

Monitoria de Aeronaves

Aula 2 - Aerodinâmica 2D

Prof. Dr. Fernando Martini Catalano
Gabriel Setim Porto Alegre
Rodrigo Marin Torres
Vinícius Rocha Monteiro

Escola de Engenharia de São Carlos
Departamento de Engenharia Aeronáutica
Universidade de São Paulo

28 de março de 2020

Aula de Hoje:

- 1 Objetivos
- 2 Conceitos Fundamentais
- 3 Aerodinâmica 2D
- 4 Projeto de Aerofólios
- 5 Resumo
- 6 Referências

Objetivos

Objetivos:

- Apresentar conceitos fundamentais importantes;
- Entender como surge a sustentação;
- Brevemente explicar como calcular o arrasto;
- Enxergar a distribuição de pressão em um aerofólio;
- Entender os principais parâmetros de projeto em um aerofólio;

Ou pelo menos começar a aceitar algumas coisas... 😊

Conceitos Fundamentais

Conceitos Fundamentais

Você é o responsável pelo ensaio em túnel de vento dessa aeronave:



O objetivo do ensaio é testar várias asas diferentes. Para saber qual a melhor opção, serão medidas as forças de sustentação e arrasto através de uma balança.

Conceitos Fundamentais

Eis que você têm os resultados dos primeiros testes:

Resultados dos ensaios						
Asa:	α [°]:	ρ [kg/m ³):	S [m ²):	V[m/s):	L [N]:	D [N]:
01	0.0	1.0	1.0	10.0	100	20
01	0.0	1.1	1.0	10.0	110	22
01	0.0	1.0	1.0	20.0	400	80
02	0.0	1.0	2.0	10.0	200	40

A partir dos resultados, você brilhantemente percebe que a sustentação (L) e o arrasto (D) são proporcionais a densidade do ar (ρ), a área de asa (S) e ao quadrado da velocidade (V^2). Logo, pode propor equações!

Conceitos Fundamentais

Coeficientes Aerodinâmicos:

Equação da Sustentação

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

Equação do Arrasto

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

Equação do Momento

$$M = \frac{\rho V^2 C_M S c}{2}$$

Onde:

ρ : Densidade do Ar [kg/m^3]

V: Velocidade do escoamento [m/s]

S: Área de Referência [m^2]

c: Corda [m]

Coeficientes adimensionais utilizados para quantificar a sustentação, arrasto e momento. São utilizados durante o projeto da aeronave e para efeito comparativo.

Conceitos Fundamentais

Dois números fundamentais para o projeto aerodinâmico são o número de Reynolds e o número de Mach.

Número de Reynolds

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

Número de Mach

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

Onde:

ρ : Densidade do Ar [kg/m^3]

V: Velocidade do escoamento [m/s]

μ : Viscosidade Dinâmica [$kg/m * s$]

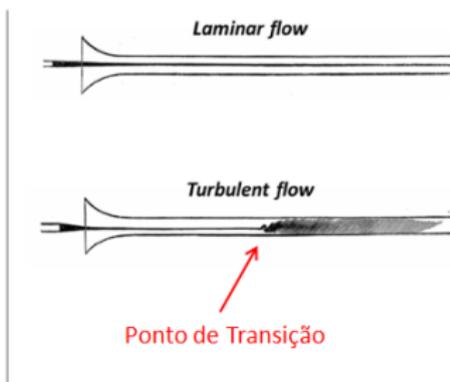
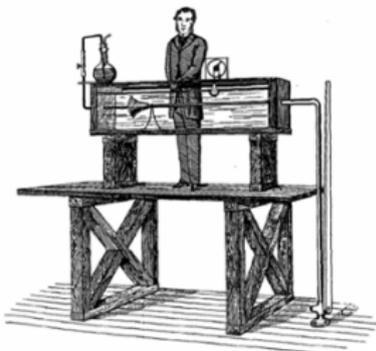
c: Comprimento de Referência (corda no 2D) [m]

a: velocidade do som nas condições de voo

O Re indica a relação entre forças viscosas e inerciais. Quanto menor o Re, mais importante são as forças viscosas. Já o M indica a relação entre a velocidade do escoamento em relação à velocidade do som local (nas condições de temperatura locais).

Reynolds

O número de Reynolds surgiu a partir de experimentos de Osborne Reynolds em seu túnel de água.

