

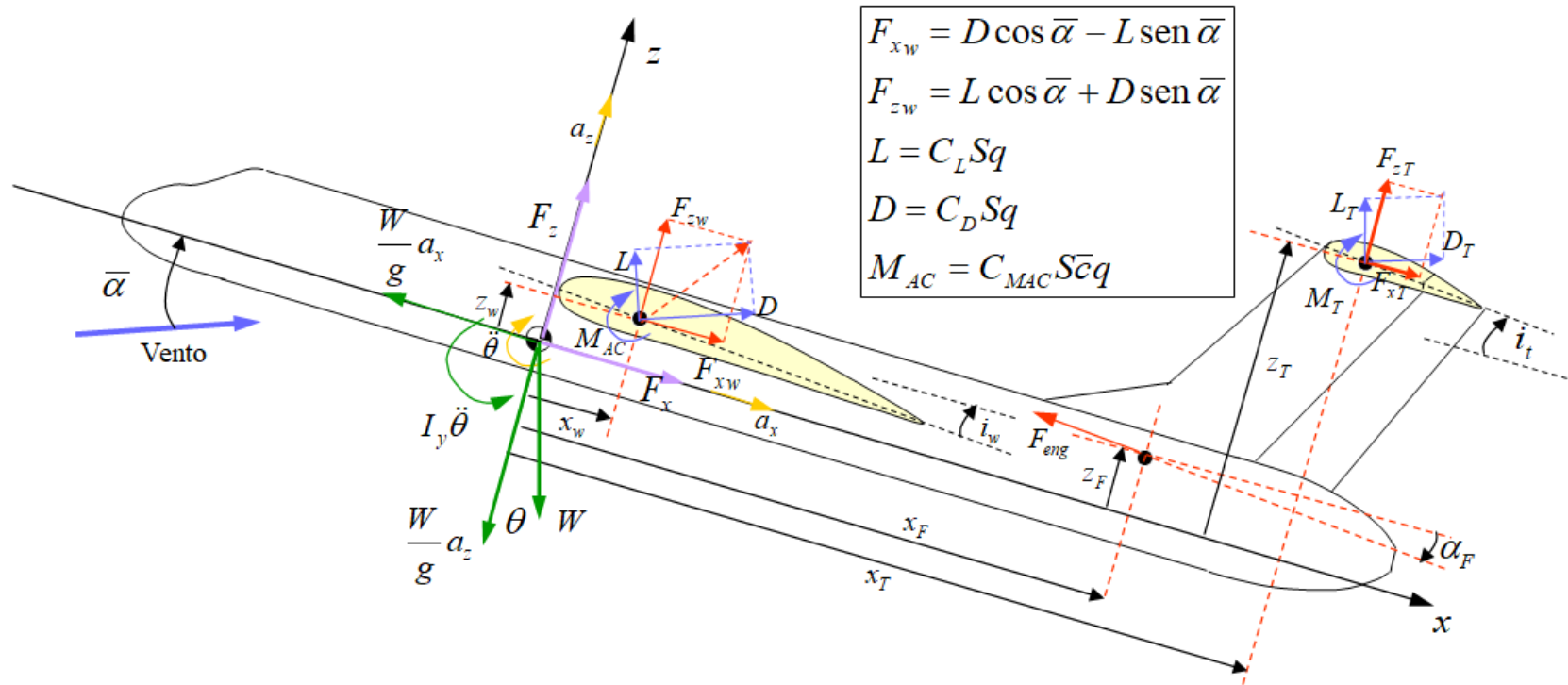
# Introdução à Aerodinâmica Estacionária

A decorative graphic in the top-left corner of the slide. It consists of several interlocking puzzle pieces. The pieces are in various shades of gray, including light gray, medium gray, and dark gray. Some pieces have a white background with a black dotted pattern. The pieces are arranged in a cluster that roughly forms a triangular shape pointing towards the top-left.

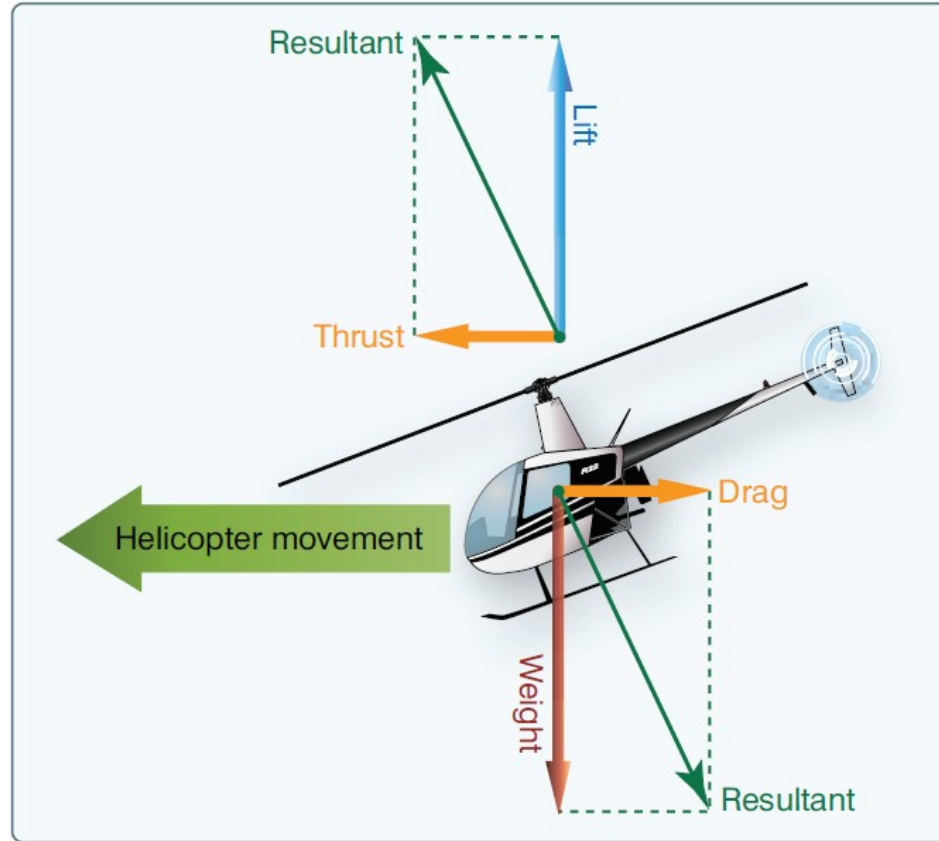
# Introdução

Forças que atuam na Aeronave

# Forças que atuam em Aviões

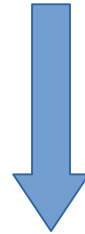


# Forças que atuam na Helicópteros



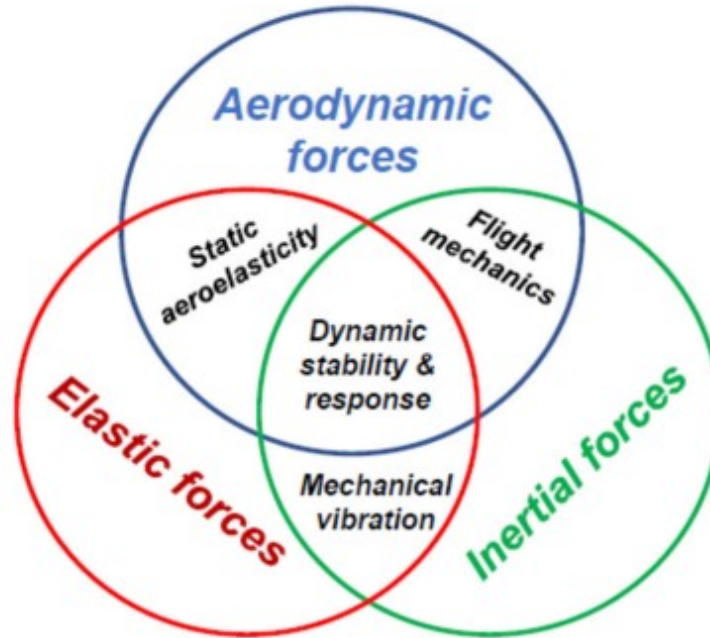
# Aeronave Flexível

- Passado → aeronaves superdimensionadas e mais pesadas e rígidas
- Hoje → aeronaves otimizadas, leves e flexíveis



