



INSTITUTO FEDERAL DE  
EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA  
SÃO PAULO

# Introdução ao Projeto de Aeronaves

## Aula 9 – Análise Aerodinâmica da Asa

**TAPERÁ**

**Aerodesign**

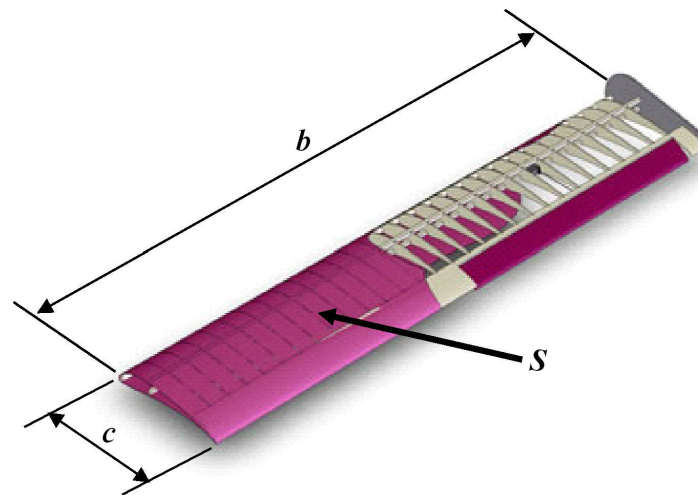


# Tópicos Abordados

- Asas de Envergadura Finita.
- Forma Geométrica e Localização da Asa na Fuselagem.
- Alongamento e Relação de Afilamento.
- Corda Média Aerodinâmica.
- Forças Aerodinâmicas e Momentos em Asas Finitas.
- Coeficiente de Sustentação em Asas Finitas.

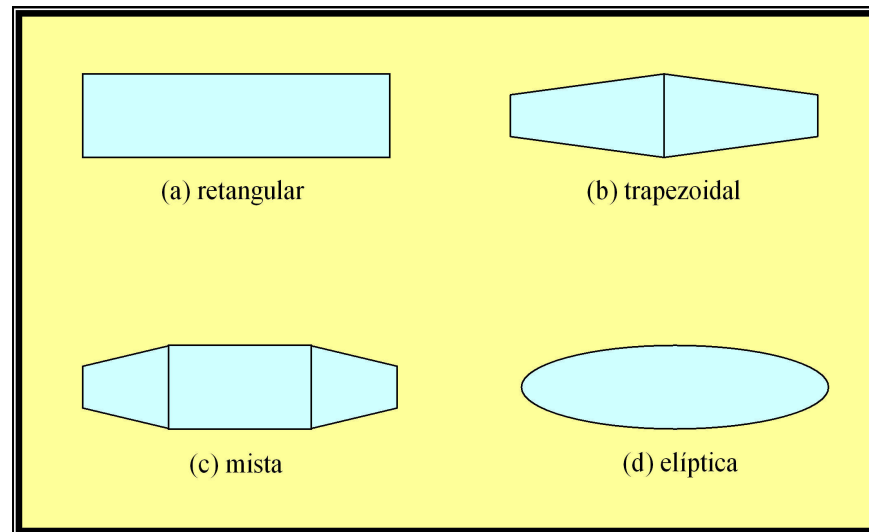
# Asa de Envergadura Finita

- A discussão apresentada nas aulas anteriores mostrou os conceitos aerodinâmicos fundamentais para o projeto e análise de desempenho de um perfil aerodinâmico, no qual o escoamento é estudado apenas sob o aspecto de duas dimensões (2D), ou seja, não se leva em consideração a envergadura da asa.
- Deste ponto em diante, a discussão aerodinâmica será realizada levando-se em consideração as dimensões finitas da asa.
- Na figura, a variável  $b$  representa a envergadura da asa,  $c$  representa a corda e  $S$  a área da asa.



# Forma Geométrica das Asas

- As asas dos aviões podem assumir uma enorme série de formas geométricas de acordo com o propósito do projeto em questão, porém os principais tipos são retangular, trapezoidal, elíptica e mista.