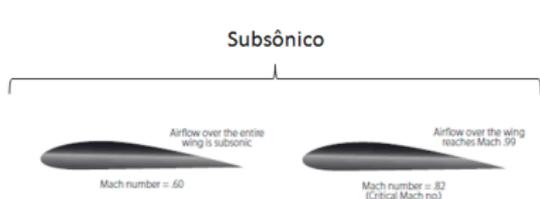


Ao aumentar a velocidade do fluido, Reynolds notou que o escoamento se alterava. O escoamento que antes era bem ordenado (**laminar**) passou a ser caótico (**turbulento**). E ele notou a existência de um ponto de **transição** do escoamento laminar para o turbulento.

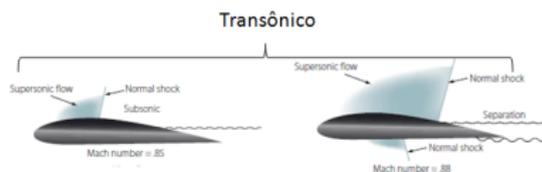
Conceitos Fundamentais

Regime de Voo:

Em cada regime de voo, o escoamento se comporta de forma distinta. Contudo, os regimes têm definições relativamente vagas. Em geral:



Em escoamentos subsônicos não há ondas de choque. O número de Mach do escoamento local permanece sempre inferior a 1.

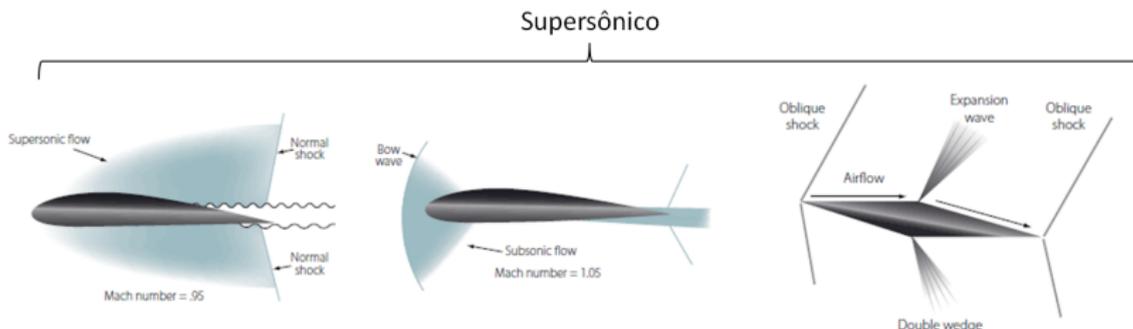


Os escoamentos transônicos são classificados por apresentarem regiões subsônicas e supersônicas ($Mach > 1$). Observa-se a formação de ondas de choque

Conceitos Fundamentais

Regime de Voo:

Em cada regime de voo, o escoamento se comporta de forma distinta. Contudo, os regimes têm definições relativamente vagas. Em geral:



Em escoamentos supersônicos apresentam Mach maior a 1. Perfis do tipo "Diamante" são mais apropriados para este regime.

Conceitos Fundamentais

Regime de Voo:

Em cada regime de voo, o escoamento se comporta de forma distinta. Contudo, os regimes têm definições relativamente vagas. Em geral:

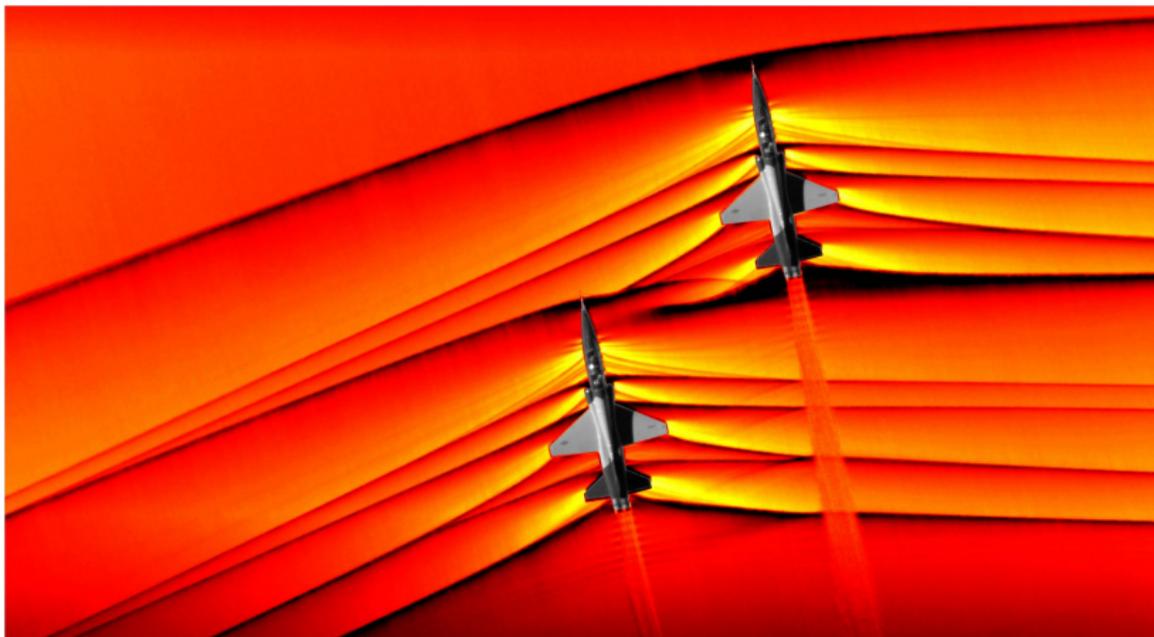
Hipersônico



Escoamentos hipersônicos apresentam dissociação molecular e ionização. Geralmente esses fenômenos ocorrem em Machs superiores a 5.

Exemplos:

Regime de Voo: Supersônico?

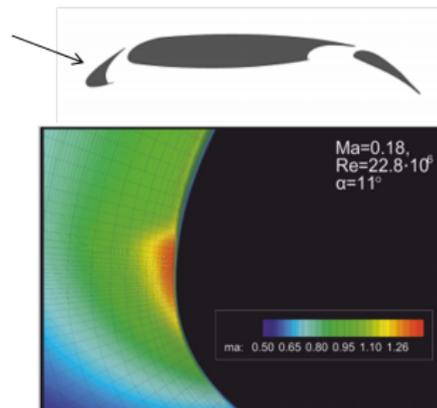


Interações entre ondas de choques. Aeronaves F-4 em vôo supersônico. Técnica: Schlieren Photograph, créditos: NASA.

Exemplos:

Regime de Voo: Subsônico?

Pouso de uma aeronave comercial. Velocidade típica: 0.18 Mach



Observe que o Mach local é superior a 1 na região do bordo de ataque do slat.
 Créditos: DLR. Fonte: On the most common misunderstanding on high-lift flows.

Pressões

Pressão:

Existem vários conceitos de **pressão**. É importante ter em mente as diferenças:

Pressão estática: é a pressão exercida pelo fluido em repouso. Usualmente denotada por p .

Pressão dinâmica: está relacionada ao movimento do fluido. É a energia cinética por unidade de volume. É calculada como $1/2\rho V^2$ e denotada por q

Pressão de estagnação: É a soma das pressões estática e dinâmica. $(p+1/2\rho V^2)$

Pressão devido ao efeito gravitacional (coluna): Dado pela contribuição da energia potencial. Igual a ρgh

Pressão total: soma da pressão estática, dinâmica e gravitacional $(p_0=p+1/2\rho V^2+\rho gh)$

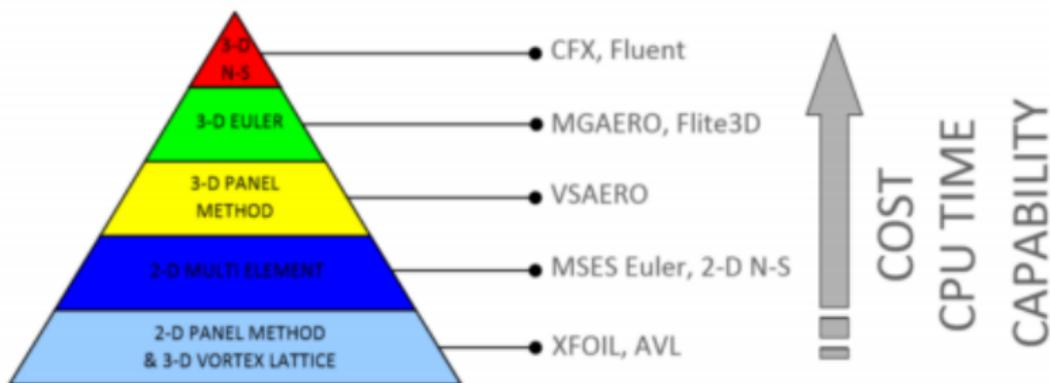
Aerodinâmica 2D



Pirâmide da Fidelidade

Fidelidade dos modelos

"Não existe almoço grátis!". Para modelar os fenômenos mais complexos, é necessário utilizar mais recursos computacionais.

