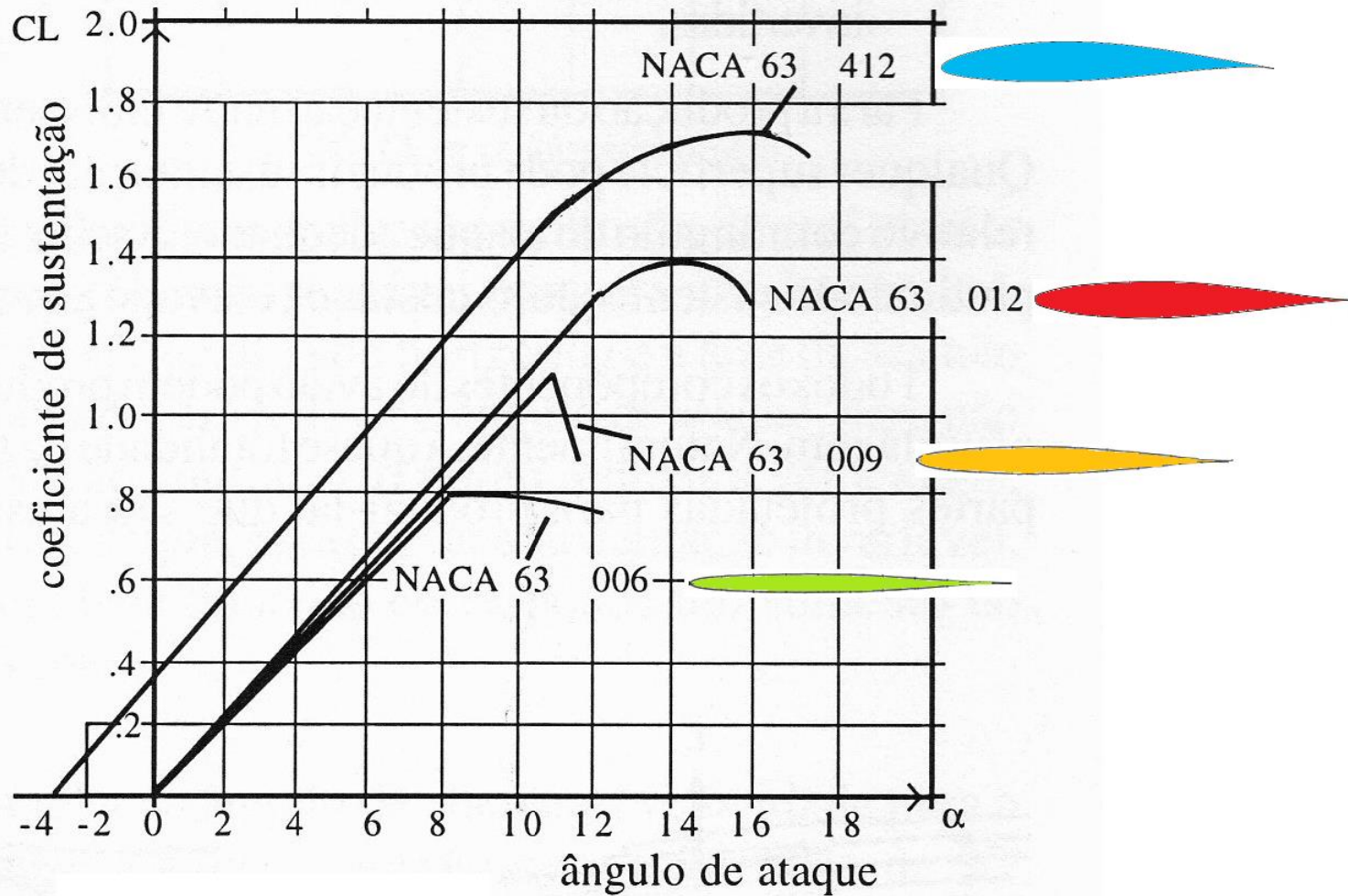
Two-dimensional wing testing.

SUSTENTAÇÃO



Facility Location	Type Power	Test section Area or LxH	Speed Mach number	Reynolds number (in Millions) based on $0.1 \sqrt{S}$
S1MA Modane	Continuous atmospheric sub/transonic 88 MW	Cart #1: 40/42.6 m ² slotted walls	$M < 1$	7.3 / 7.5
		Cart #2: 45 m ² solid walls	$M < 1$	7.7
		Cart #3: 45.4/47 m ² solid walls	$M < 1$	7.7 / 7.9
		Cart #4: 38.5 m ² anechoic walls	$M \leq 0.85$	6.7

SUSTENTAÇÃO



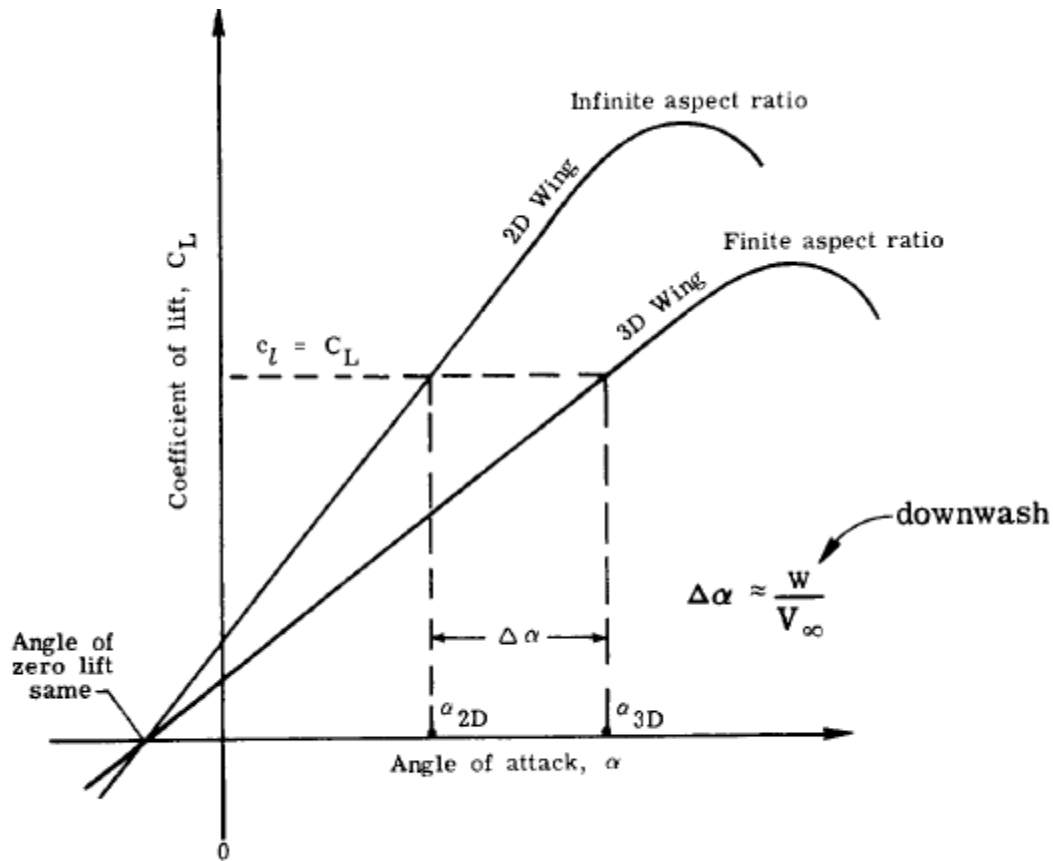
Cl_{max} de diferentes aerofólios.

SUSTENTAÇÃO

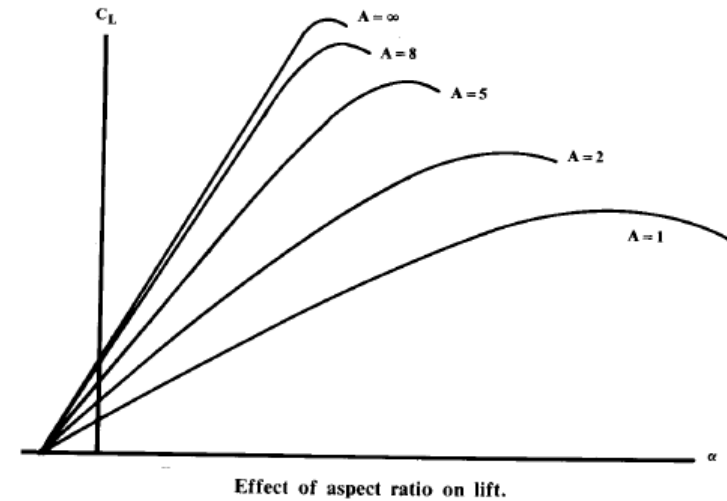
Na transparência anterior temos a variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para quatro tipos diferentes de aerofólios NACA, ou seja, o NACA 63-006, NACA 63-009, NACA 63-012 e o NACA 63-412. Os três primeiros são simétricos com espessuras máximas de 6, 9 e 12 % da corda. Note que quanto maior a espessura, maior o coeficiente de sustentação máximo ($C_{L_{máx}}$). O aerofólio NACA 63-412 tem a mesma espessura e distribuição de espessuras que o NACA 63-012, porém não é simétrico, possuindo um arqueamento. Note que o arqueamento fez com que apresentasse um $C_{L_{máx}}$ maior (1,72) com relação ao seu similar simétrico, o NACA 63-012 (1,4). Comparando esses dois perfis, vemos que:

- O C_L do perfil simétrico cresce até α de 14 graus, quando $C_{L_{máx}}$ é 1,4, ao passo que o perfil assimétrico vai até 15,2 graus para $C_{L_{máx}}$ de 1,72. Estes ângulos de ataque são os ângulos de estol para ambos os perfis.
- Nos aerofólios simétricos, α correspondente a C_L zero, vale zero. No aerofólio assimétrico, esse valor vale -3,8 graus. Esse ângulo tem o nome de ângulo de ataque de sustentação nula, que é sempre igual a zero para os perfis simétricos e tem um valor negativo pequeno para perfis assimétricos.
- Para ângulos de ataque menores que o ângulo de ataque para sustentação nula, os coeficientes de sustentação são negativos. Isso significa que para esses ângulos, a pressão no extradorso é maior que a pressão no intradorso. Tais ângulos são empregados em voos de dorso ou manobras com fator de carga negativo.

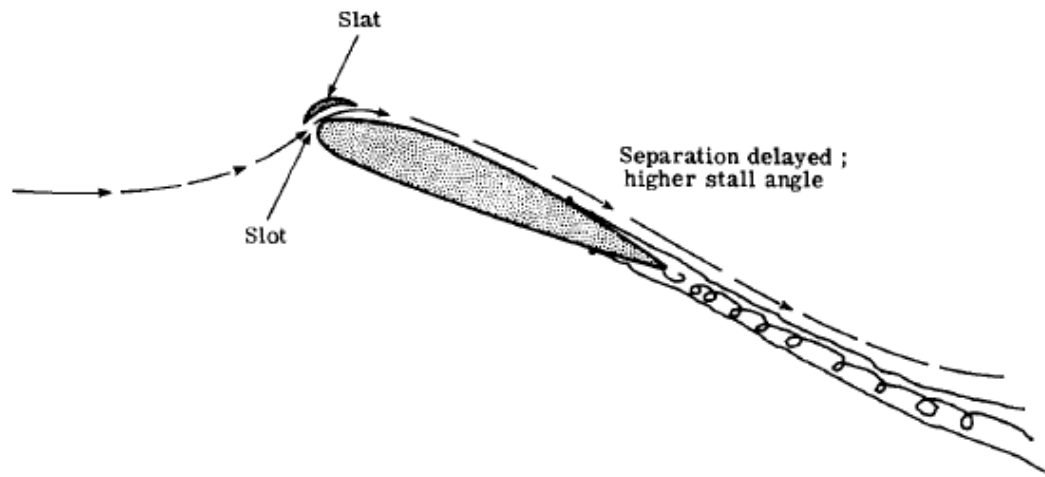
SUSTENTAÇÃO



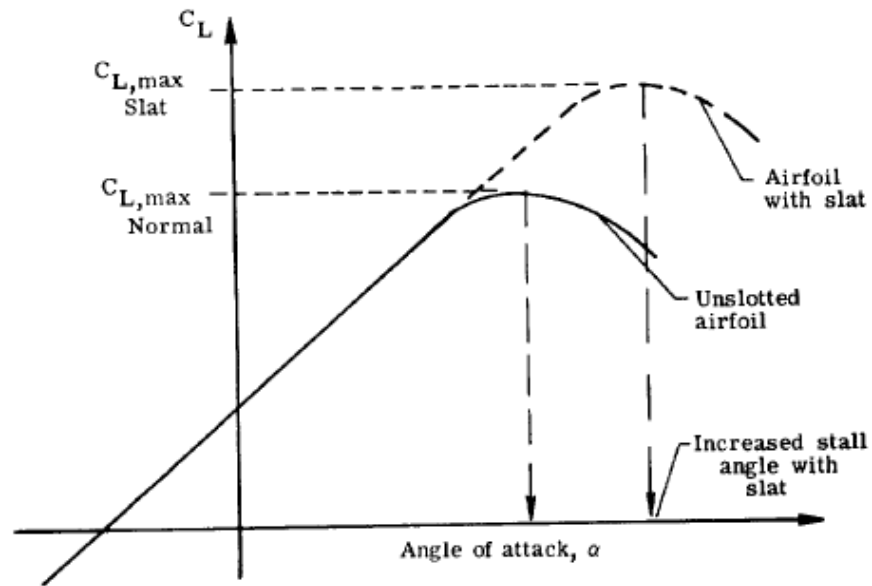
Effect of aspect ratio on coefficient of lift.