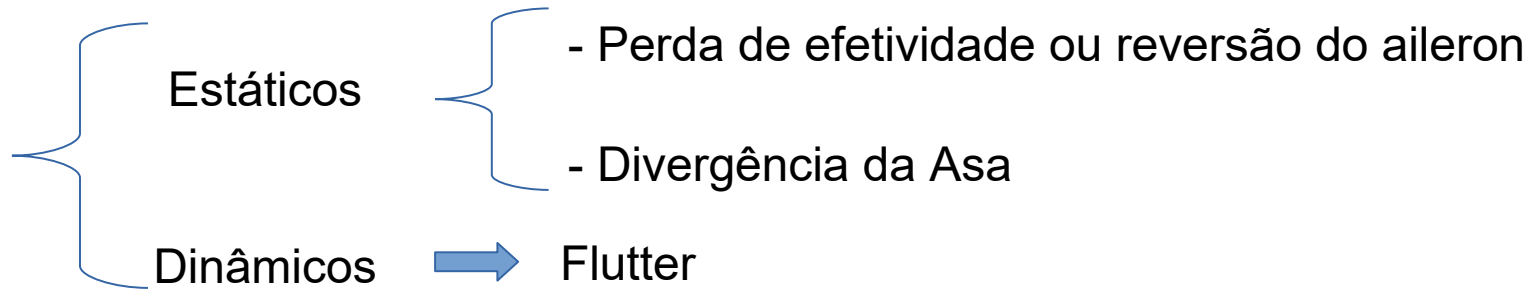
Fenômenos  
Aeroelásticos

# O que são fenômenos Aeroelásticos?



*Figure 1.1 - Three-ring aeroelastic interaction Venn diagram*

# Principais Fenômenos



# Visualização do Fenômeno

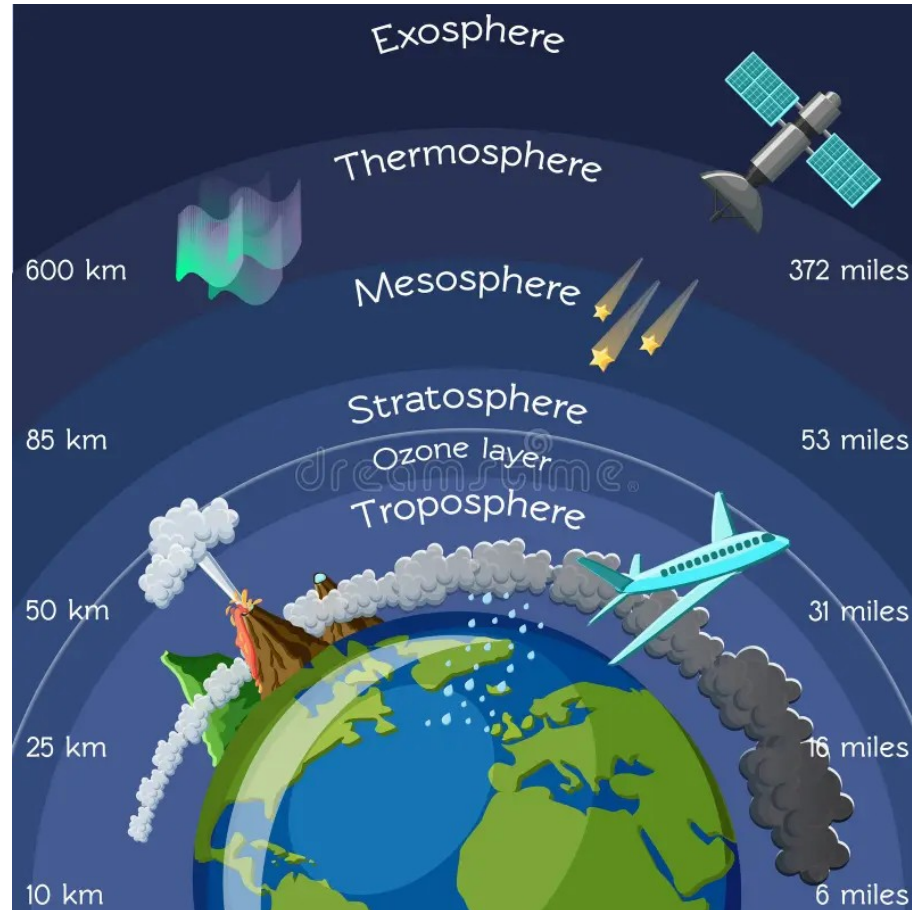
Busque no youtube – visualização do Flutter

[Flutter - Tacoma](#)

[Flutter](#)



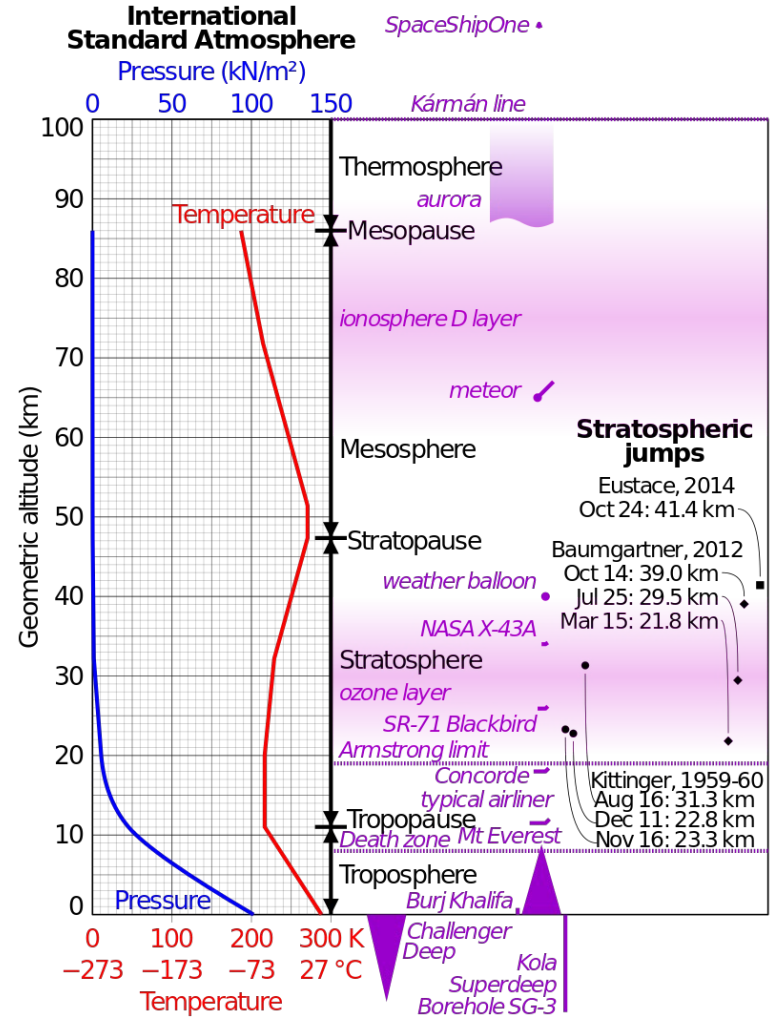
# Atmosfera



# Atmosfera Padrão – International Standard Atmosphere (ISA)

- Modelo empregado para padronização dos instrumentos das aeronaves
- Tabelas contendo temperaturas, pressões e densidades associadas a altitude

# Atmosfera Padrão



# Atmosfera Padrão

- Troposfera - nível do mar até 11.000 m

$$T(K) = 288,15 - 0,0065 h(m) = T_0 - \chi h$$

$$\text{Recordando} \rightarrow g = 9,80665 \text{ m/s}^2$$

International Standard Atmosphere properties

$T_0$ (sea level temperature)	288.16 K	518.69 R
$P_0$ (sea level air pressure)	101325 N/m <sup>2</sup>	21162 lbf/ft <sup>2</sup>
$\rho_0$ (sea level air density)	1.225 kg/m <sup>3</sup>	0.0023769 slug/ft <sup>3</sup>
$a_0$ (speed of sound at sea level)	340.29 m/s	1116.43 ft/s
$R$ (gas constant)	287.05 m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> K	1716 ft <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> R
$\gamma = \frac{c_p}{c_v} = \frac{\text{specific heat at constant pressure}}{\text{specific heat at constant volume}}$	1.4	1.4

# Atmosfera Padrão

- Considerações do modelo: atmosfera composta por gases perfeitos e aceleração da gravidade constante
- $T(K) = 288,15 - 0,0065 h(m) = T_0 - \chi h$ 
  - $dT = T - T_0 = - \chi h$
- Gases perfeitos... $p = \rho R T$
- Pressão... $p - p_0 = \rho g h$

# Atmosfera Padrão

A relação entre pressão e temperatura podem ser expressas como:

$$\frac{p}{p_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{g}{R\chi}}$$

A relação entre as densidades pode ser obtida a partir da relação anterior

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{g}{R\chi} - 1}$$

# Atmosfera Padrão

A velocidade do som pode ser expressa como:

$$a = \sqrt{\gamma RT} = a_0 \sqrt{\frac{T}{T_0}}$$

# Efeito da variação da altitude - Matlab

## Calculate International Standard Atmosphere at One Height

Calculate the International Standard Atmosphere at 1000 m.

```
[T, a, P, rho] = atmosisa(1000)
```

*Copyright 2015 The MathWorks, Inc.*

## Calculate International Standard Atmosphere at Multiple Heights

Calculate the International Standard Atmosphere at 1000, 11,000, and 20,000 m.

```
[T, a, P, rho] = atmosisa([1000 11000 20000])
```

*Copyright 2015 The MathWorks, Inc.*

## Pressure altitude1

Calculate the pressure altitude at a static pressure of 101,325 Pa with warnings for out-of-range inputs.

```
h = atmospalt(101325)
```