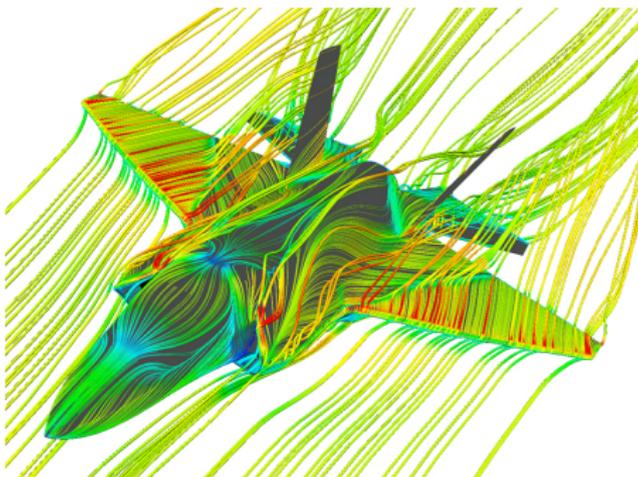


Como recursos são limitados, é importante saber onde e quando utilizá-los. Em qual fase de projeto devo aplicar um CFD ou quando utilizar uma abordagem mais simples. Na aula de hoje, começaremos pela base da pirâmide.

O que quero dizer com Aerodinâmica 2D?

Veja uma simulação computacional de uma aeronave completa

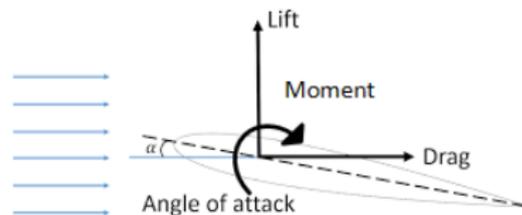
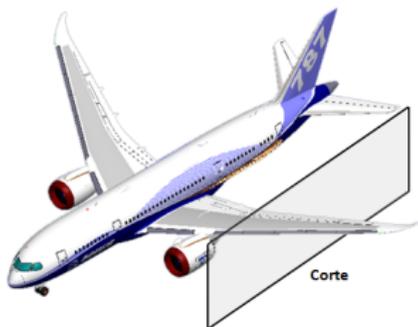
Observe que as linhas de escoamento fazem caminhos complexos e extremamente tridimensionais (3D).



Ao fazer a análise 2D, estamos desprezando efeitos em um eixo e simplificando o problema. A análise é feita numa seção transversal. Começaremos por aí.

Aerodinâmica 2D

Ao fazer o corte transversal na asa, temos o aerofólio ou perfil



Vamos entender como funciona o processo de sustentação e arrasto no aerofólio.

Sustentação

Artigo da Scientific American do dia 01/02/2020

O processo de sustentação é complexo. Existem teorias mais simples que explicam, mas com suas limitações. Faremos um resumo.



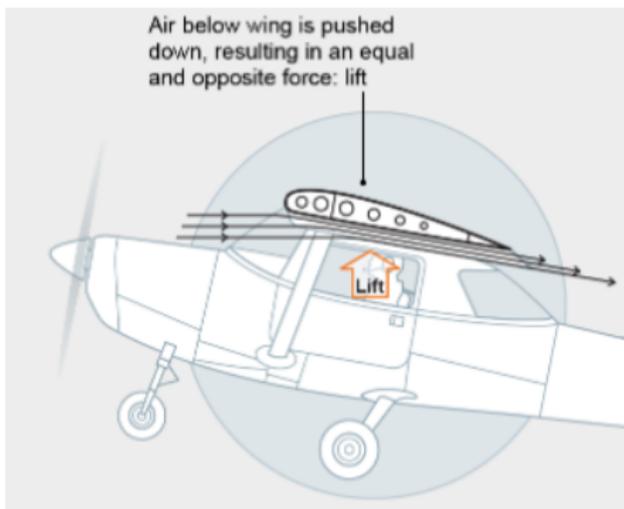
Sustentação

Em resumo:

- **Matematicamente falando**, engenheiros sabem projetar e calcular aeronaves. Contudo, as equações não explicam como a sustentação ocorre.
- **Existem duas teorias simples** que iluminam as forças e fatores da sustentação, porém as duas são incompletas.