Effect of aspect ratio on lift.



(a) Slat.



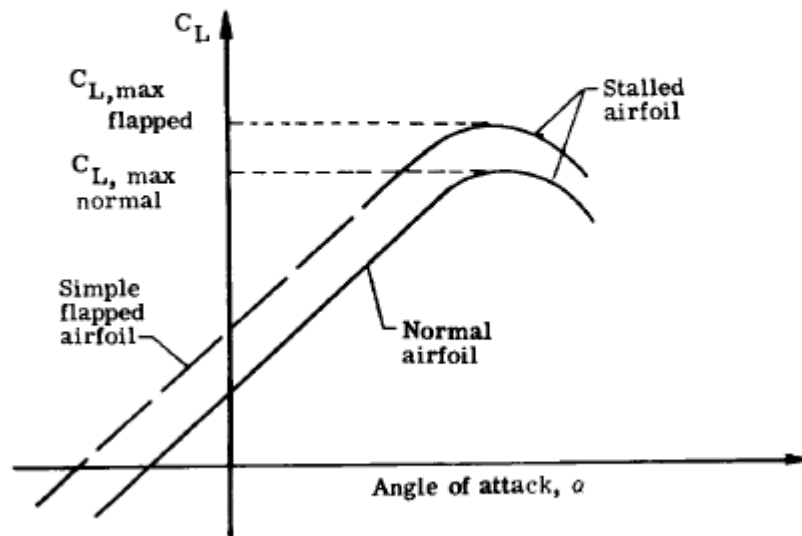
(b) Slat aerodynamic effects.

Slat-slot operation.

SUSTENTAÇÃO



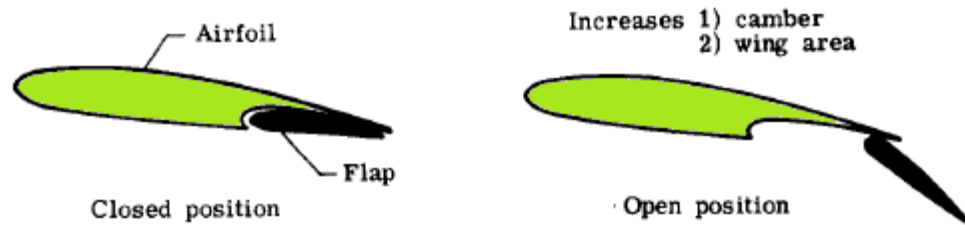
(a) Flap.



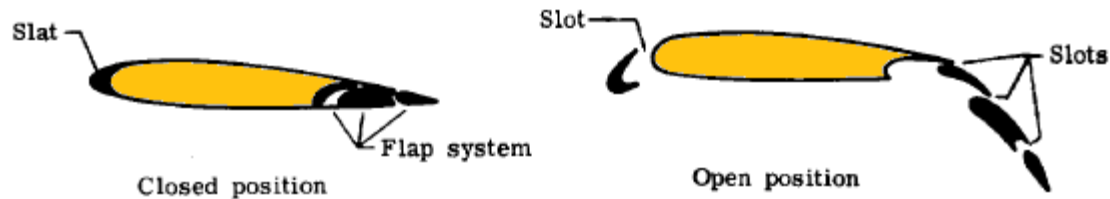
(b) Flap aerodynamic effects.

Simple flap operation.

SUSTENTAÇÃO



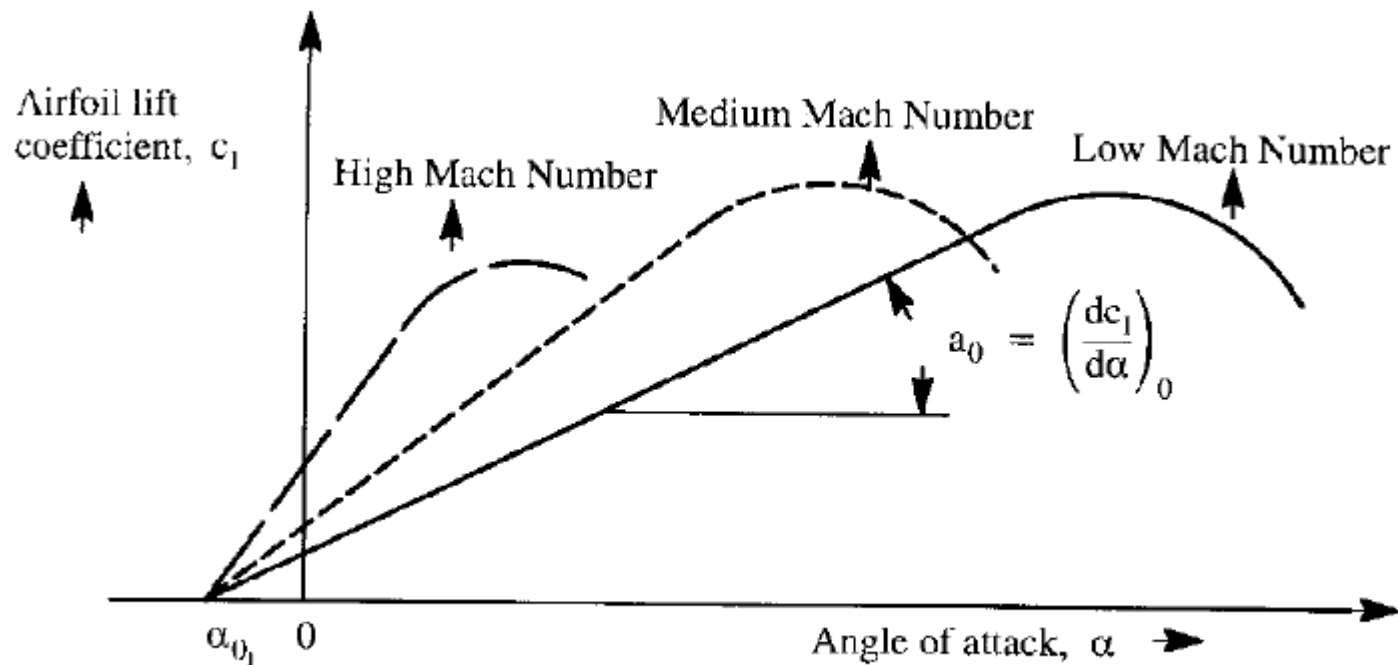
(a) Fowler flap.



(b) Complex slotted flap of Boeing 737.

Types of flaps.

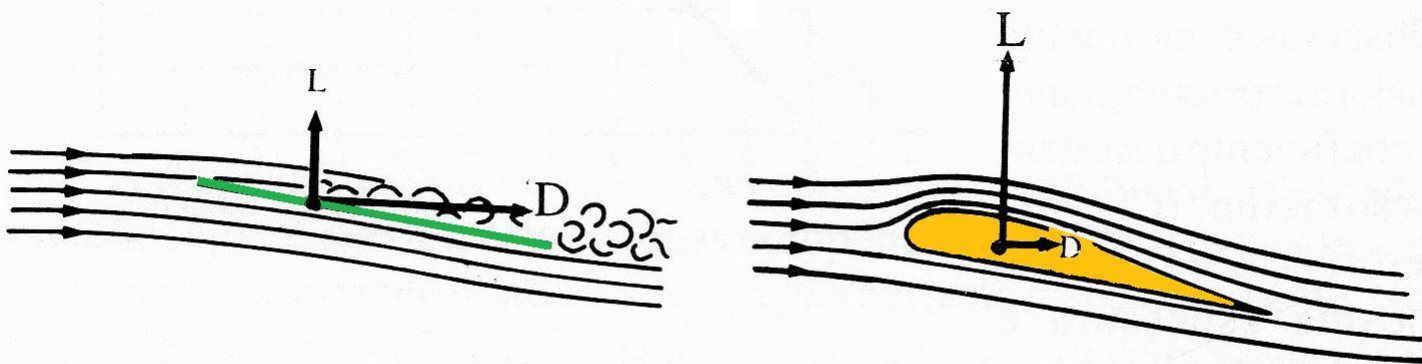
SUSTENTAÇÃO



Compressibility Effect on Airfoil Lift Curve Slope

SUSTENTAÇÃO

- ✓ Para produção de sustentação não é necessário o uso de aerofólios.
- ✓ Qualquer superfície pode produzir sustentação, desde que esteja sob ação de um vento relativo no ângulo correto.



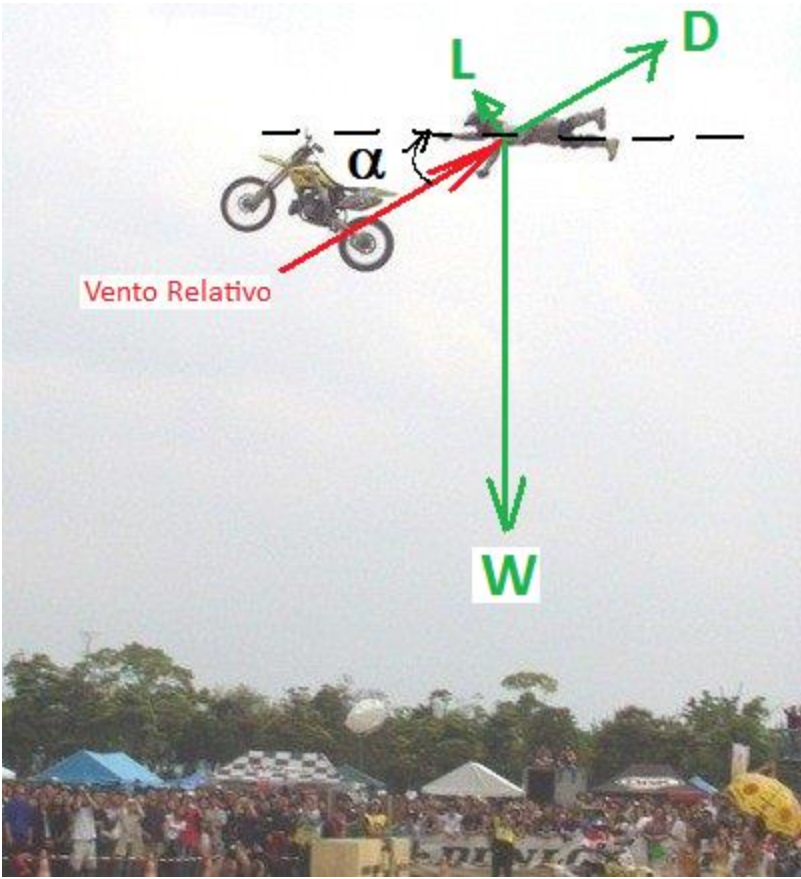
Mais curvatura, maior sustentação.