# Asa Retangular

- É uma asa de baixa eficiência aerodinâmica, ou seja, a relação entre a força de sustentação e a força de arrasto ( $L/D$ ) é menor quando comparada a uma asa trapezoidal ou elíptica, isto ocorre devido ao arrasto de ponta de asa também conhecido por arrasto induzido, que no caso da asa retangular é maior que em uma asa trapezoidal ou elíptica.
- A vantagem da asa retangular é a sua maior facilidade de construção e um menor custo de fabricação quando comparada as outras.
- A área em planta de uma asa retangular pode ser calculada a partir da seguinte equação.
- $b$  representa a envergadura da asa e  $c$  representa a corda que para este caso é invariável.

$$S = b \cdot c$$

# Asa Trapezoidal

- É uma asa de ótima eficiência aerodinâmica, pois com a redução gradativa da corda entre a raiz e a ponta da asa consegue-se uma significativa redução do arrasto induzido.
- Nesse tipo de asa o processo construtivo torna-se um pouco mais complexo uma vez que a corda de cada nervura possui uma dimensão diferente.
- A área em planta de uma asa trapezoidal pode ser calculada a partir da seguinte equação.
- $c_r$  representa a corda na raiz,  $c_t$  a corda na ponta e  $b$  a envergadura da asa.

$$S = \frac{(c_r + c_t) \cdot b}{2}$$

# Asa Elíptica

- Representa a asa ideal, pois é a que proporciona a máxima eficiência aerodinâmica, porém é de difícil fabricação e mais cara quando comparada às outras formas apresentadas.
- A área em planta de uma asa elíptica pode ser calculada a partir da seguinte equação.
- $b$  representa a envergadura e  $c_r$  a corda na raiz da asa.

$$S = \frac{\pi}{4} \cdot b \cdot c_r$$

# Asa Mista

- Apresenta características tanto da asa retangular como da asa trapezoidal ou elíptica, esse tipo de forma geométrica muitas vezes representa uma excelente solução para se aumentar a área de asa na busca de uma menor velocidade de estol sem comprometer o arrasto induzido.
- A área em planta de uma asa mista pode ser calculada a partir da composição adequada das equações que definem os outros modelos apresentados.



# Fixação das Asas na Fuselagem

- Quanto à posição de fixação da asa na fuselagem, a mesma pode ser classificada como alta, média ou baixa.



(a) Asa alta  
CESSNA C-182



(b) Asa média  
Yak-55



(c) Asa baixa  
Piper PA-32 Cherokee Six



Asa alta



Asa média



Asa baixa

# Asa Alta

- Esta configuração possui como vantagens os seguintes aspectos, melhor relação  $L/D$ , maior estabilidade lateral da aeronave, menor comprimento de pista necessário para o pouso uma vez que minimiza a ação do efeito solo e para aeronaves de transporte simplifica o processo de colocação e retirada de carga visto que a fuselagem se encontra mais próxima ao solo.

# Asa Média

- Esta configuração geralmente está associada com a menor geração de arrasto entre as três localizações citadas, pois o arrasto de interferência entre a asa e a fuselagem é minimizado, a maior desvantagem da utilização desse tipo de asa é problemas estruturais, uma vez que o momento fletor na raiz da asa exige a necessidade de uma estrutura reforçada na fuselagem da aeronave.

# Asa Baixa

- A maior vantagem de uma asa baixa está relacionada ao projeto do trem de pouso, pois em muitos casos a própria asa serve como estrutura para suportar as cargas atuantes durante o processo de taxiamento e pouso, outros aspectos vantajosos da utilização de uma asa baixa podem ser representados por uma melhor manobrabilidade de rolamento da aeronave além da necessidade de um menor comprimento de pista para a decolagem pois com a proximidade da asa em relação ao solo é possível aproveitar de forma significativa a ação do efeito solo, porém esse tipo de asa possui como aspecto negativo uma menor estabilidade lateral, muitas vezes necessitando da adição do ângulo de diedro como forma de se garantir a estabilidade da aeronave.