Calcule por exemplo para o nível do mar ou 5000 m



# Efeito da velocidade nos parâmetros aerodinâmicos

- Número de Mach


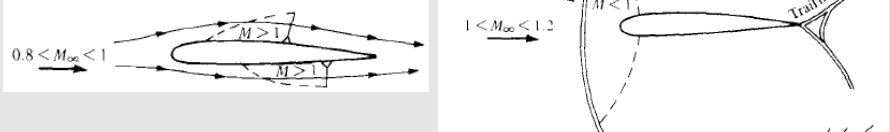
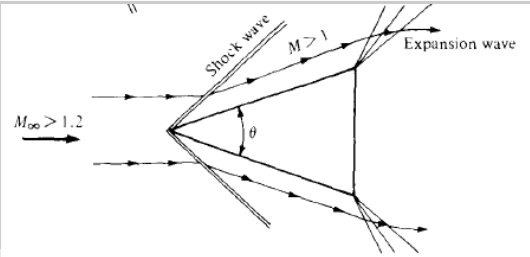

$$M = \frac{V}{a}$$

# Classificação do Escoamento (Wright and Cooper)

Flow regimes defined by Mach number

$M < 0.75$	Subsonic	No shocks present in the flow	Gliders/propeller aircraft/some jet transports
$0.75 < M < 1.2$	Transonic	Shocks are attached to the aerofoil	Civil transports (typically $M = 0.8$ to $0.9$ )
$M = 1$	Sonic	Flow at the speed of sound	Fighter aircraft
$1.2 < M < 5$	Supersonic	Shocks present but not attached to the aerofoil	Fighter aircraft
$M > 5$	Hypersonic	Viscous interaction, entropy layer, high temperature effects become important	Missiles

# Classificação do Escoamento (Anderson)

Escoamento	Mach	
Subsônico	$M < 0,8$	
Transônico	$0,8 < M < 1,2$	
Supersônico	$M > 1$	
Hipersônico	$M > 5$	

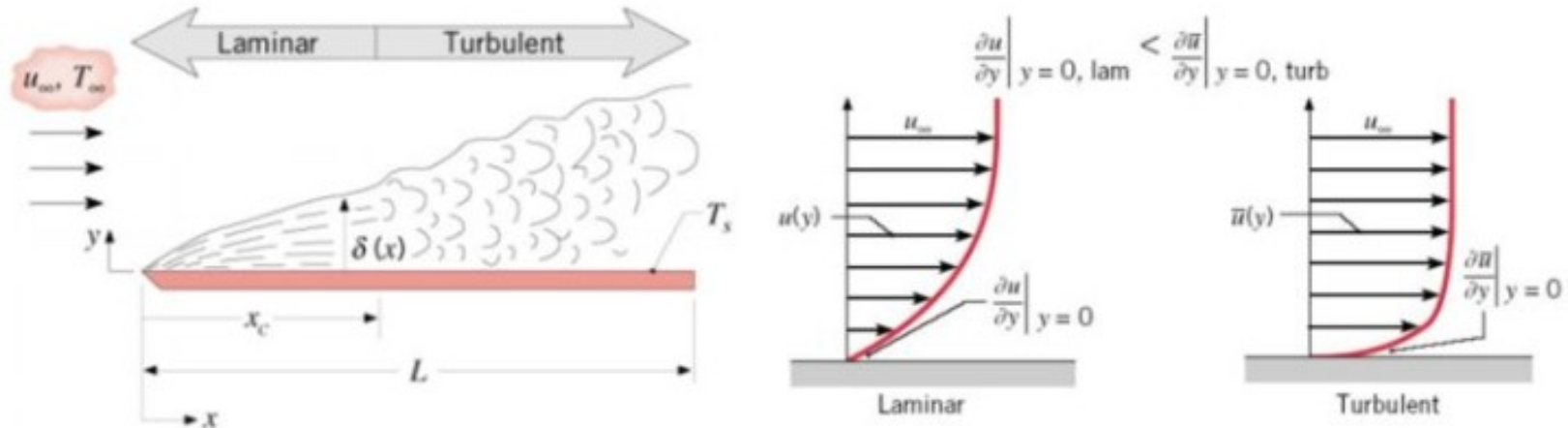
# Efeito da velocidade nos parâmetros aerodinâmicos

- Número de Reynolds

$$R_e = \frac{\rho V c}{\mu}$$

# Efeito da velocidade nos parâmetros aerodinâmicos

- Número de Reynolds define se um escoamento viscoso, principalmente na camada limite, é laminar (velocidade varia gradualmente próximo a superfície do aerofólio) ou se é turbulento (variação randômica ou irregular)



# Duas Classificações dos Tipos de escoamento

- Escoamento não-viscoso - não há atrito / viscosidade na passagem do ar pelo aerofólio. A velocidade do ar próximo ao perfil vai bruscamente a zero
- Escoamento viscoso – demonstrado pela presença da camada limite onde o escoamento vai da velocidade do escoamento a zero na superfície do aerofólio



## Duas Classificações dos Tipos de escoamento

- Escoamento incompressível – densidade do ar é constante e vale para  $M < 0,3$
- Escoamento compressível – efeitos de compressibilidade devem ser levados em conta e a densidade varia no escoamento

# Pressão Dinâmica

$$P_d = \frac{1}{2} \rho V^2$$



# Velocidade Equivalente

Velocidade Equivalente – mesma pressão dinâmica  
independente da altitude –  $V_{EAS}$

Velocidade Verdadeira –  $V_{TAS} = V$  - velocidade em relação ao  
ar

$$P_d = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2$$



$$V_{EAS} = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} V$$

# Escoamentos e Pressões sobre o um aerofólio simétrico

Escoamento Estacionário – velocidade em qualquer ponto do escoamento é constante em relação ao tempo

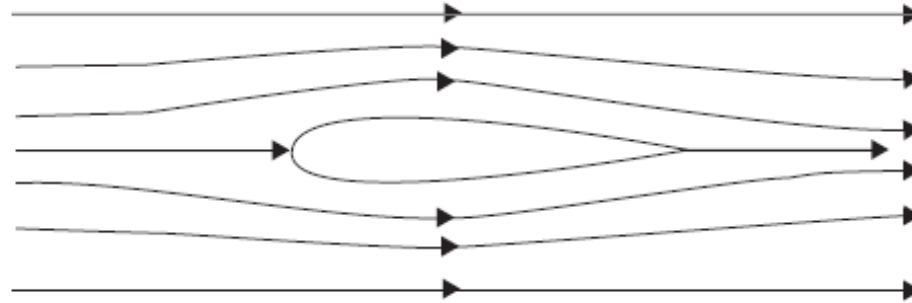


Figure 5.1 Flow around a symmetric aerofoil at zero incidence.

# Escoamentos e Pressões sobre o um aerofólio simétrico

## Ponto de Estagnação – S

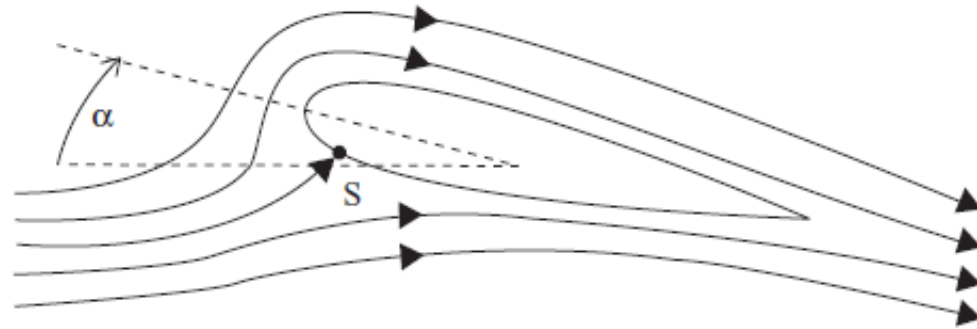


Figure 5.2 Flow around a symmetric aerofoil at a small angle of incidence to the flow.

# Escoamentos e Pressões sobre o um aerofólio simétrico

Pela Equação de Bernoulli, desprezando efeitos gravitacionais:

$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 = cte$$

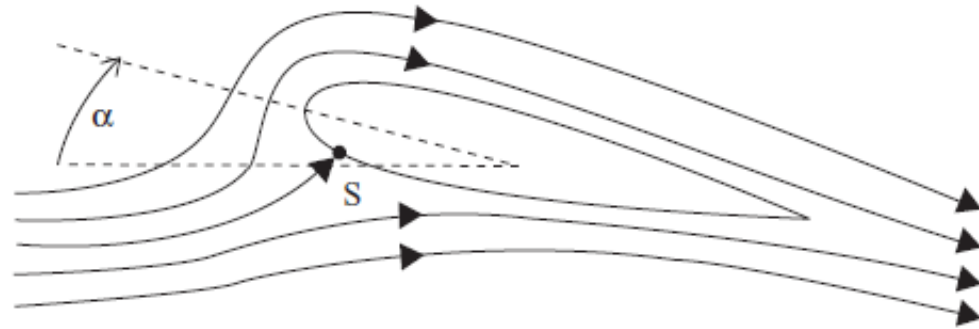
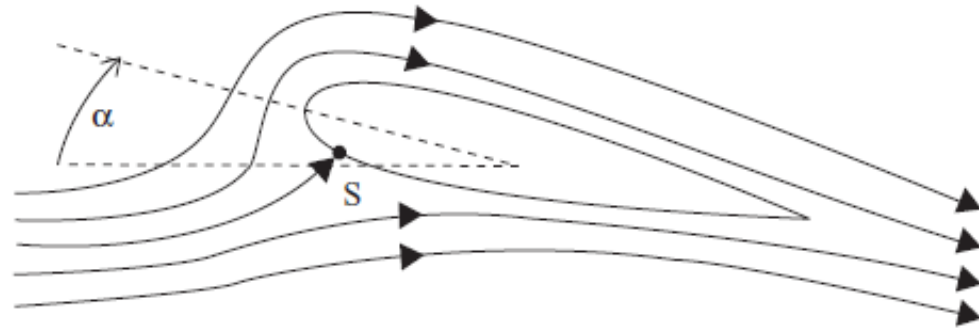


Figure 5.2 Flow around a symmetric aerofoil at a small angle of incidence to the flow.