FIGURA EXTRAÍDA DA REF. 12.3

SUSTENTAÇÃO



SUSTENTAÇÃO

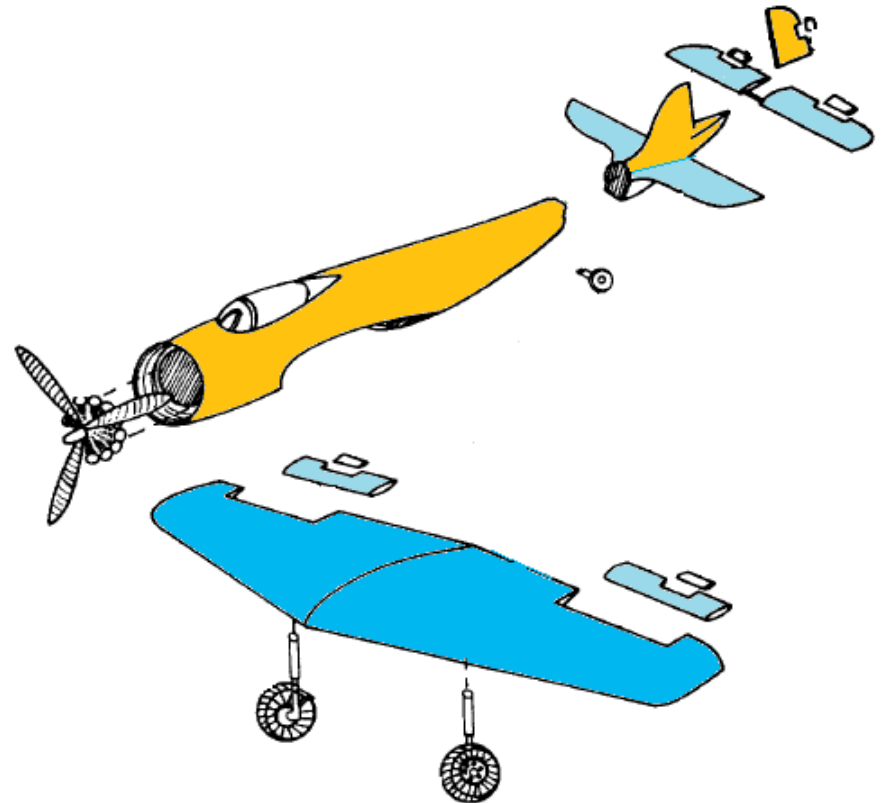


SUSTENTAÇÃO

✓ A geração de sustentação é obtida pelas partes especialmente concebida para esse fim:

1. Asa
2. Estabilizador horizontal / profundor

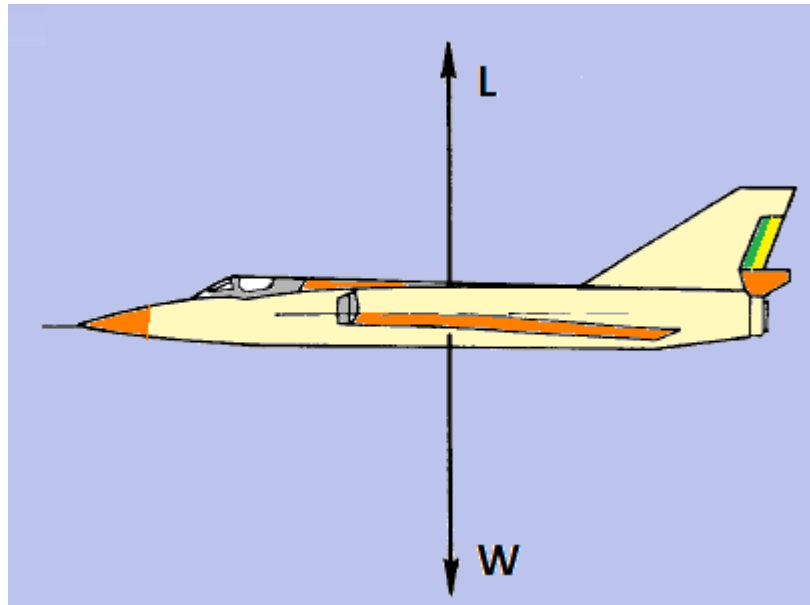
✓ Entretanto, todos os componentes do avião tem a capacidade de produzir sustentação, inclusive a fuselagem.



SUSTENTAÇÃO

Controle de Sustentação pelo Piloto

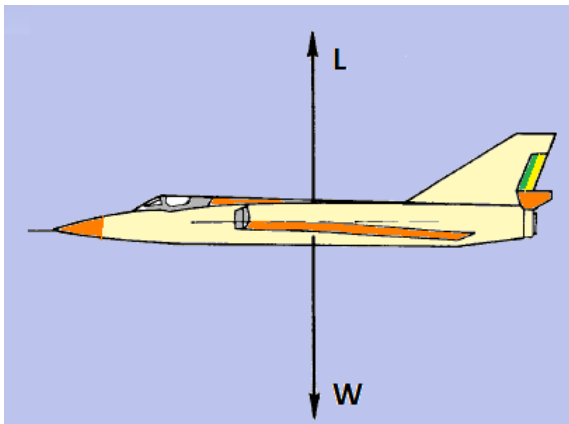
- ✓ Vamos considerar que um avião está voando reto e nivelado.
- ✓ A sustentação deverá ser igual ao peso.



SUSTENTAÇÃO

Controle de Sustentação pelo Piloto

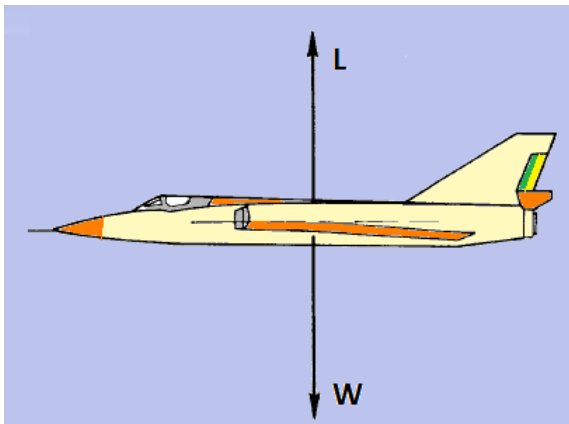
- ✓ Se o piloto quiser aumentar a velocidade sem variar a altitude, ele deverá manter a mesma sustentação. Mantendo a sustentação ele manterá a mesma altitude (voo horizontal).



SUSTENTAÇÃO

Controle de Sustentação pelo Piloto

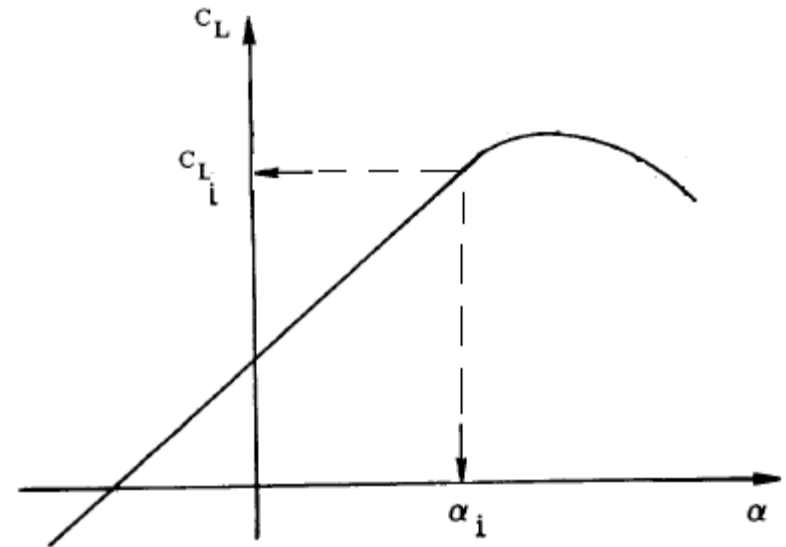
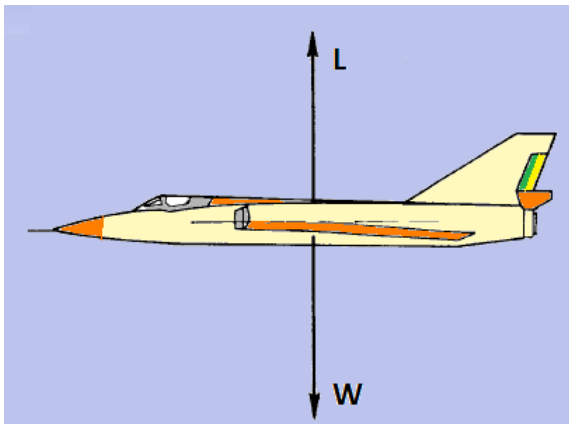
- ✓ Se o piloto quiser aumentar a velocidade sem variar a altitude, ele deverá manter a mesma sustentação. Mantendo a sustentação ele manterá a mesma altitude (voo horizontal).
- ✓ $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$



SUSTENTAÇÃO

Controle de Sustentação pelo Piloto

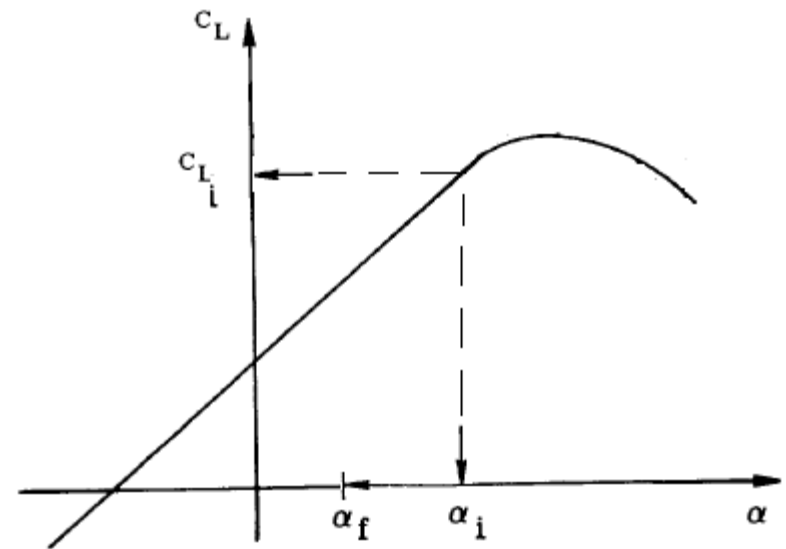
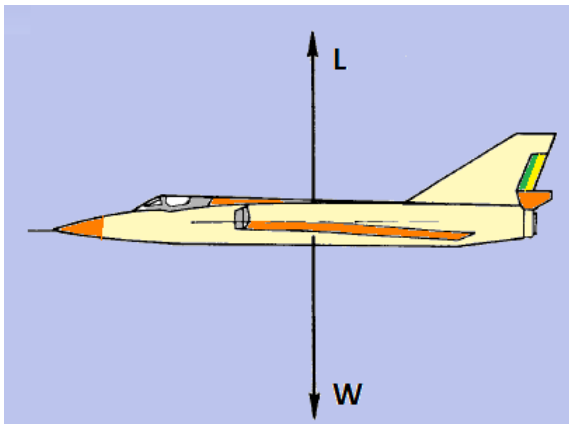
- ✓ Se o piloto quiser aumentar a velocidade sem variar a altitude, ele deverá manter a mesma sustentação. Mantendo a sustentação ele manterá a mesma altitude (voo horizontal).
- ✓ $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$