## Histórico do Posicionamento da Asa no AeroDesign

- Dados históricos da competição SAE AeroDesign mostram que a grande maioria das equipes tem optado pela aplicação de um projeto com asa alta, pois basicamente se obtém uma maior relação  $L/D$  e uma melhor estabilidade lateral, além de normalmente propiciar uma maior facilidade para a retirada da carga da aeronave.

# Alongamento em Asa Retangular

- Na nomenclatura aerodinâmica, o alongamento em asas de forma geométrica retangular representa a razão entre a envergadura e a corda do perfil e pode ser calculado de acordo com a equação a seguir.

$$AR = \frac{b}{c}$$

# Alongamento em Asas com Geometria Diferentes da Retangular

- Para asas com formas geométricas que diferem da retangular, o alongamento pode ser determinado relacionando-se o quadrado da envergadura com a área em planta da asa de acordo com a solução da equação a seguir.

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

# Características do Alongamento

- Informalmente, um alongamento elevado representa uma asa de grande envergadura geralmente com uma corda pequena, ao passo que um baixo alongamento representa uma asa de pequena envergadura e corda geralmente grande.
- O alongamento na prática é uma poderosa ferramenta para se melhorar consideravelmente o desempenho da asa, pois com o seu aumento é possível reduzir de maneira satisfatória o arrasto induzido.
- Porém, é importante comentar que um aumento excessivo do alongamento é muito satisfatório do ponto de vista do projeto aerodinâmico, mas pode trazer outros problemas operacionais e construtivos da aeronave.





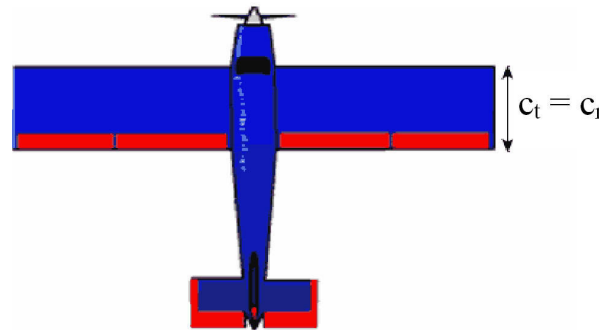
# Problemas Relativos ao Alongamento

- **Problemas de ordem estrutural:** a deflexão e o momento fletor em uma asa de alto alongamento tende a ser muito maior do que para uma asa de baixo alongamento, e, dessa forma, o aumento do alongamento provoca um aumento das tensões atuantes na estrutura necessitando de uma estrutura de maior resistência que acarreta diretamente no aumento de peso da aeronave.
- **Manobrabilidade da aeronave:** uma asa com alto alongamento possui uma razão de rolamento menor quando comparada a uma asa de baixo alongamento, devido ao seu maior braço de momento em relação ao eixo longitudinal da aeronave e ao seu maior momento de inércia.

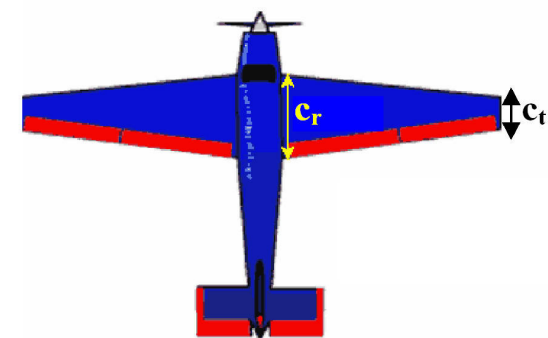
# Relação de Afilamento

- Define-se relação de afilamento  $\lambda$  de uma asa, como a razão entre a corda na ponta e a corda na raiz.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$