# Escoamentos e Pressões sobre o um aerofólio simétrico

Pela Equação de Bernoulli, desprezando efeitos gravitacionais e nos escoamentos compressíveis:

$$\left( \frac{\gamma}{\gamma - 1} \right) \frac{P}{\rho} + \frac{1}{2} V^2 = cte$$



**Figure 5.2** Flow around a symmetric aerofoil at a small angle of incidence to the flow.

# Escoamentos e Pressões sobre o um aerofólio simétrico

Escoamento ao longo de uma linha de corrente livre na pressão  $P_\infty$  e velocidade  $V_\infty$  e a pressão ,muda em outro ponto do escoamento:

$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 = P_\infty + \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$$



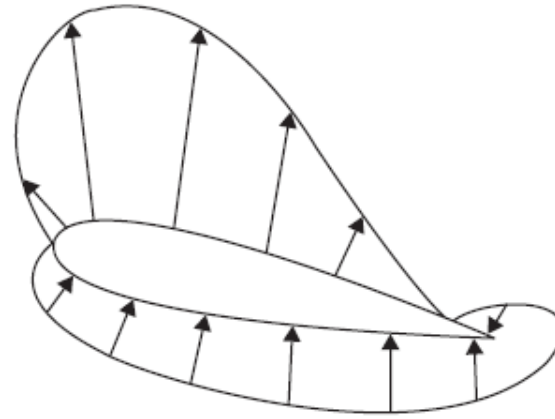
$$P = P_\infty + \frac{1}{2} \rho (V_\infty^2 - V^2)$$

# Escoamentos e Pressões sobre o um aerofólio simétrico

Coeficiente de pressão é definido para um ponto no escoamento ou no aerofólio:

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} = 1 - \left( \frac{V}{V_\infty} \right)^2$$

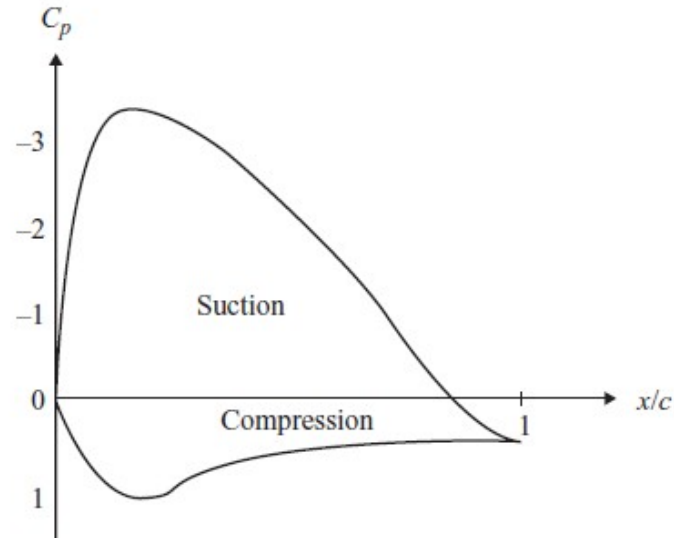
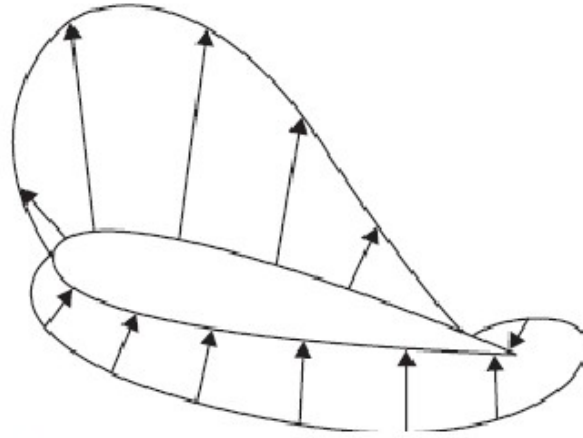
# Distribuição de Pressões sobre um Aerofólio Simétrico



**Figure 5.3** Typical pressure distribution for a symmetric aerofoil at a small angle of incidence.

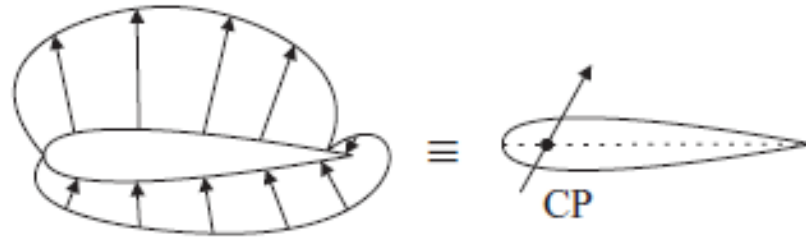


# Distribuição de Pressões sobre um aerofólio simétrico



# Centro de Pressão

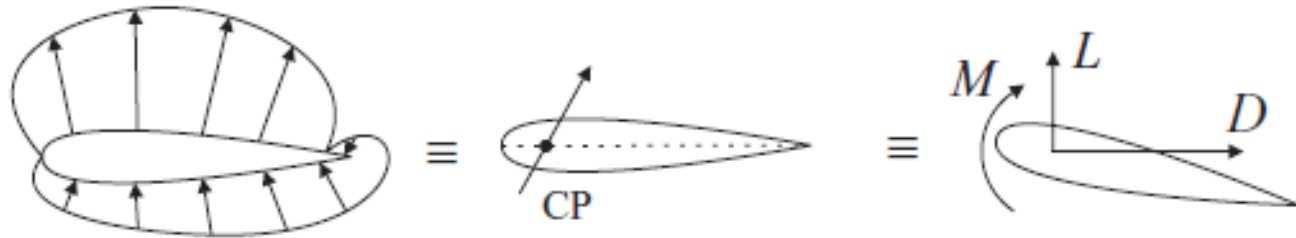
Ponto na corda onde age a resultante das forças aerodinâmicas



**Figure 5.5** Resultant aerodynamic force acts at the centre of pressure.

# Centro de Pressão

O centro de pressão se altera na medida em que se modifica o ângulo de incidência:

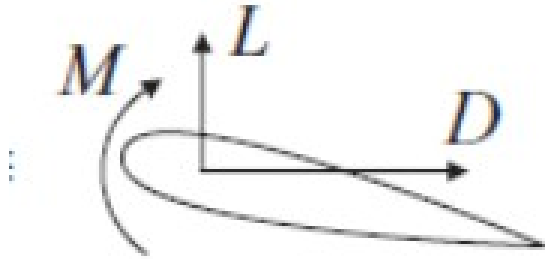


**Figure 5.5** Resultant aerodynamic force acts at the centre of pressure.

# Coeficientes da Forças Aerodinâmicas

$$C_L = \frac{Lift}{\frac{1}{2} \rho V^2 c}$$

$$C_D = \frac{Drag}{\frac{1}{2} \rho V^2 c}$$



$$C_M = \frac{PitchingMoment}{\frac{1}{2} \rho V^2 c^2}$$

# Variação da Sustentação (Lift) com a ângulo de incidência



Figure 5.6 Cambered aerofoil.

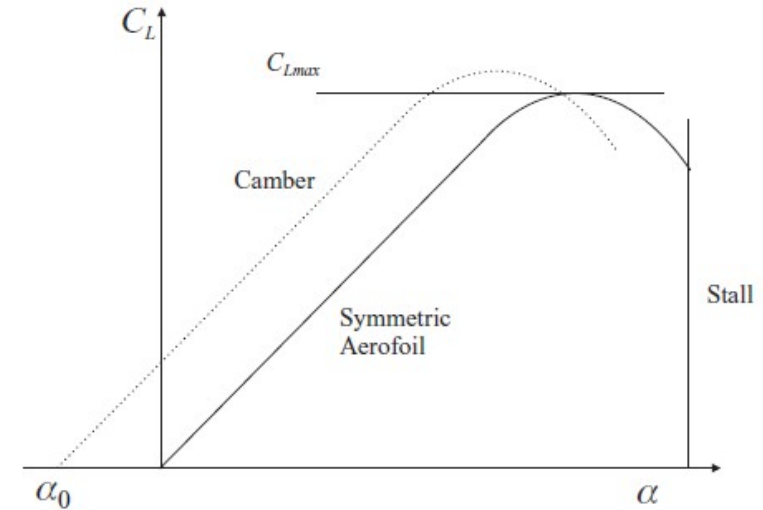


Figure 5.7 Variation of the lift coefficient with the angle of incidence.

# Variação da Sustentação (Lift) com a ângulo de incidência



Figure 5.6 Cambered aerofoil.