SUSTENTAÇÃO

Controle de Sustentação pelo Piloto

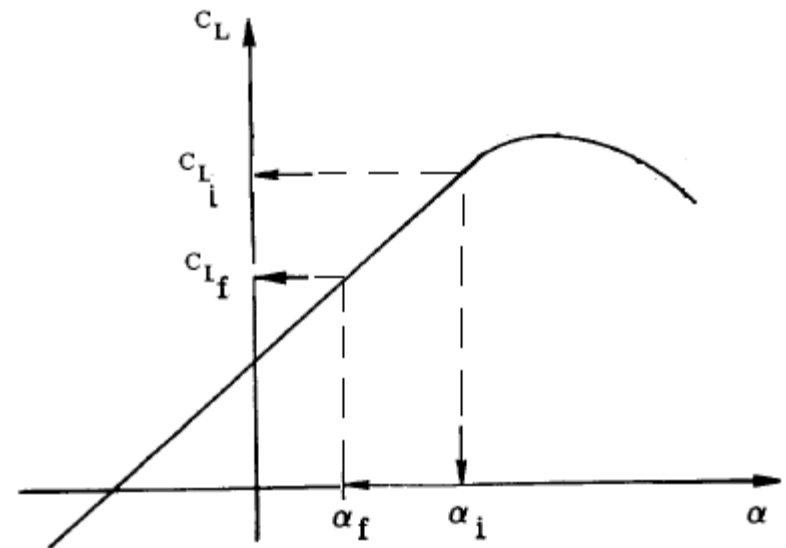
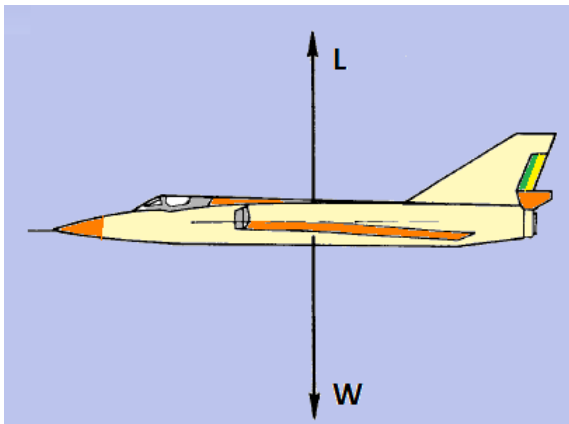
- ✓ Se o piloto quiser aumentar a velocidade sem variar a altitude, ele deverá manter a mesma sustentação. Mantendo a sustentação ele manterá a mesma altitude (voo horizontal).
- ✓ $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$



SUSTENTAÇÃO

Controle de Sustentação pelo Piloto

- ✓ Se o piloto quiser aumentar a velocidade sem variar a altitude, ele deverá manter a mesma sustentação. Mantendo a sustentação ele manterá a mesma altitude (voo horizontal).
- ✓ $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$

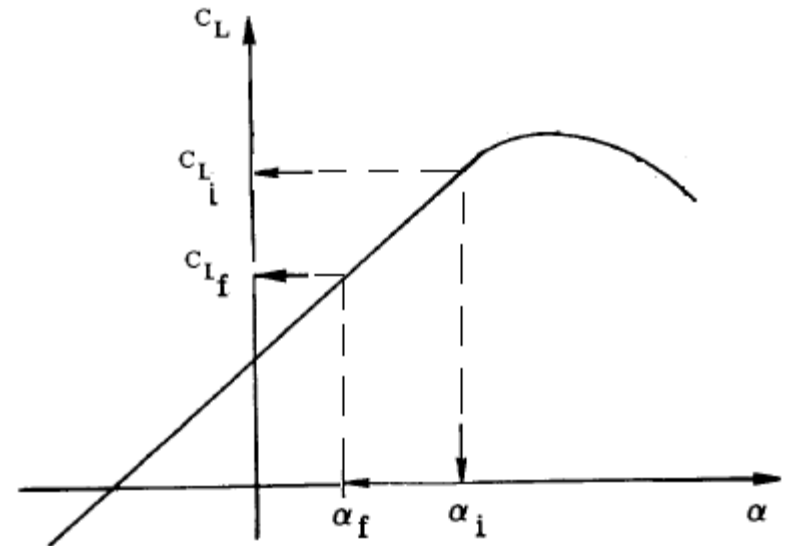
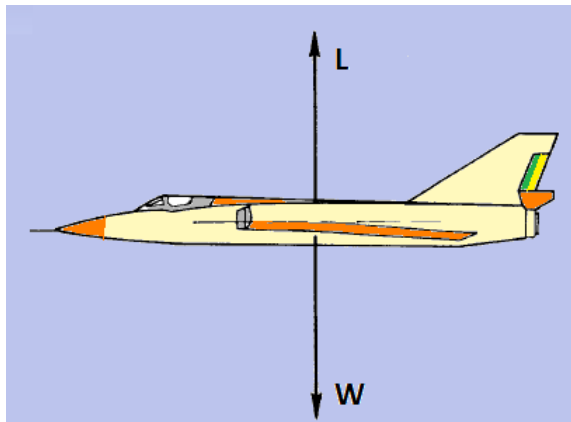
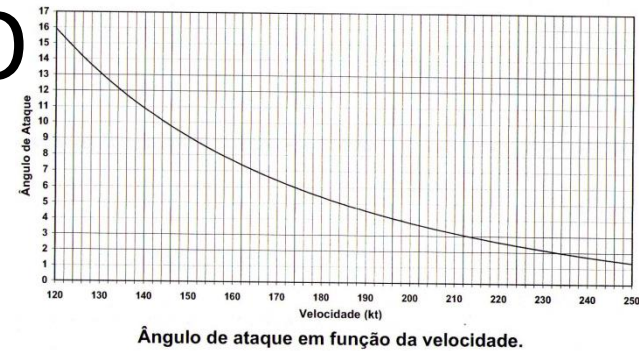


SUSTENTAÇÃO

Controle de Sustentação pelo Piloto

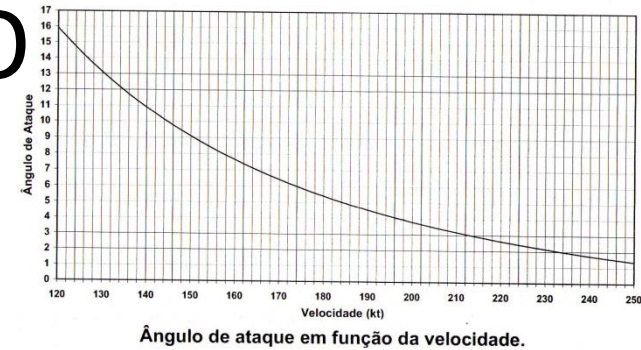
✓ Se o piloto quiser aumentar a velocidade sem variar a altitude, ele deverá manter a mesma sustentação. Mantendo a sustentação ele manterá a mesma altitude (voo horizontal).

✓ $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$



SUSTENTAÇÃO

Controle de Sustentação pelo Piloto



- ✓ O ângulo de ataque é um dado muito importante no voo. Entretanto, os aviões não possuem medidor de ângulo de ataque pois é uma variável de medida não tão trivial. Mas a velocidade aerodinâmica é altamente correlacionada com o ângulo de ataque.
- ✓ No voo horizontal existe um único ângulo de ataque para cada velocidade. Por esse motivo, ao invés de ângulo de estol, utiliza-se velocidade de estol.

SUSTENTAÇÃO

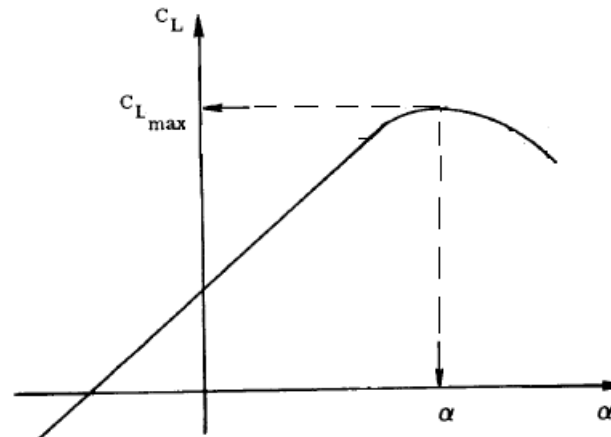
Estol (Stall) ou Perda

- ✓ O escoamento em torno do aerofólio é modificado quando o ângulo de ataque varia.
- ✓ Aplicação do princípio de Bernoulli ao extradorso => aumento de velocidade implica em redução de pressão estática e vice-versa.
- ✓ O aumento de velocidade no extradorso provoca redução da pressão => gera sustentação .
- ✓ Coeficiente de sustentação aumenta com o ângulo de ataque => mas somente até o ângulo de estol.