sem afilamento



com afilamento

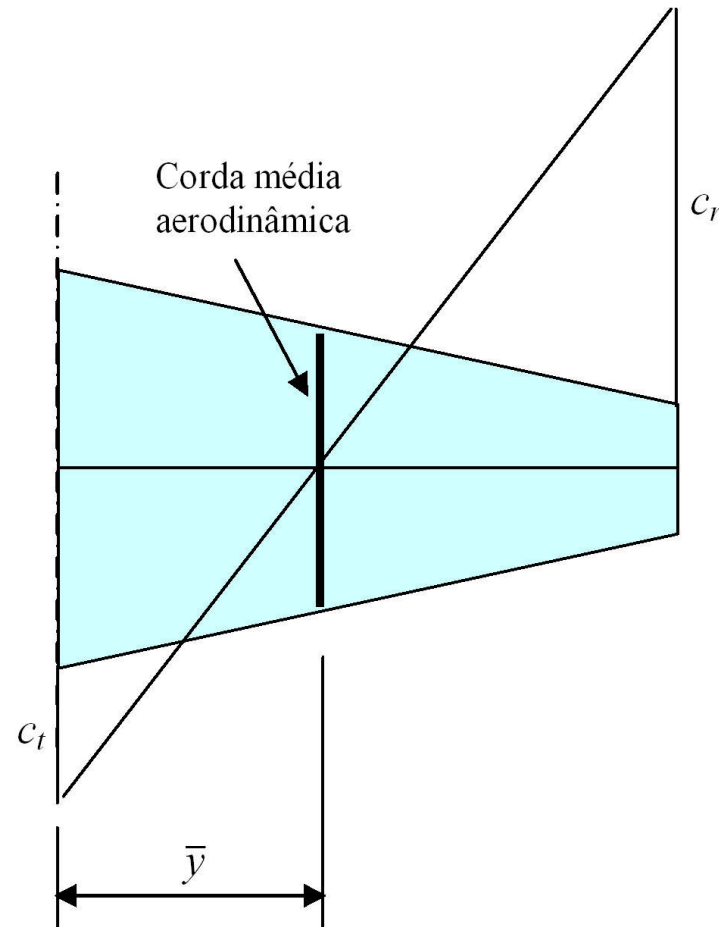
# Corda Média Aerodinâmica

- A corda média aerodinâmica é definida como o comprimento de corda que quando multiplicada pela área da asa, pela pressão dinâmica e pelo coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico da asa, fornece como resultado o valor do momento aerodinâmico ao redor do centro aerodinâmico do avião.
- O valor da corda média aerodinâmica e sua localização ao longo a envergadura da asa podem ser determinados a partir da solução matemática das equações a seguir.
- $b$  representa a envergadura da asa e  $\lambda$  a relação de afilamento.

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)$$

$$\bar{y} = \frac{b}{6} \left( \frac{1 + (2 \cdot \lambda)}{1 + \lambda} \right)$$

## Método Geométrico para Determinação da cma



# Forças Aerodinâmicas e Momentos em Asas Finitas

- Do mesmo modo que ocorre para o perfil, a asa finita também possui suas qualidades para geração de sustentação, arrasto e momento.
- A nomenclatura aeronáutica utiliza uma simbologia grafada em letras maiúsculas para diferenciar as características de uma asa em relação a um perfil, portanto os coeficientes aerodinâmicos de uma asa finita são denotados por  $C_L$ ,  $C_D$  e  $C_M$ .
- Esses coeficientes são responsáveis pela capacidade da asa em gerar as forças de sustentação e arrasto além do momento ao redor do centro aerodinâmico da asa.

# Equacionamento para Forças e Momentos em Asas Finitas

- As forças e momentos atuantes em uma asa podem ser calculados com a aplicação das equações apresentadas a seguir.
- Nessas equações,  $L$  representa a força de sustentação,  $D$  representa a força de arrasto,  $M$  representa o momento ao redor do centro aerodinâmico,  $S$  é a área da asa, e os coeficientes  $C_L$ ,  $C_D$  são característicos para uma asa de dimensões finitas e diferem dos coeficientes  $c_l$  e  $c_d$  do perfil.