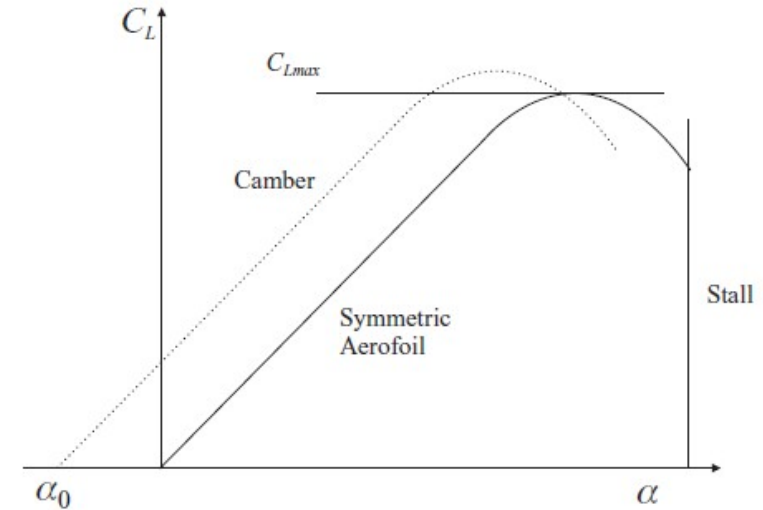


Figure 5.7 Variation of the lift coefficient with the angle of incidence.

# Variação da Sustentação (Lift) com a ângulo de incidência

No ângulo de sustentação nula –  $\alpha_0$  - todos os aerofólios tem sustentação zero. Assim,  $\alpha_0 = 0$  no aerofólio simétrico.

$$C_L = a_1 (\alpha - \alpha_0)$$

$$a_1 = \frac{dC_L}{d\alpha} = 2\pi / \text{rad} \approx \text{entre } 5,5 \text{ e } 6$$

Mais comum  $a_1 = 5,73/\text{rad}$

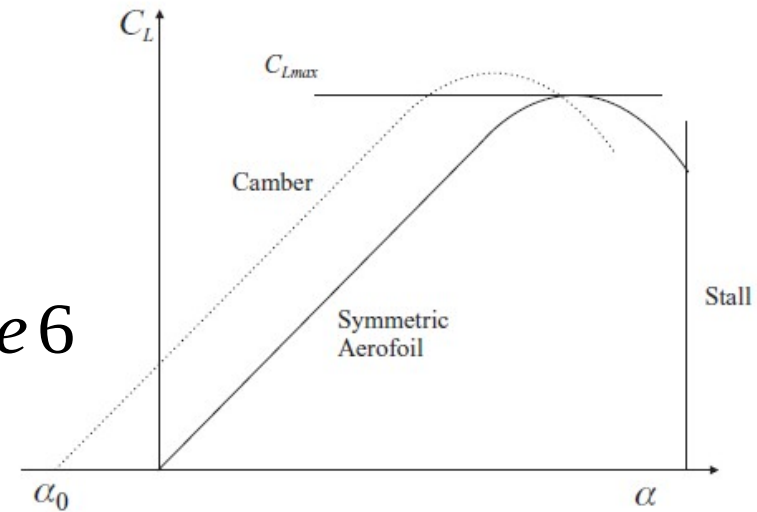
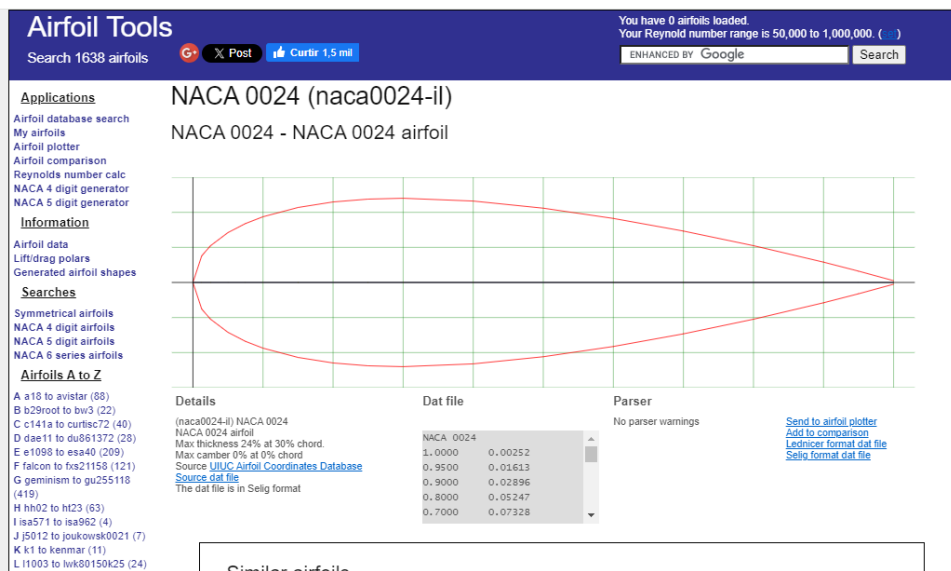


Figure 5.7 Variation of the lift coefficient with the angle of incidence.

# Curvas Sustentação, Arrasto e Momento

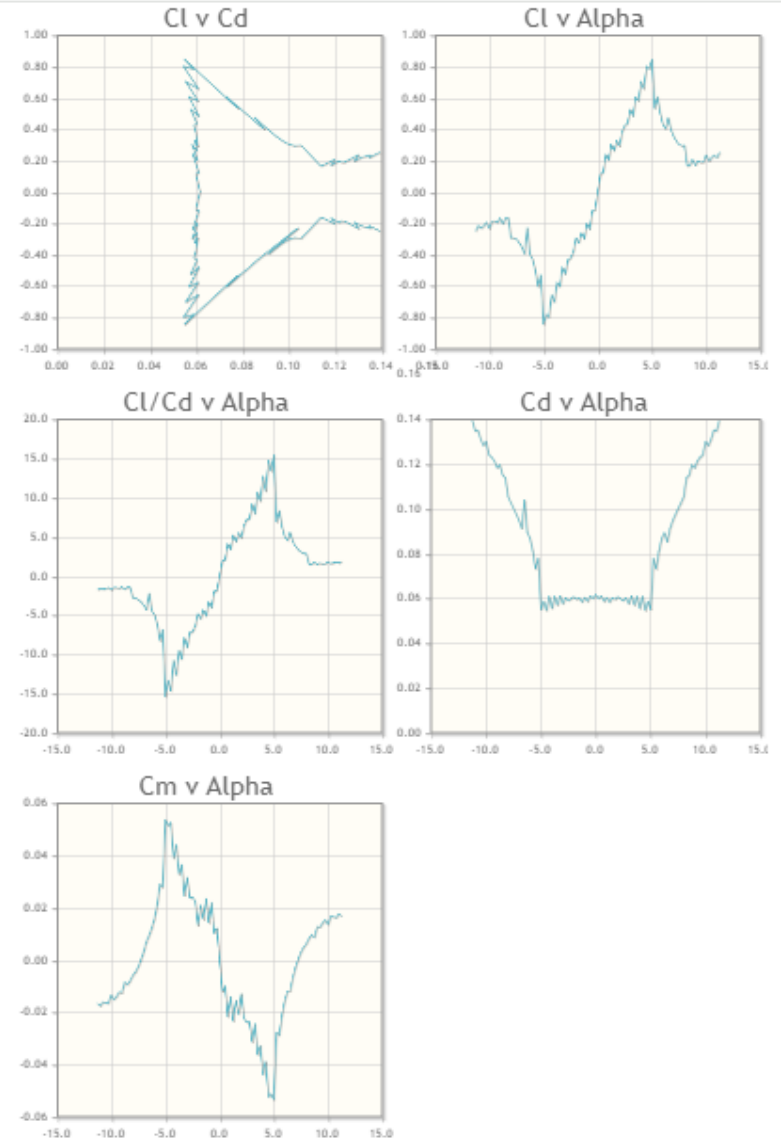
- Aplicação [Airfoil Tools](#)
- Exemplo NACA 0024