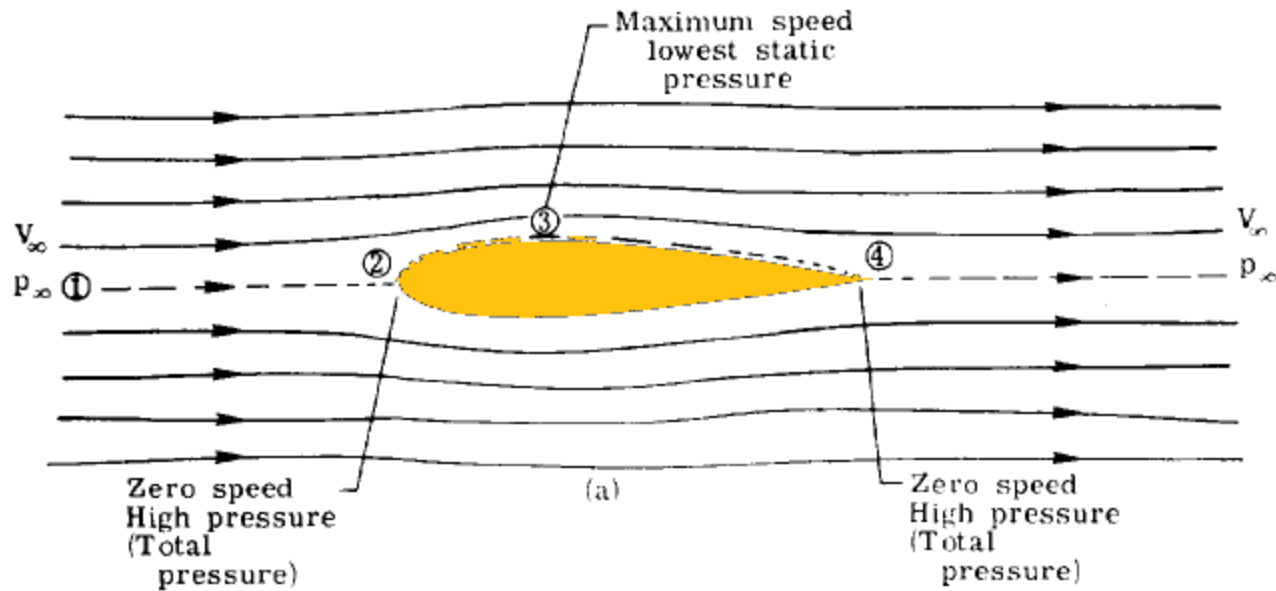
SUSTENTAÇÃO

Estol (stall) ou Perda

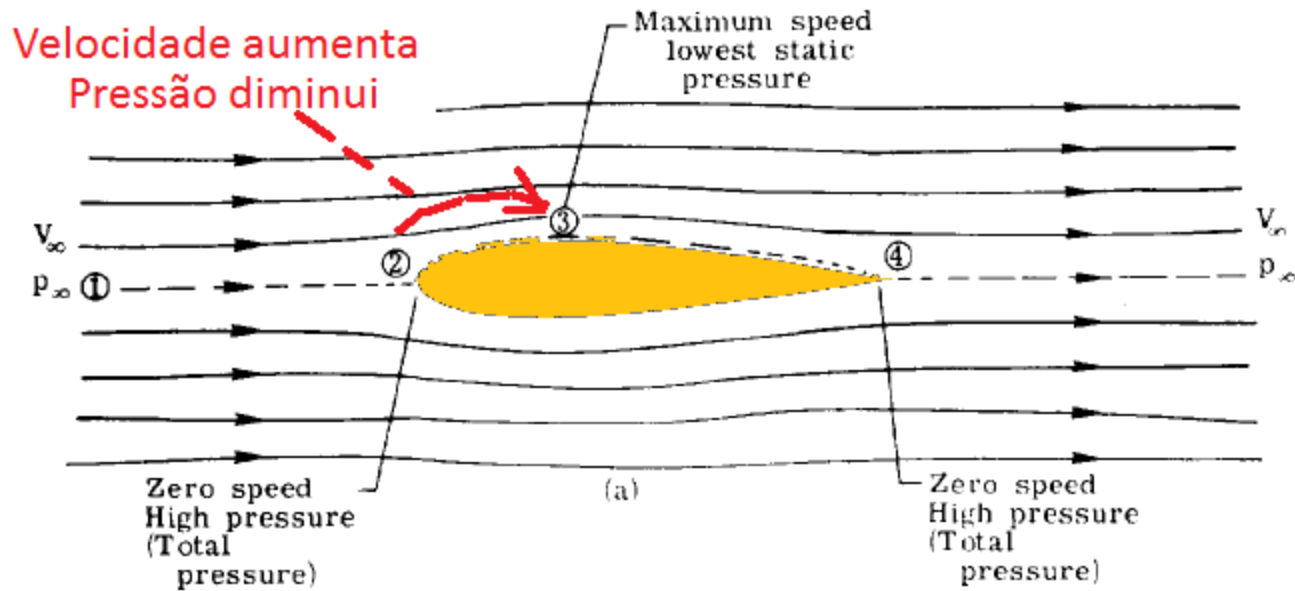
- ✓ O escoamento em torno do aerofólio é modificado quando o ângulo de ataque varia.
- ✓ Aplicação do princípio de Bernoulli ao extradorso \Rightarrow aumento de velocidade implica em redução de pressão estática e vice-versa.
- ✓ O aumento de velocidade no extradorso provoca redução da pressão \Rightarrow gera sustentação .
- ✓ Coeficiente de sustentação aumenta com o ângulo de ataque \Rightarrow mas somente até o ângulo de estol.