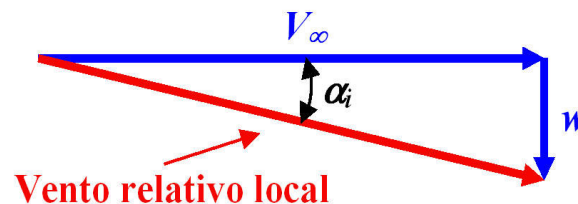
$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L$$

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

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_M$$

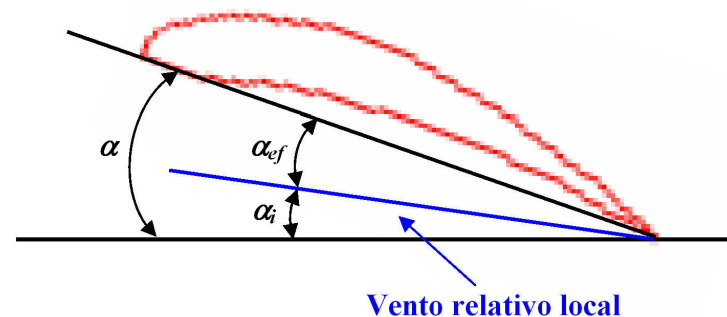
# Coeficiente de Sustentação em Asas Finitas

- A primeira pergunta intuitiva que se faz quando da realização do projeto de uma nova asa é se o coeficiente de sustentação dessa asa é o mesmo do perfil aerodinâmico?
- A resposta para essa pergunta é não, e a razão para existir uma diferença entre o coeficiente de sustentação da asa e do perfil está associada aos vórtices produzidos na ponta da asa que induzem mudanças na velocidade e no campo de pressões do escoamento ao redor da asa.
- Esses vórtices induzem uma componente de velocidade direcionada para baixo denominada “downwash” ( $w$ ). Essa componente de velocidade induzida é somada vetorialmente à velocidade do vento relativo  $V_\infty$  de modo a produzir uma componente resultante de velocidade chamada de vento relativo local.



# Ângulo de Ataque Induzido

- O vento relativo local é inclinado para baixo em relação a sua direção original, e o ângulo formado é denominado de ângulo de ataque induzido  $\alpha_i$ . Portanto, pode-se notar que a presença da velocidade induzida provoca na asa uma redução do ângulo de ataque e conseqüentemente uma redução do coeficiente de sustentação local da asa quando comparada ao perfil aerodinâmico.
- Em outras palavras, uma asa possui uma menor capacidade de gerar sustentação quando comparada a um perfil.

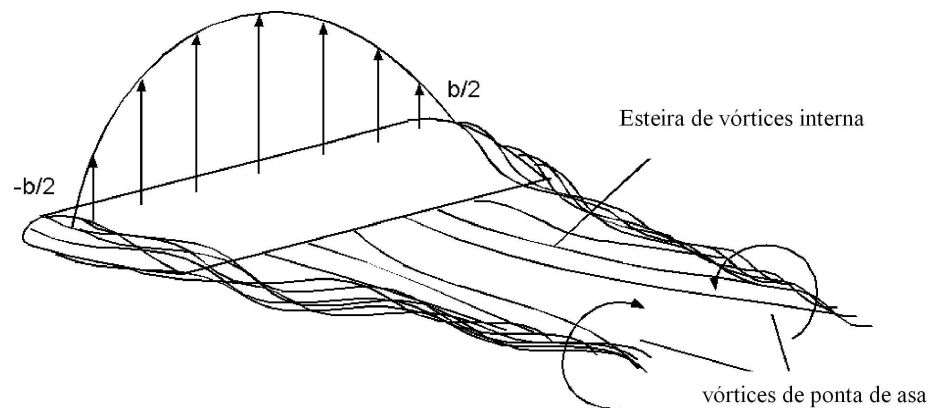




# Determinação do Ângulo de Ataque Induzido

- A determinação do ângulo de ataque induzido  $\alpha_i$  é geralmente complexa devido a sua dependência com relação à velocidade induzida ao longo da envergadura da asa.
- Um modelo teórico para a determinação da velocidade induzida pode ser obtido a partir do estudo da teoria da linha sustentadora de Prandtl, que prediz que para uma asa com distribuição elíptica de sustentação o ângulo de ataque induzido pode ser calculado pela seguinte equação.