# Curvas Coeficientes de Sustentação, Arrasto e Momento

- Aplicação [Airfoil Tools](#)
- Exemplo NACA 0024



# Airfoil

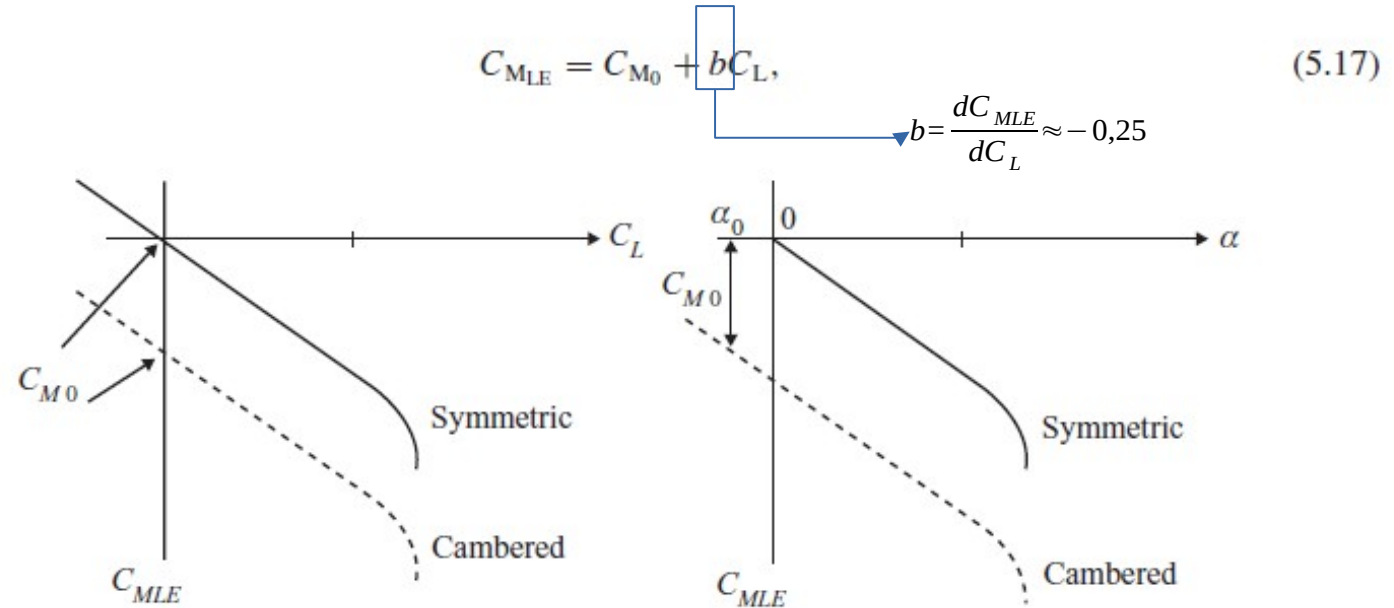
Acessem a aplicação Airfoil:

<http://www.airfoiltools.com/>

E procurem as curvas do perfil

NACA 23012

# Variação do Momento de Arfagem e o Centro Aerodinâmico



**Figure 5.8** Variation of the moment coefficient about the leading edge with the lift coefficient and angle of incidence.

$C_{M_{LE}}$  – no bordo de ataque do perfil

$C_{m0}$  – sustentação zero

# Centro Aerodinâmico

- Ponto no quarto de corda ( $\frac{1}{4} c$ ) onde o momento aerodinâmico  $C_{M_x}$  é igual a  $C_{M_0}$  e não varia com  $C_L$  ou com a incidência
- No aerofólio simétrico  $C_{M_0}$  é zero e o centro de pressão está no quarto de corda

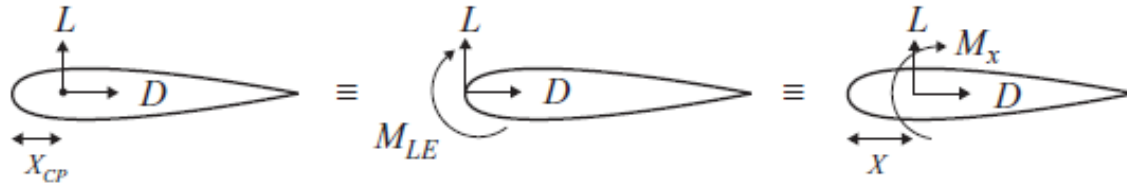


Figure 5.9 Forces and moments acting on an aerofoil for different reference points.

# Sustentação em uma Asa Tridimensional

Área da asa em planta:  $S_w = 2sc$  onde  $c$  é a corda média

A razão de aspecto é uma medida da esbeltez da asa  
(aeronaves comerciais...AR = 6 a 8)

$$AR = \frac{2s}{c} = \frac{(2s)^2}{S_w}$$

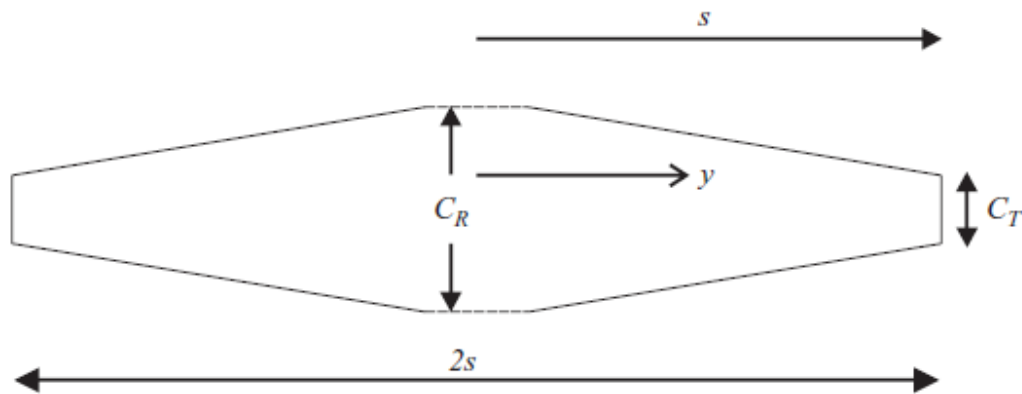


Figure 5.10 Dimensions of an unswept wing.

# Inclinação da Curva de Sustentação de uma Asa Finita Tridimensional

A inclinação da curva é chamada de  $a_w$ .

Considerando que a sustentação da asa tenha formato elíptico com zero nas pontas das asas:

$$a_w = \frac{a_1}{1 + a_1 / (\pi AR)}$$

# Coeficientes de Força e Momento para uma Asa Finita Tridimensional

$$C_L = \frac{Lift}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_w}$$

$$C_D = \frac{Drag}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_w}$$

$$C_M = \frac{Moment}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_w c}$$

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a_\infty} \quad \downarrow \quad Re = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty}$$

$$C_L = f_1(\alpha, Re, M_\infty)$$

$$C_D = f_2(\alpha, Re, M_\infty)$$

$$C_M = f_3(\alpha, Re, M_\infty)$$

# Teoria de Faixas para uma Asa Contínua (Strip Theory)

- número de faixas elementares (strips)
- coeficiente de sustentação dessas faixas é proporcional ao ângulo de incidência  $\alpha(y)$
- uma faixa não interfere nas demais
- efeitos de compressibilidade na raiz e na ponta são desprezados

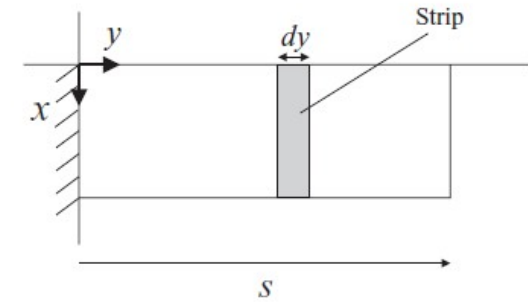
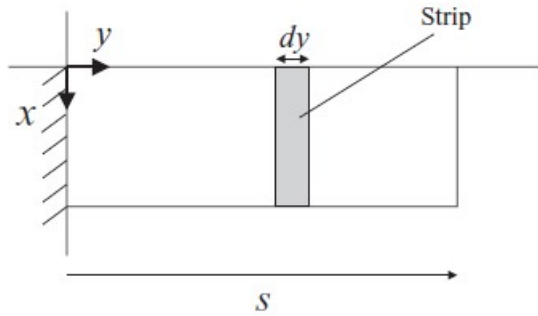


Figure 5.11 Aerodynamic 'strip' on a continuous rectangular wing.



# Teoria de Faixas para uma Asa Contínua (Strip Theory)

um elemento de faixa de largura  $dy$  e corda  $c$



$$dL = \frac{1}{2} \rho V^2 c d\alpha a_1 \alpha(y)$$

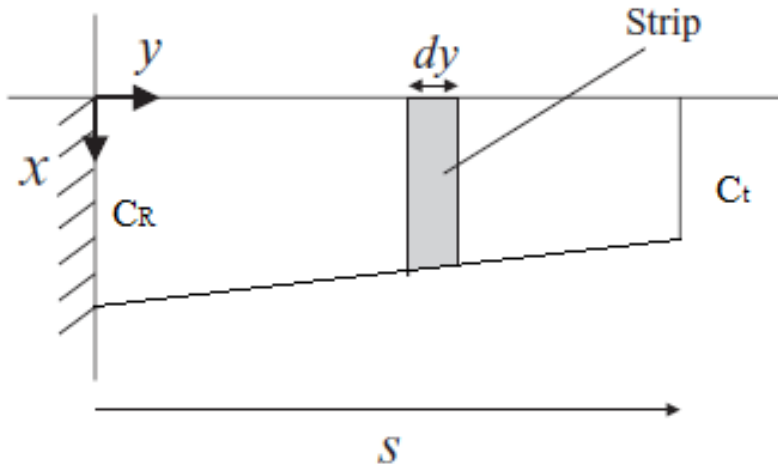


$$L_{TOTAL} = \int_0^s dL = \frac{1}{2} \rho V^2 c a_1 \int_0^s \alpha(y) dy$$

Figure 5.11 Aerodynamic 'strip' on a continuous rectangular wing.