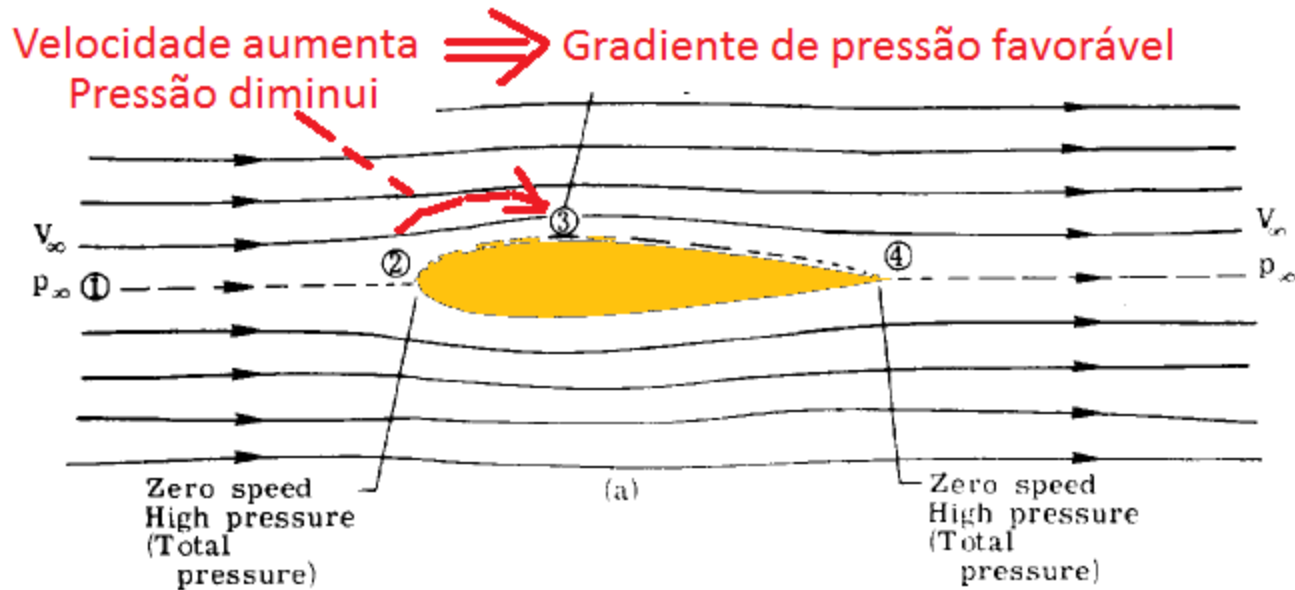
SUSTENTAÇÃO



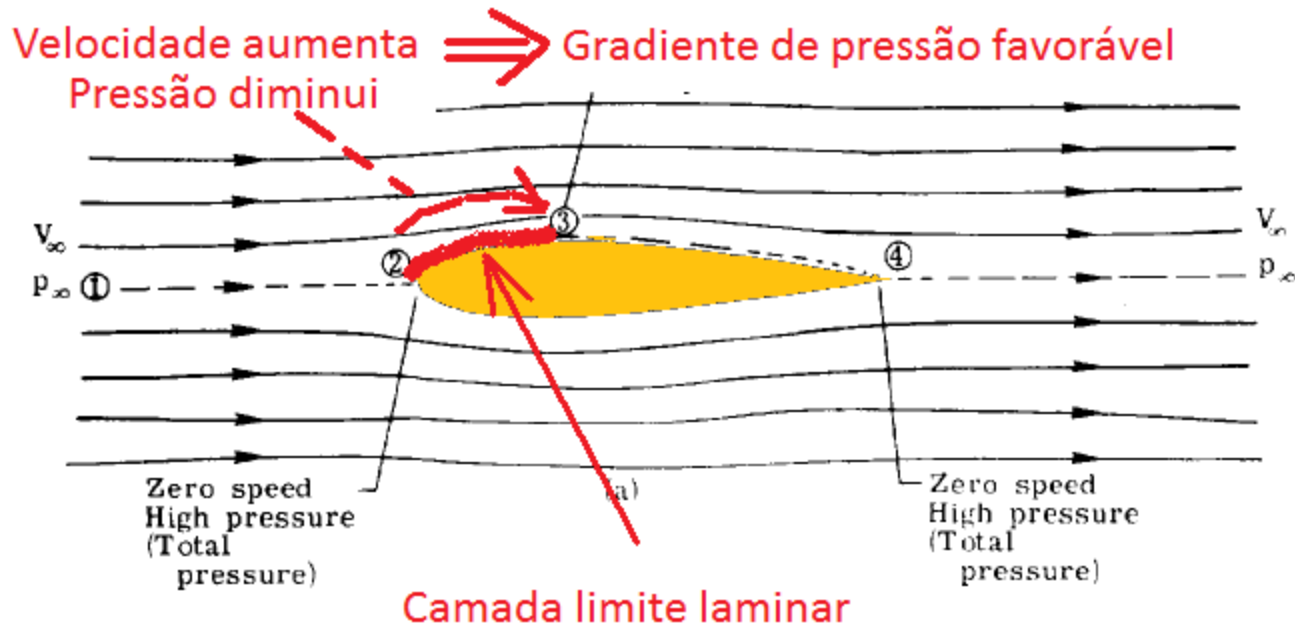
SUSTENTAÇÃO



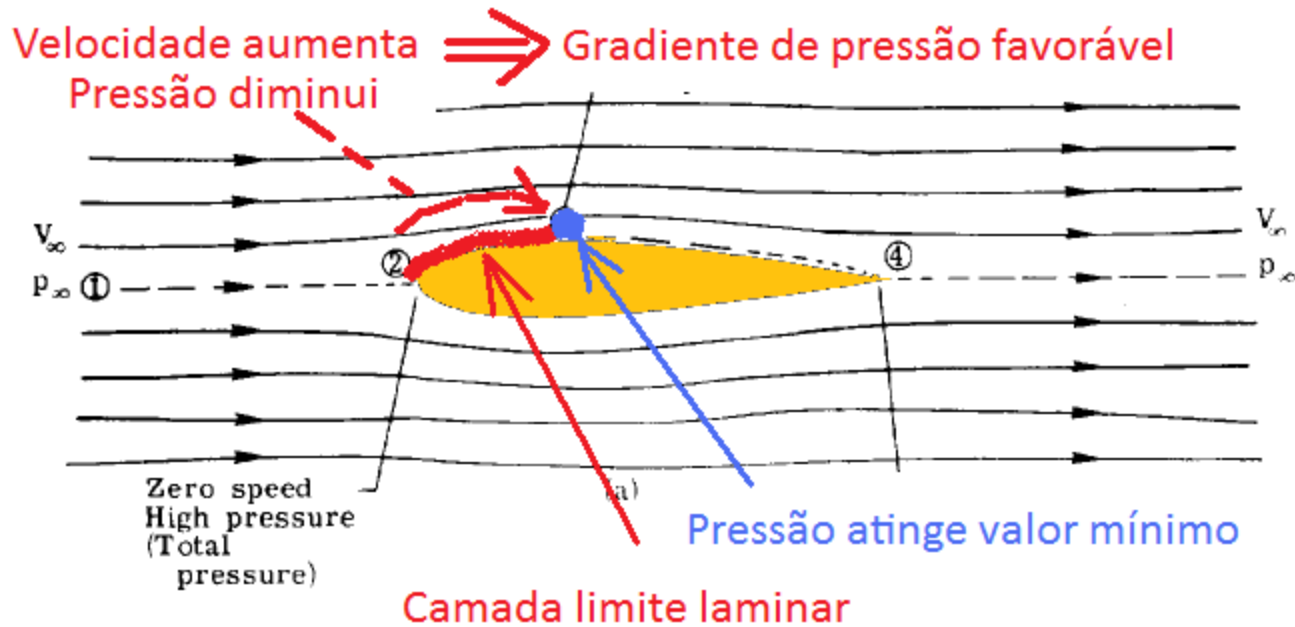
SUSTENTAÇÃO



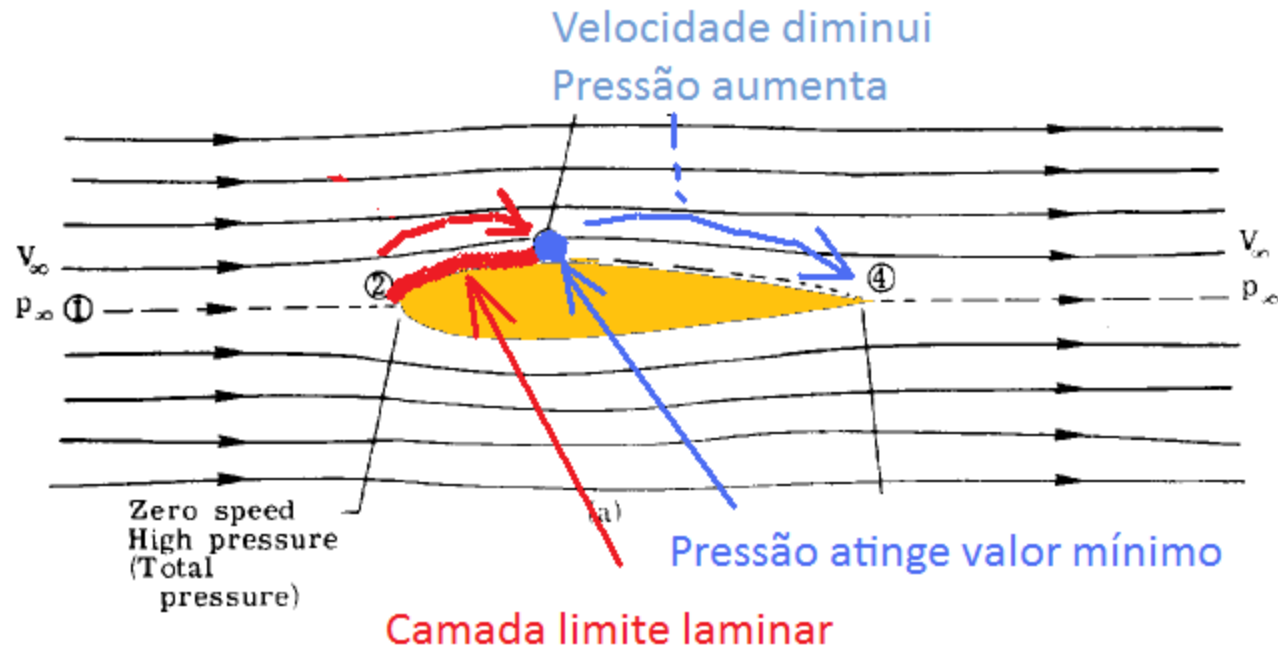
SUSTENTAÇÃO



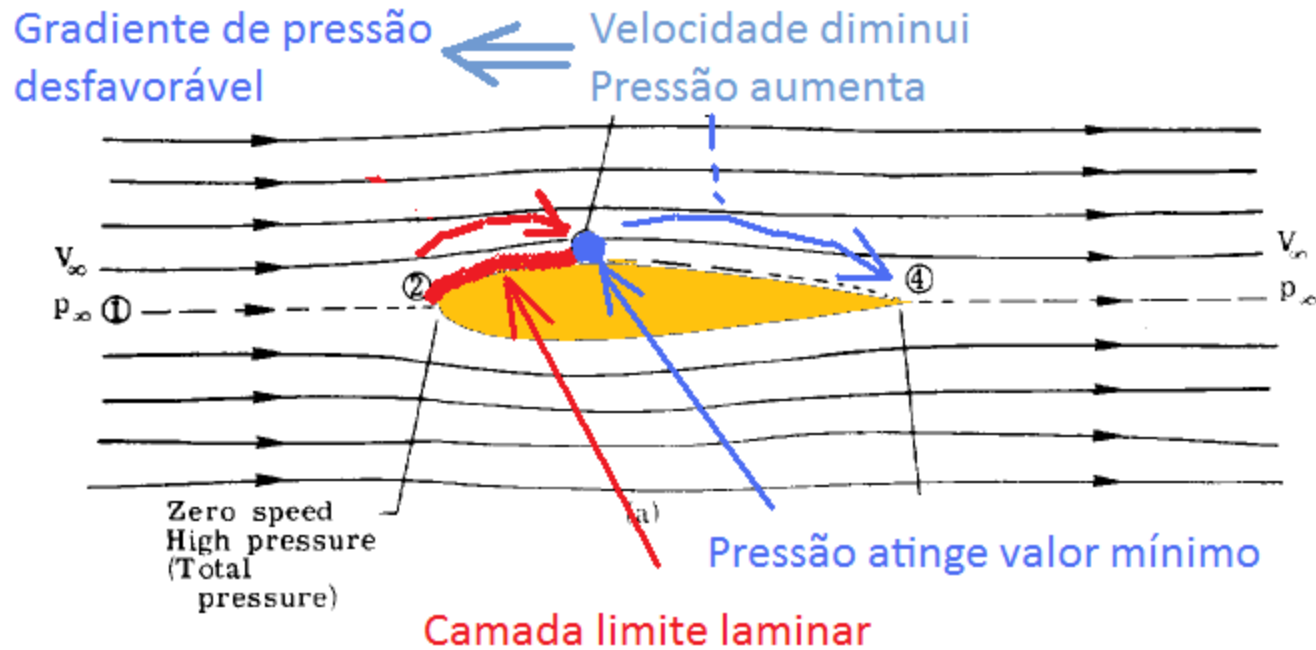
SUSTENTAÇÃO



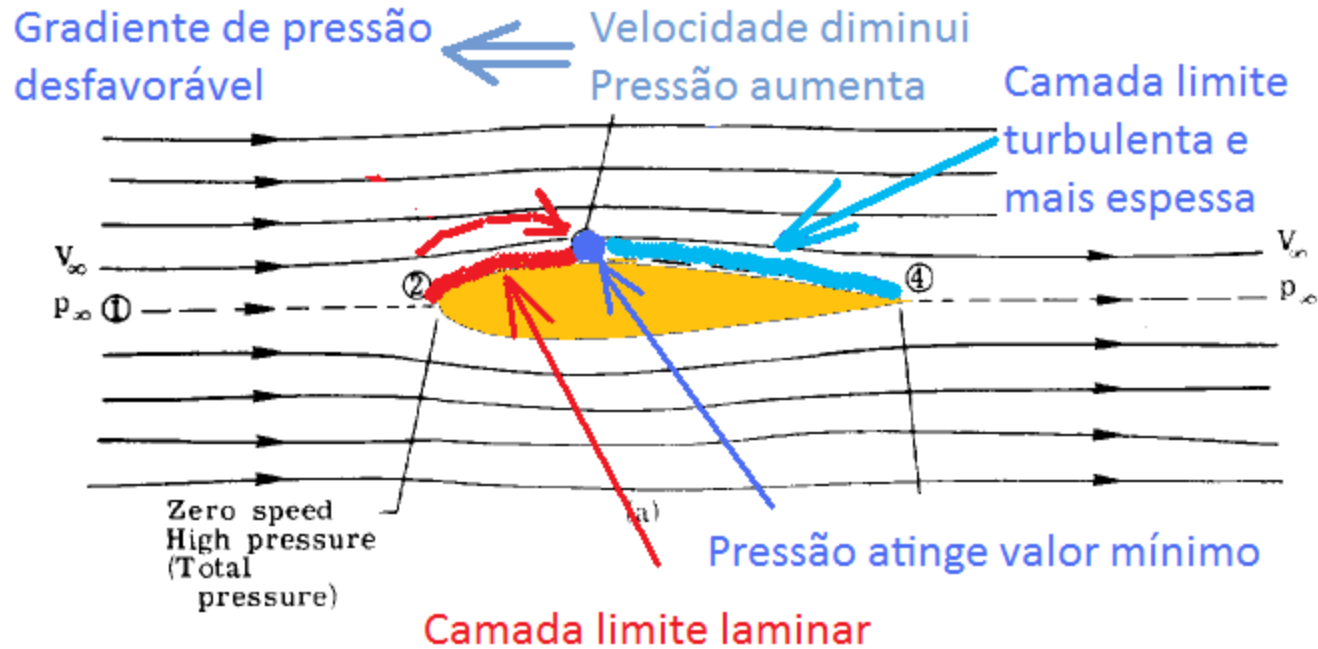
SUSTENTAÇÃO



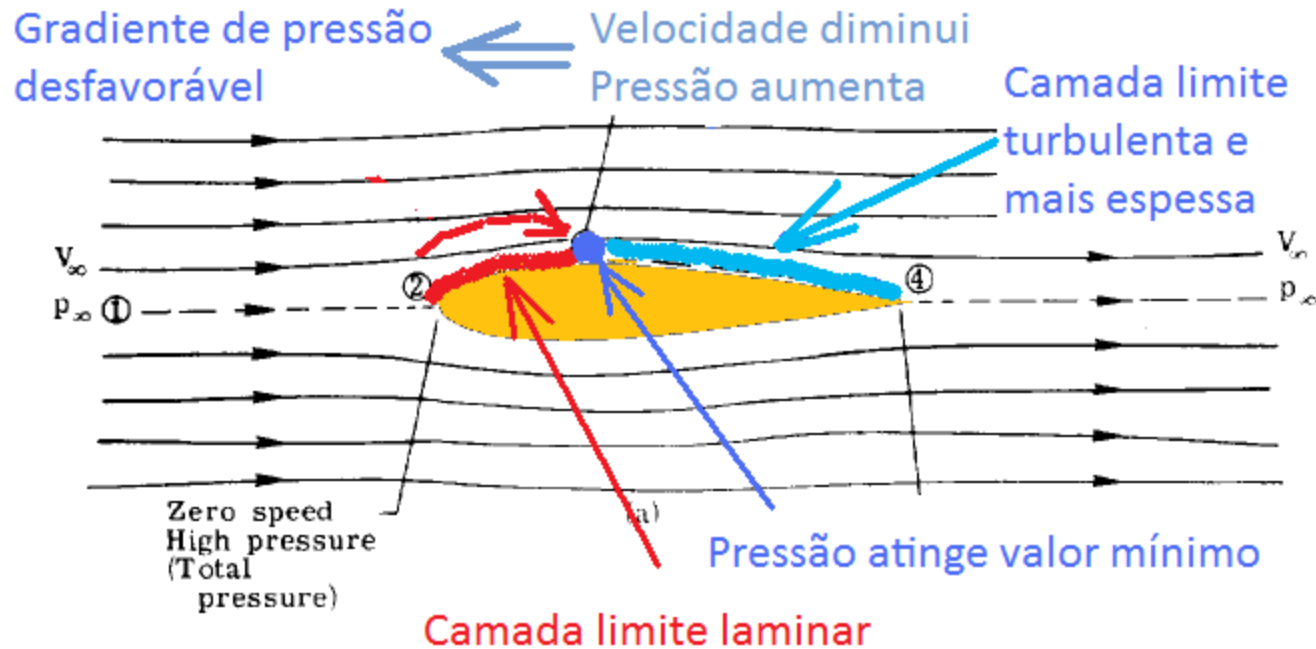
SUSTENTAÇÃO



SUSTENTAÇÃO



SUSTENTAÇÃO



- ✓ Se o ar fosse um fluido perfeito (sem viscosidade), a velocidade adquirida no ponto 3 seria suficiente para levá-lo até o bordo de fuga.
- ✓ A viscosidade do ar dissipa energia, e antes de chegar ao bordo de fuga a velocidade chega a zero e há descolamento dos filetes de ar.
- ✓ Quanto maior o α , mais desfavorável será o gradiente de pressão e mais cedo ocorrerá o descolamento dos filetes de ar, ou seja, mais afastado do bordo de fuga ocorrerá o descolamento => Nessa região o princípio de Bernoulli não é mais válido.

SUSTENTAÇÃO

Estol (Stall) ou Perda

- ✓ O descolamento dos filetes gera vórtices que irão aumentar o arrasto e reduzir a sustentação.
- ✓ Para reduzir esse efeito, ou seja, reduzir a perda de sustentação e o aumento do arrasto, procura-se aumentar a região ocupada pelo escoamento laminar, reduzindo ao máximo o descolamento dos filetes.
- ✓ Por esse motivo se usa rebites de cabeça escareada no bordo de ataque para não antecipar a transição do escoamento de laminar para turbulento.
- ✓ Já no bordo de fuga, como já ocorreu descolamento mesmo, pode-se usar rebites salientes (cabeça de lentilha).