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi \cdot AR}$$



# Determinação do $C_{Lm\acute{a}x}$ da Asa

- A partir das considerações realizadas, pode-se verificar que o coeficiente de sustentação obtido em uma asa é menor que o coeficiente de sustentação obtido pelo perfil, e assim, a questão agora é: quanto menor?
- A resposta para esta questão depende da forma geométrica e do modelo da asa.
- Na equação apresentada, claramente nota-se que um aumento no alongamento é benéfico para a capacidade de geração de sustentação na asa, uma vez que proporciona uma redução do ângulo de ataque induzido e aproxima as características da asa em relação ao perfil.

# Asas com Alto Alongamento

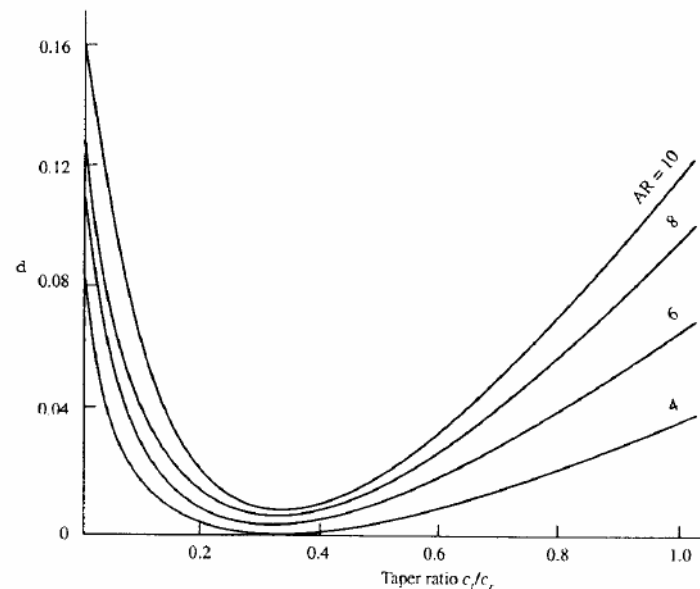
- Normalmente asas com grande alongamento ( $AR > 4$ ), representam uma escolha mais adequada para o projeto de aeronaves subsônicas.
- A teoria da linha sustentadora de Prandtl, permite entre outras propriedades, estimar o coeficiente angular da curva  $C_L$  versus  $\alpha$  da asa finita em função do coeficiente angular da curva  $c_l$  versus  $\alpha$  do perfil.
- O coeficiente angular da curva da asa pode ser calculado a partir da equação apresentada a seguir.

$$a = \frac{a_0}{1 + (a_0 / \pi \cdot e \cdot AR)}$$

# Fator de Eficiência de Envergadura

- A equação apresentada somente é válida para asas de alto alongamento operando em regime subsônico incompressível, onde  $a$  e  $a_0$  representam os coeficientes angulares das curvas da asa e do perfil respectivamente.
- O resultado obtido é dado em  $\text{rad}^{-1}$ .
- O fator  $e$ , é denominado fator de eficiência de envergadura da asa e representa um parâmetro que depende do modelo geométrico da asa e é muito influenciado pelo alongamento e pela relação de afilamento da asa.
- O parâmetro  $\delta$  presente na equação é denominado fator de arrasto induzido sendo uma função do alongamento da asa e da relação de afilamento  $\lambda$ . A Figura mostra o gráfico da variação do fator  $\delta$  em função da relação de afilamento para asas com diferentes alongamentos.

$$e = \frac{1}{1 + \delta}$$



# Asas com Baixo Alongamento

- Para asas com alongamento inferior a 4, uma relação aproximada para o cálculo do coeficiente angular da curva  $C_L$  versus  $\alpha$  foi obtida por Helmbold's baseada na teoria da superfície sustentadora, sendo esta equação representada a seguir.