# Teoria de Faixas para uma Asa Contínua (Strip Theory)

Na asa com afilamento a corda  $c(y)$  entra na integral



$$dL = \frac{1}{2} \rho V^2 c(y) dy a_1 \alpha(y)$$



$$L_{TOTAL} = \int_0^s dL = \frac{1}{2} \rho V^2 a_1 \int_0^s c(y) \alpha(y) dy$$

# Teoria de Faixas para uma Asa Contínua (Strip Theory)

Leva em conta o efeito da descontinuidade na ponta da asa gerando vórtices de ponta de asa

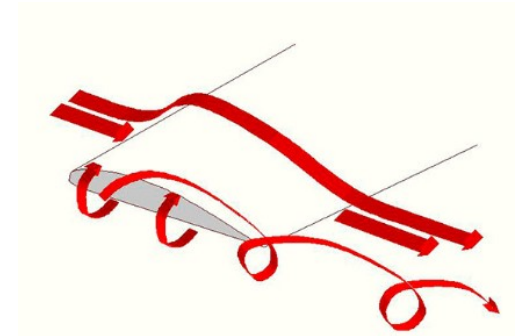
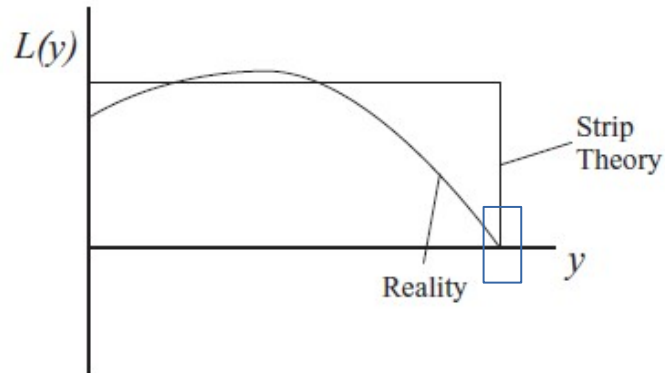


Figure 5.12 Spanwise lift distribution for a realistic wing and strip theory model.

# Asas Elípticas e Afiladas

A sustentação na ponta é desprezada devido a corda ser reduzida na ponta. Assim, modifica-se a expressão da teoria de faixas com o emprego de:

$$a_w = \frac{a_1}{1 + a_1 / (\pi AR)}$$



$$dL = \frac{1}{2} \rho V^2 c dy \boxed{a_w} \alpha(y)$$



$$L_{TOTAL} = \int_0^s dL = \frac{1}{2} \rho V^2 c \boxed{a_w} \int_0^s \alpha(y) dy$$

## Asas com pouco Afilamento -> Teoria de Faixas Modificada

$$a_w(y) = a_1 \left[ 1 - \left( \frac{y}{s} \right)^2 \right] \quad \text{or} \quad a_w(y) = a_1 \left[ 1 - \left( \frac{y}{s} \right) \right]^2 \quad \text{or} \quad a_w(y) = a_1 \cos \left( \frac{\pi y}{2s} \right)$$



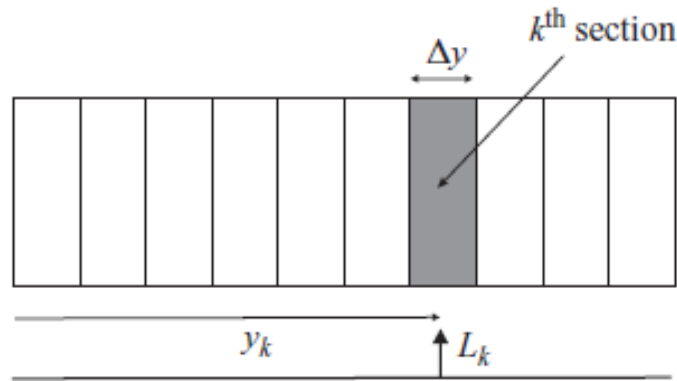
$$dL = \frac{1}{2} \rho V^2 c dy a_w \alpha(y)$$



$$L_{TOTAL} = \int_0^s dL = \frac{1}{2} \rho V^2 c a_w \int_0^s \alpha(y) dy$$

# Teoria de Faixas para uma Asa Discretizada

- asa é dividida em N seções finitas de largura  $\Delta y$
- k-ésima seção localizada a distância  $y_k$  da raiz
- a sustentação agindo na k-ésima faixa -  $L_k$ :



$$L_k = \frac{1}{2} \rho V^2 c a_w \alpha(y_k) \Delta y$$

$$L_{TOTAL} = \sum_{k=1}^N L_k$$

## Método dos Painéis – Panel Methods

- imprecisões na teoria das faixas devido a falta de interação entre as diferentes seções (não pode ser usado para caudas em T)
- a indústria usa o método de painéis onde a superfície de sustentação é discretizada em painéis e são usados elementos de escoamento potencial agindo em cada painel (vórtices ou dipolos)
- NÃO SERÁ ESTUDADO NESTE CURSO

# Arrasto em Asas Tridimensionais

- busca da maior razão sustentação/arrasto para ter maior alcance

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

$e' = 1$  ..asa elíptica  
 $0,85 < e' < 0,95$  .. aeronaves comerciais



$C_{D0}$  arrasto de perfil  
 $C_{Di}$  – arrasto induzido  
 $e'$  - fator de eficiência da envergadura

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e' AR}$$



# Arrasto em Asas Tridimensionais

- para reduzir o arrasto induzido:
  - asas elípticas ...  $e' = 1$
  - aumentar a razão de aspecto ..  
 $AR = 2s/c$
  - uso de Winglets aumenta AR

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e' AR}$$

# Influência dos Tipos de Arrasto

$$C_L = f_1(\alpha, Re, M_\infty)$$

$$C_D = f_2(\alpha, Re, M_\infty)$$

$$C_M = f_3(\alpha, Re, M_\infty)$$



$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a_\infty}$$

$$Re = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty}$$

RELEMBRANDO

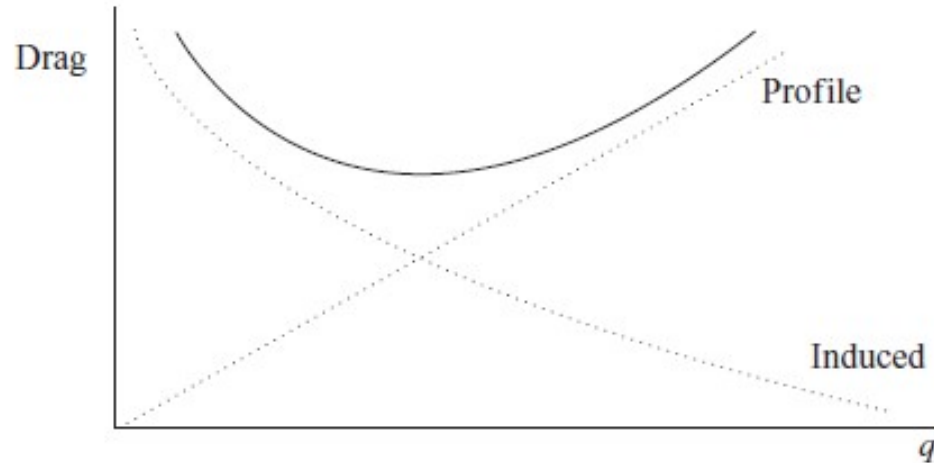


Figure 5.14 Variation of drag with dynamic pressure  $q$ .