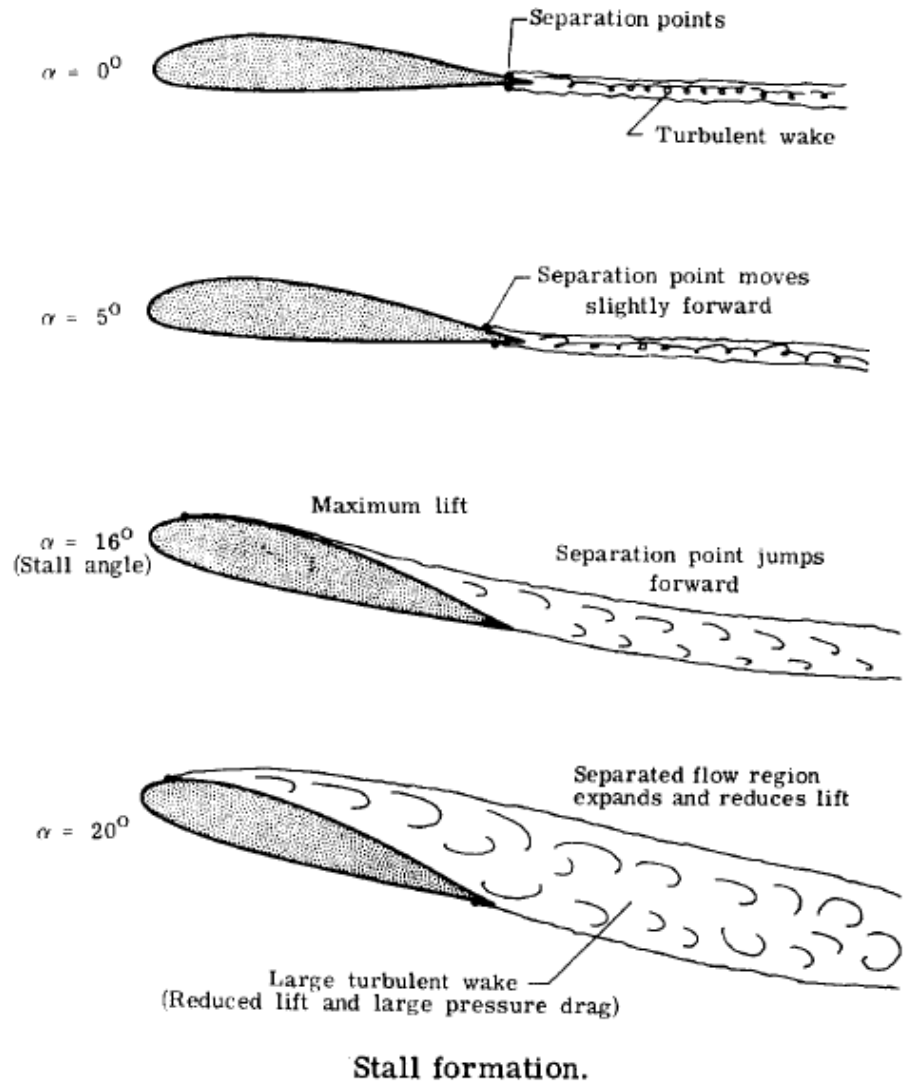
SUSTENTAÇÃO

Estol (Stall) ou Perda

✓ Aumentando o ângulo de ataque, o ponto de descolamento se move em direção ao bordo de ataque, e chega-se ao ângulo de estol.

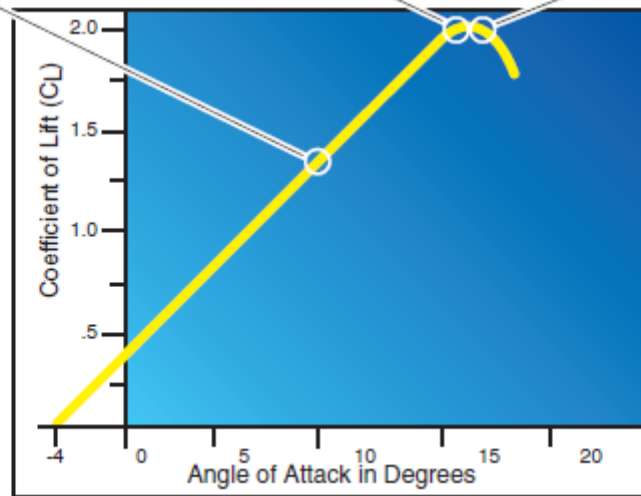
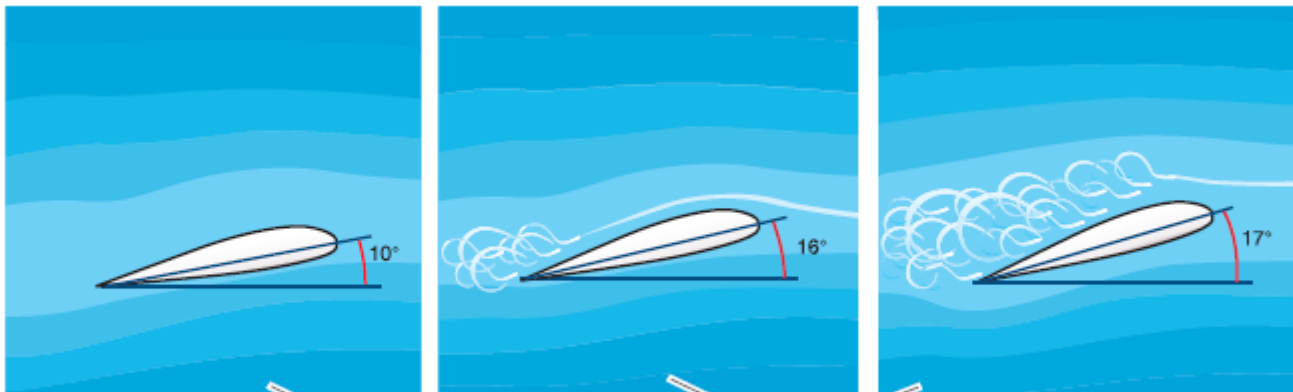
✓ A formação de baixa pressão no extradorso é reduzida pelo descolamento dos filetes, e com ele o coeficiente de sustentação. Assim, após o ângulo de estol, o coeficiente de sustentação cai rapidamente e o arrasto aumenta.

✓ O CP (centro de pressão) move-se para trás.



SUSTENTAÇÃO

Estol (stall) ou Perda



Critical angle of attack and stall.

SUSTENTAÇÃO

Reconhecimento do Estol

- ✓ Aproximando-se do ângulo de estol, os filetes turbilhonados da asa atingem o estabilizador horizontal/profundor, produzindo uma vibração característica => buffeting.
- ✓ Após ultrapassar o ângulo de estol, a redução de sustentação fará com que o avião perca altura. O movimento do CP para trás e a redução da sustentação negativa no estabilizador horizontal/profundor fazem com que o avião pique.
- ✓ O estol ocorre sempre com o mesmo ângulo de ataque. Para a maioria dos aviões da aviação geral o ângulo de estol é em torno de 15 graus.
- ✓ O $C_{L_{máx}}$ ocorre no ângulo de estol. Acima deste ângulo, a asa está estolada.
- ✓ O estol ocorre sempre que se tenta voar com ângulo de ataque excessivo. Para sair do estol basta reduzir o ângulo de ataque, movendo o manche para a frente.
- ✓ Para uma dada asa, o estol ocorre num determinado ângulo de ataque, independente de velocidade, altitude, peso, fator de carga, etc. Portanto, o avião poderá estolar em diferentes velocidades.



SUSTENTAÇÃO

Reconhecimento do Estol

Alguns Videos

<http://blip.tv/file/1285624>

<http://www.youtube.com/watch?v=lrByiO09Ts4>

<http://www.youtube.com/watch?v=8tK5mG1JumU>

http://www.youtube.com/watch?v=x0vZVd-UIWU&feature=PlayList&p=4BDA200E8658D0D3&playnext=1&playnext_from=PL&index=29

Stalling for Safety - FAA video Private/Instrument/Commercial Pilot

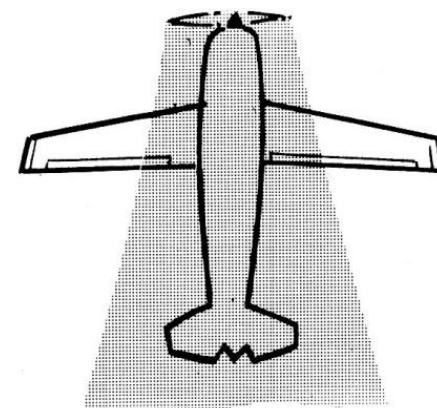
<http://www.youtube.com/watch?v=0oms3r1q6Gs>



SUSTENTAÇÃO

Estol com e sem potência

- ✓ A esteira da hélice adiciona energia cinética ao vento relativo. Assim, o descolamento nas partes da asa atingidas pelo sopro da hélice é retardado, resultando numa redução na velocidade de estol.
- ✓ A atitude cabrada faz com que a tração do grupo moto-propulsor tenha uma componente vertical que suporta o peso do avião, o que também contribuirá para a redução na velocidade de estol.
- ✓ O estol com potência tende a ser mais definido que o estol sem potência.
- ✓ Qualquer produção assimétrica de sustentação, tende a fazer que uma semi-asa estole antes que a outra, resultando num rolamento do avião.



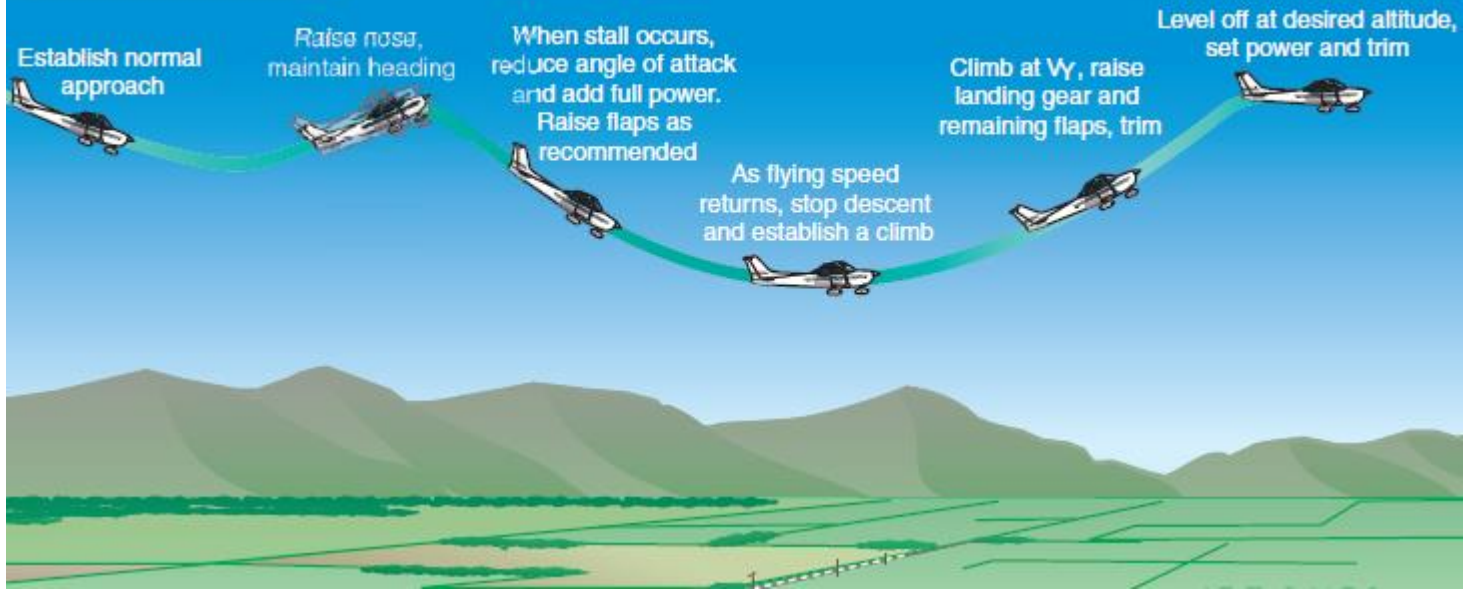
Esteira da hélice reduz a velocidade de estol.