$$a = \frac{a_0}{\sqrt{1 + \left(\frac{a_0}{\pi \cdot AR}\right)^2} + \frac{a_0}{\pi \cdot AR}}$$

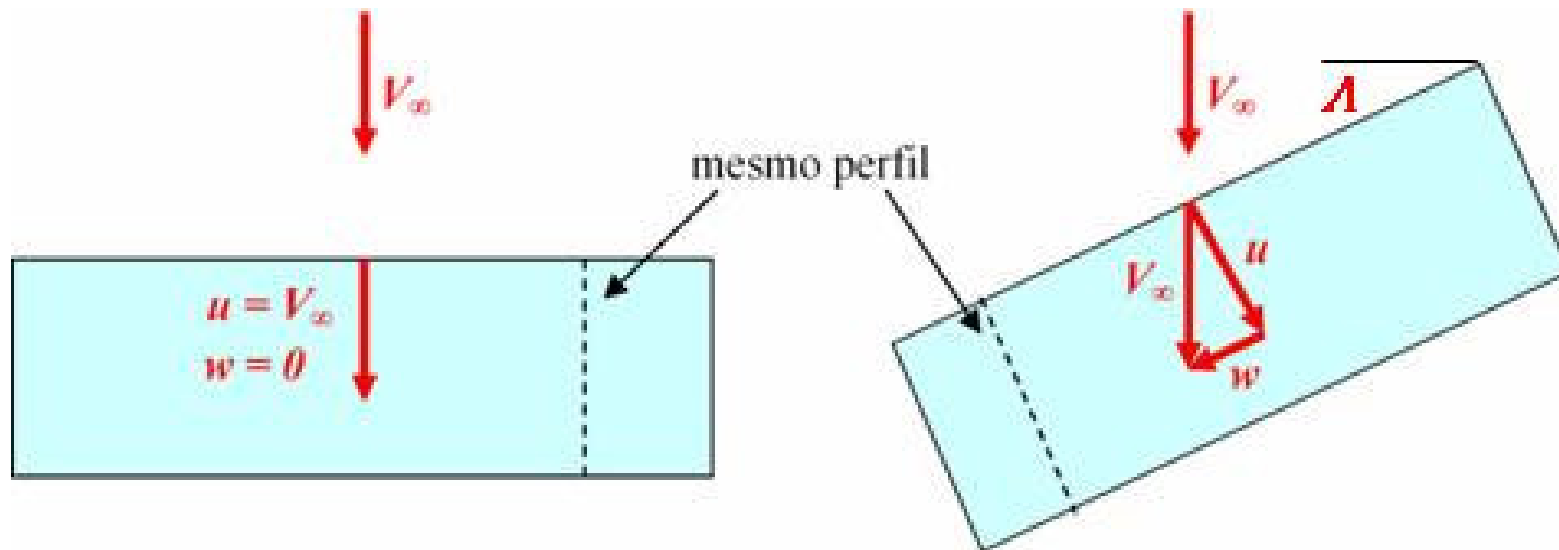
# Asas Enflechadas

- A função principal de uma asa com enflechamento é reduzir a influência do arrasto de onda existente em velocidades transônicas e supersônicas.
- Geralmente uma asa enflechada possui um coeficiente de sustentação menor quando comparada a uma asa não enflechada, este fato está diretamente associado à diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa.

# Escoamento na Asa Enflechada

- Como a distribuição de pressão sobre a seção de um aerofólio orientada perpendicularmente ao bordo de ataque da asa é principalmente governada pela componente de velocidade  $u$  atuante ao longo da corda e considerando que a componente de velocidade  $w$  paralela ao bordo de ataque da asa provoca um efeito mínimo na distribuição de pressão, é possível identificar que se o valor de  $u$  para uma asa enflechada é menor que o valor de  $u$  para uma asa não enflechada, a diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa enflechada será menor que a de uma asa não enflechada, pois a diferença de pressão depende diretamente da velocidade incidente, e, portanto, pode-se concluir que o coeficiente de sustentação gerado na asa enflechada tende a ser menor que o coeficiente de sustentação gerado na asa não enflechada.