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e' AR}$$

# Relação $C_L$ x $C_D$

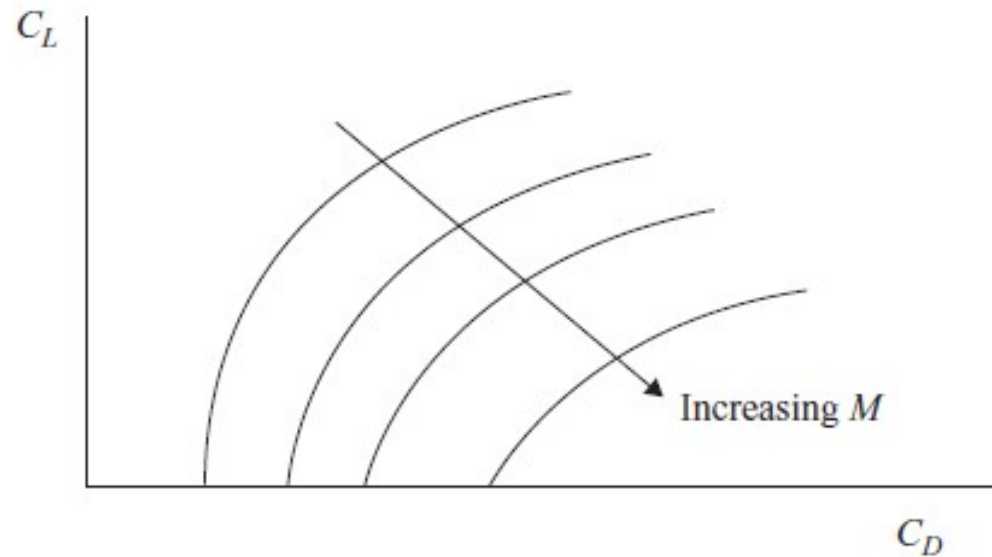
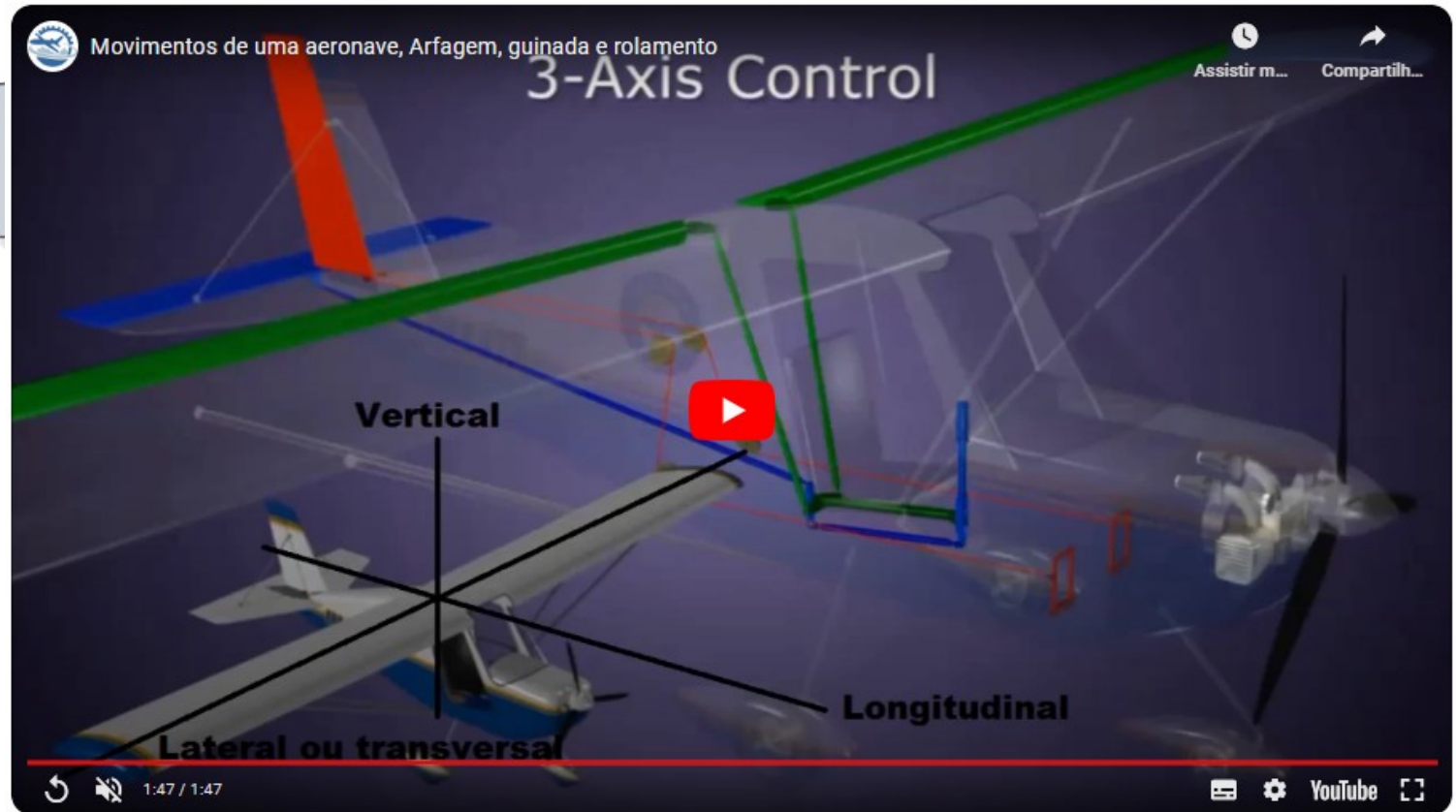


Figure 5.15  $C_L$  versus  $C_D$  for different Mach numbers.

# Manobras das Aeronaves



# Superfícies de Controle



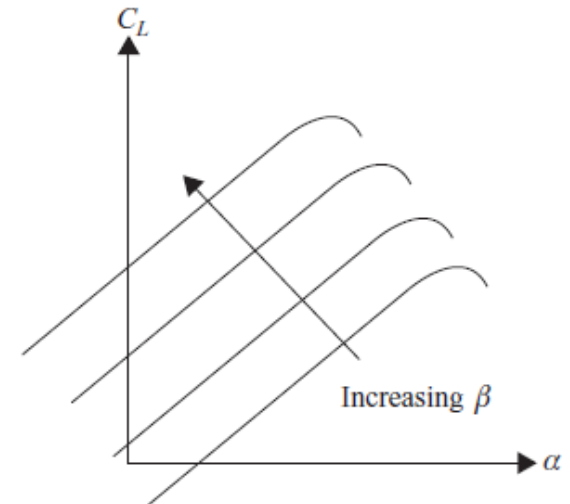
# Superfícies de Controle

Usadas para manobrar a aeronave por mudar a distribuição de pressão no aerofólio

O aumento do arqueamento aumenta o coeficiente de sustentação



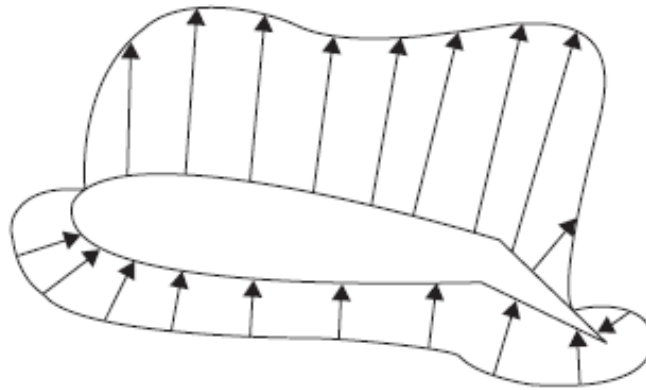
Figure 5.16 Two-dimensional aerofoil with a control surface.



# Superfícies de Controle

Aplicação da superfície de controle leva o centro de pressão para trás. E os coeficientes se alteram:

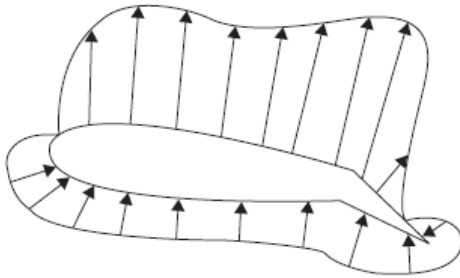
$$C_L = a_0 + a_1\alpha + a_2\beta \quad \text{and} \quad C_M = b_0 + b_1\alpha + b_2\beta,$$



Pressure distribution for an aerofoil with an applied control surface.

# Superfícies de Controle

$$C_L = a_0 + a_1\alpha + a_2\beta \quad \text{and} \quad C_M = b_0 + b_1\alpha + b_2\beta,$$



$a_2$ ...inclinação da curva de sustentação quando se aciona as superfícies de controle

$b_2$  ....inclinação da curva de momento de arfagem quando se aciona as superfícies de controle

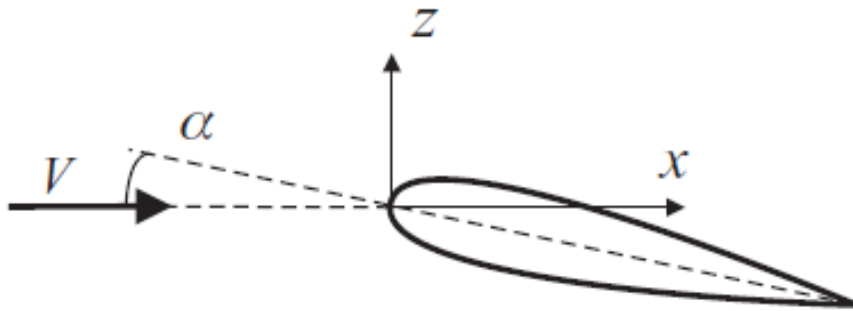
$E$ ...razão entre a corda da superfície de controle em relação a corda total do perfil

$$a_2 = \frac{a_1}{\pi} \left[ \cos^{-1} (1 - 2E) + 2\sqrt{E(1 - E)} \right] \quad \text{and} \quad b_2 = -\frac{a_1}{\pi} (1 - E) \sqrt{E(1 - E)}$$



# Teoria Pistão – Escoamento supersônico

A pressão agindo no perfil pode ser aproximada pela teoria pistão em altas velocidades  $M \gg 1$ :



$$P = \rho a V \alpha = \frac{\rho V^2}{M} \alpha,$$

Figure 5.19 Supersonic flow over an aerofoil.

# Escoamento Transônico

- É caracterizado pela presença de ondas de choque na superfície da asa
- ondas de choque alteram a subitamente a pressão e sua posição é dependente da condição de voo e também da geometria da corda da asa
- não é possível prever a distribuição de pressões usando teoria de faixa ou método de painéis

# Exercícios

1. An aerofoil of 2 m chord has  $C_{M0} = 0.02$ ,  $\alpha_0 = 1^\circ$ ,  $a_1 = 5.7/\text{rad}$ . The aerodynamic centre is at  $0.25c$  behind the leading edge. It is at an incidence of  $5^\circ$  in a wind speed of 50 m/s ( $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ ). Find the lift and pitching moment about the leading edge per unit span when a trailing edge flap angle is set at  $10^\circ$ . Take  $b_1 = 2.0/\text{rad}$  and assume that the lift increment due to the flap acts through the mid-chord point.
2. For a rigid wing of root chord 2 m and semi-span 6 m with incidence  $2^\circ$ , write a MATLAB program to compare the different lift distributions obtained using strip theory and modified strip theory. Determine the taper ratio that gives the closest strip theory lift distribution compared to the modified strip theories.