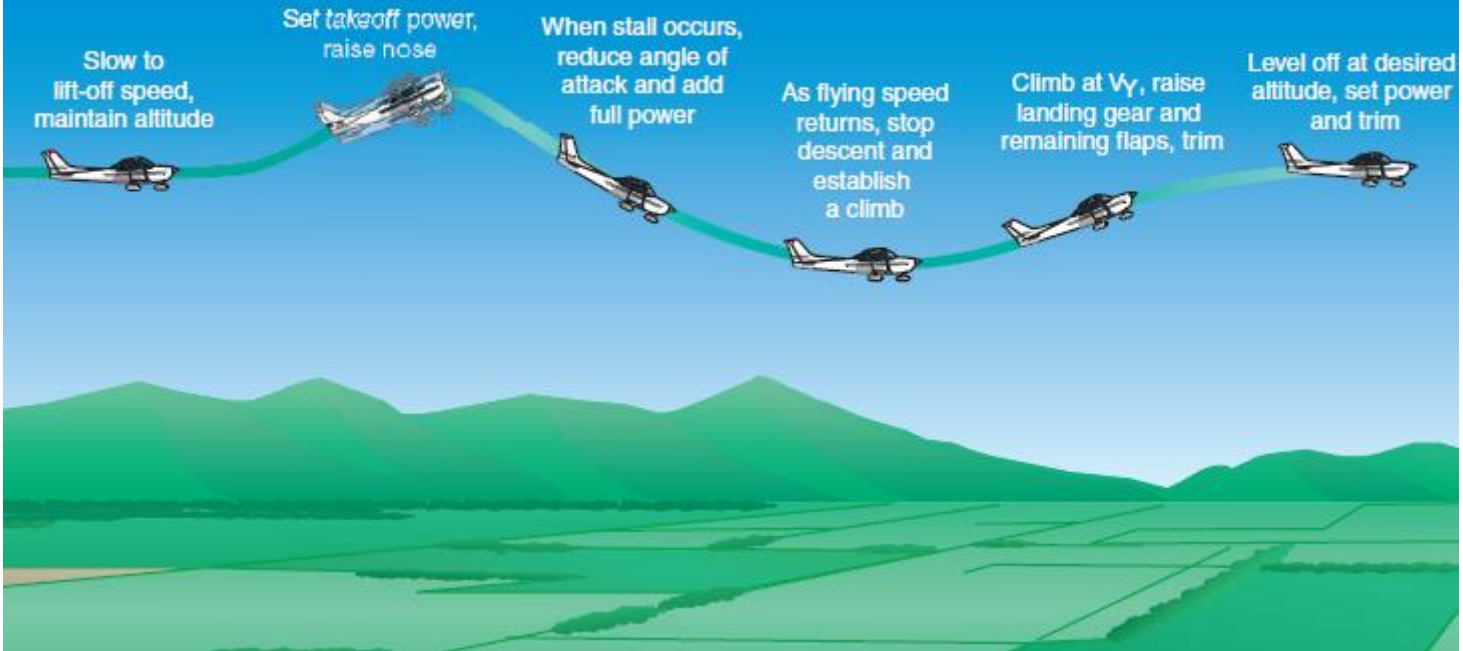
Componente vertical da tração

Estol com e sem potência

Power-off stall and recovery.



Power-on stall.



SUSTENTAÇÃO

Estol na raiz ou estol na ponta da asa?

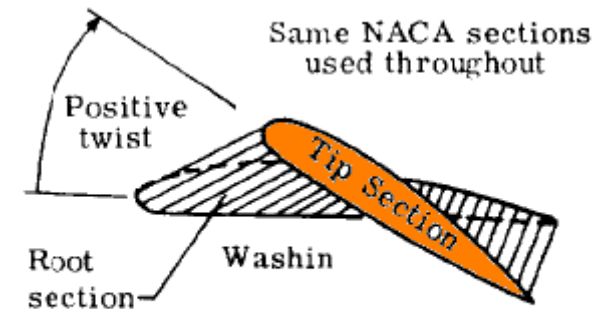
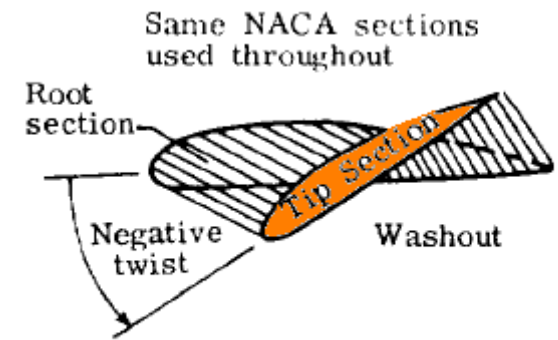
- ✓ O estol na raiz é preferível que o estol de ponta de asa por diversos motivos. Se o estol ocorrer na ponta da asa, os ailerons se tornarão ineficientes, por estarem localizados numa região de escoamento descolado. Qualquer assimetria provocará uma rotação em rolamento no avião devido ao grande braço de alavanca.
- ✓ No estol na raiz os filetes descolados incidirão na empenagem, produzindo vibração (buffeting) que alertarão o piloto da chegada do pré-estol. Mesmo uma assimetria de estol na raiz, não produziria uma tendência de rolamento devido ao pequeno braço de alavanca.

SUSTENTAÇÃO

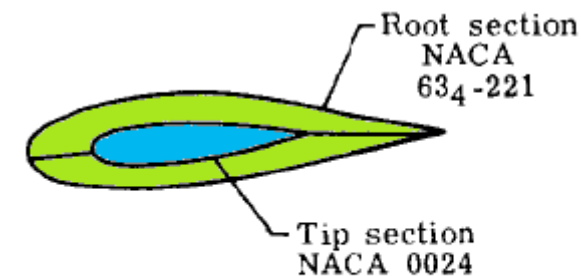
Estol na raiz ou estol na ponta da asa?

✓ Quando a asa tem tendência de estolar na ponta da asa, como é o caso das asas enflexadas, pode-se usar uma torção (**torção geométrica**) na asa (wash-out). Nesse caso, a ponta da asa tem uma incidência menor que a incidência da raiz, de modo que seu ângulo de ataque será sempre inferior ao ângulo de ataque da raiz, fazendo que a raiz estole sempre antes que a ponta.

✓ Outra método é utilizar diferentes aerofólios ao longo da envergadura da asa, sendo os da ponta com maior ângulo de estol com relação aos da raiz (**torção aerodinâmica**).



Geometric twist.



Aerodynamic twist.

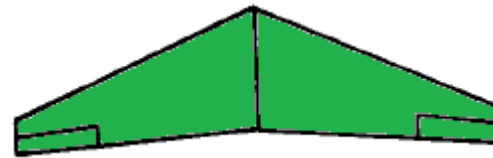
SUSTENTAÇÃO

Estol na raiz ou estol na ponta da asa?

✓ Asas retangulares tendem a estolar na raiz.



✓ Asas enflexadas ou asas com grande afilamento, tendem a estolar de ponta de asa.



✓ Asas elípticas tendem a estolar ao mesmo tempo em toda a extensão de sua envergadura, da raiz à ponta.



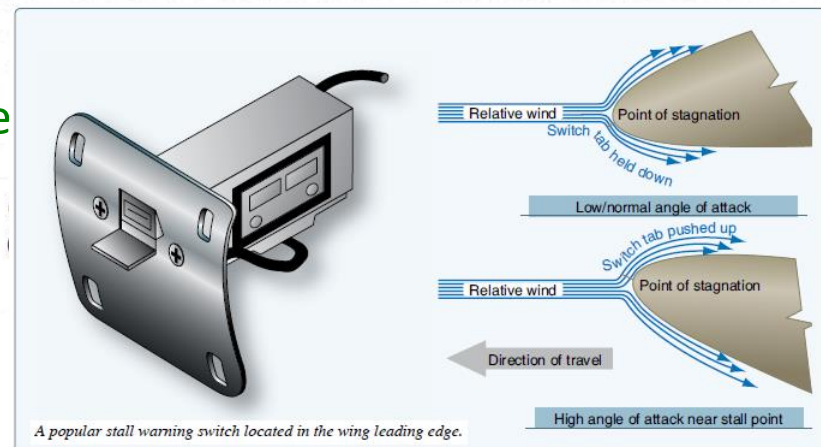
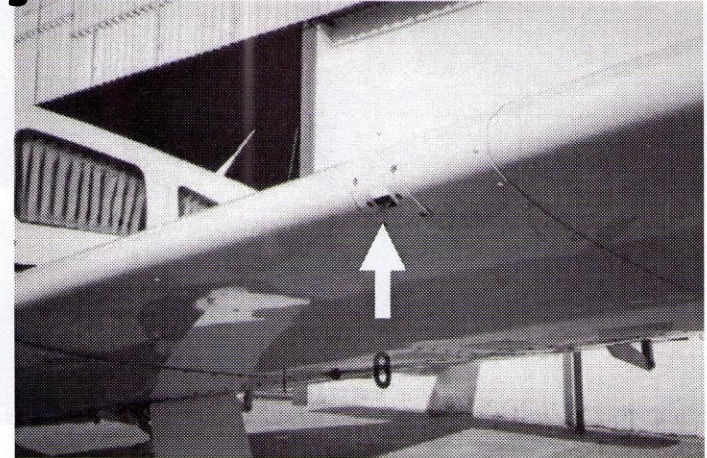
SUSTENTAÇÃO

Dispositivos de Alerta de Estol

✓ A maioria dos aviões é dotado de dispositivos de alerta como buzina, luz vermelha piscante, sirene pra avisar sobre a chegada do estol.

✓ Outros apresentam stick-shaker, que consiste de um dispositivo que faz o manche vibrar.

✓ Entretanto, os principais avisos são os alertas aerodinâmicos que vocês que vão brevemente aprenderão a reconhecer, como buffeting, perda de sensibilidade nos comandos de voo, ruído, etc ... alertas esses que são particular de avião para avião.



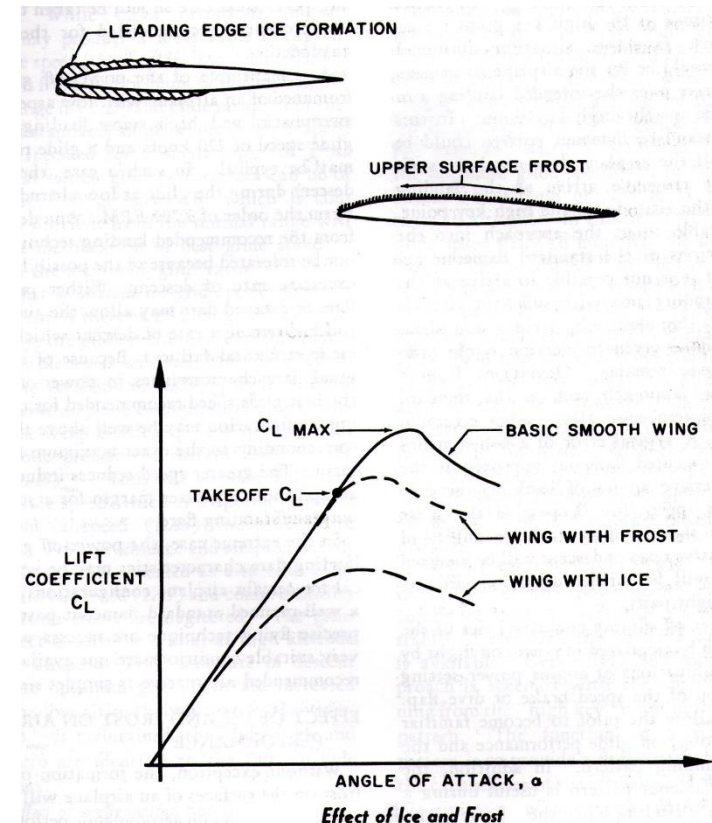
SUSTENTAÇÃO

Formação de Gelo Sobre as Asas

✓ Aumenta o peso e, conseqüentemente, a velocidade de estol.

✓ O gelo na asa, especialmente na metade dianteira, onde é gerada a maior parte da sustentação, causará uma antecipação do descolamento em ângulos de ataque muito menores que o ângulo de estol normal. Portanto, o estol ocorrerá com maior velocidade.

✓ É causa de muitos acidentes e incidentes aeronáuticos ainda nos dias de hoje.



REFERÊNCIAS

12.1 – Darrol Stinton, The Design of the Airplane, BSP Professional Books, 1983.

12.2 – Theodore A. Talay, Introduction to the Aerodynamics of Flight, NASA SP-367, 1975.

12.3 – Newton Soler Saintive, Teoria de Voo, Editora Asa, 3ª Edição, 2001.

12.4 - Luiz Pradines, Fundamentos da Teoria de Voo, Edições Inteligentes, 2004.

12.5 - Jan Roskan, Chuan-Tau Edward Lan, Airplane Aerodynamics and Performance, DARCorporation, Lawrence - KS, 1997.

12.6 – H. H. Hurt Jr, Aerodynamics for Naval Aviators, Direction of Commander, Naval Air Systems Command, 1965.

12.7 - FAA-H-8083-3B Airplane Flying Handbook, 2004.