# Representação do Escoamento

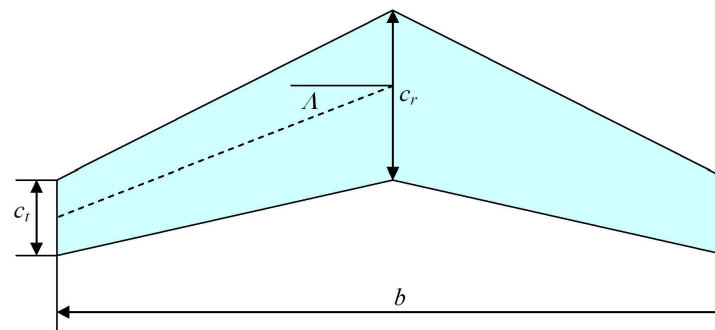




# Equação para a Asa Enflechada

- Normalmente, o ângulo de enflechamento da asa é referenciado a partir da linha de corda média e o coeficiente angular da curva  $CL$  versus  $\alpha$  para uma asa enflechada pode ser determinado de forma aproximada pela equação apresentada por Kuchemann.
- Esta equação é válida para uma asa enflechada em regime de vôo incompressível. Nesta equação é importante observar que o coeficiente angular da curva  $c_l$  versus  $\alpha$  do perfil também foi corrigido para uma asa enflechada pelo termo  $a_0 \cos \Lambda$ .

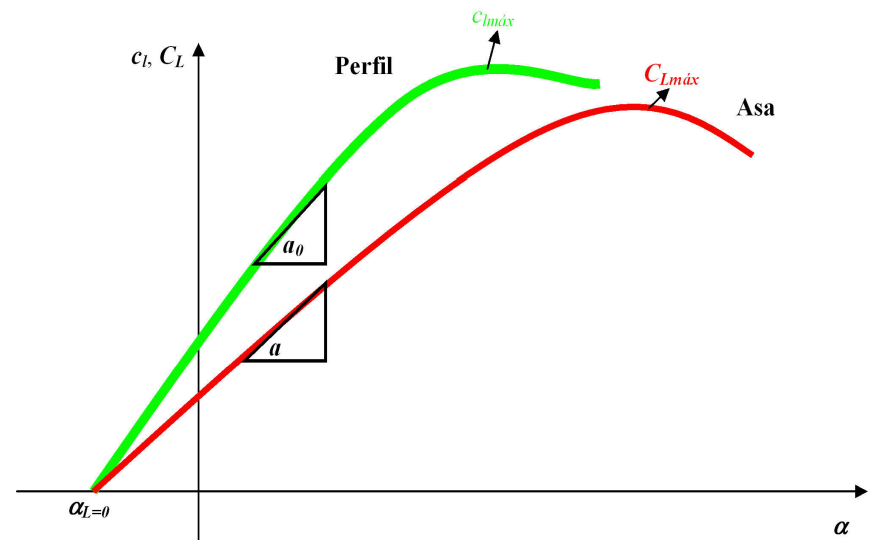
$$a = \frac{a_0 \cdot \cos \Lambda}{\sqrt{1 + [(a_0 \cdot \cos \Lambda) / (\pi \cdot AR)]^2} + (a_0 \cdot \cos \Lambda) / (\pi \cdot AR)}$$



# Comparação entre Asa e Perfil

- Para cada um dos três casos citados, o coeficiente angular da curva  $C_L$  versus  $\alpha$  da asa finita sempre será menor que o do perfil.
- A região linear da curva  $C_L$  versus  $\alpha$  da asa pode ser calculada multiplicando-se o coeficiente angular da curva da asa com a diferença entre o ângulo de ataque e o ângulo de ataque para sustentação nula sas de Envergadura Finita.

$$C_L = a \cdot (\alpha - \alpha_{L=0})$$



# Tema da Próxima Aula

- O Estol e suas Características.
- Influência da Forma Geométrica da Asa na Propagação do Estol.
- Aerodinâmica da Utilização de Flapes na Aeronave.