Sustentação

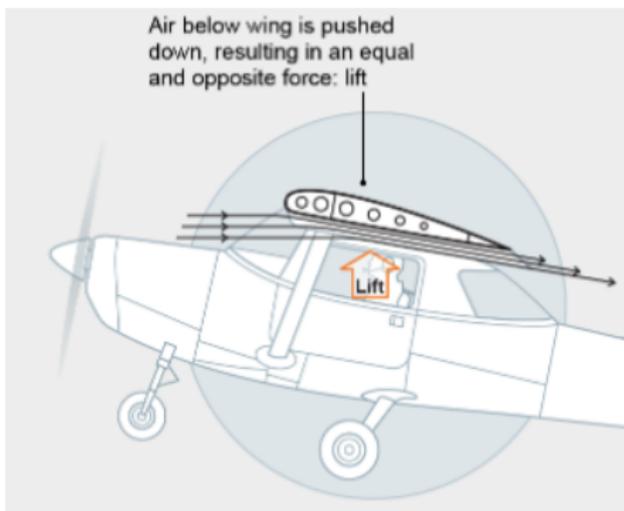
Teoria 01 - Terceira Lei de Newton



A explicação mais simples para a geração de sustentação é dada pela terceira Lei de Newton: A asa empurra o ar para baixo e o ar empurra a asa para cima.

Sustentação

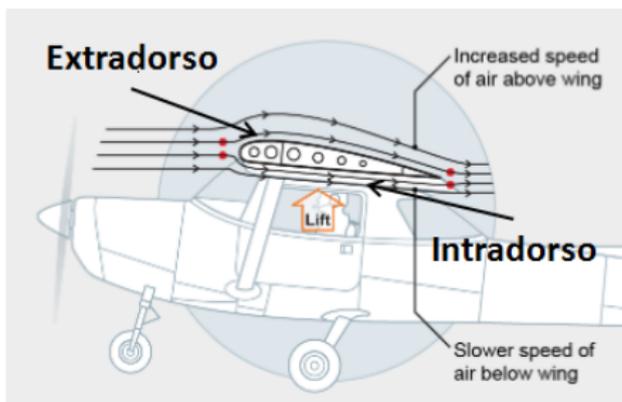
Teoria 01 - Terceira Lei de Newton



Contudo, ela não explica como surgem regiões de alta e de baixa pressão na asa.

Sustentação

Teoria 02 - Teorema/Equação de Bernoulli



A explicação clássica dada pelo teorema de Bernoulli diz que a sustentação ocorre devido a curvatura do aerofólio. As partículas de ar do extradorso são mais rápidas que as partículas do intradorso.

Sustentação

Teoria 02 - Teorema/Equação de Bernoulli

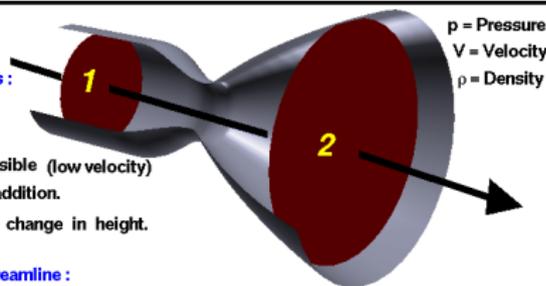


Bernoulli's Equation

Glenn
Research
Center

Restrictions :

- Inviscid
- Steady
- Incompressible (low velocity)
- No heat addition.
- Negligible change in height.



p = Pressure
 V = Velocity
 ρ = Density

Along a streamline :

static pressure + dynamic pressure = total pressure

$$p_s + \frac{\rho V^2}{2} = p_t$$

$$\left(p_s + \frac{\rho V^2}{2}\right)_1 = \left(p_s + \frac{\rho V^2}{2}\right)_2$$

A equação de Bernoulli é uma equação da conservação de energia e ela relaciona velocidade com a pressão. Observe que uma velocidade menor no intradorso causa uma pressão maior. E uma velocidade maior no extradorso resulta numa pressão menor. Do equilíbrio de forças verticais, observa-se uma força resultante para cima, a **Sustentação**.

Sustentação

Teoria 02 - Teorema/Equação de Bernoulli

Apesar de realmente o ar no extradorso ser mais rápido do que o do intradorso. A equação não explica porque isso acontece. Ela apenas diz que se acontecer, existirá uma variação na pressão e, conseqüentemente, a sustentação.

Observe que a equação de Bernoulli necessita de várias hipóteses. Entre elas:

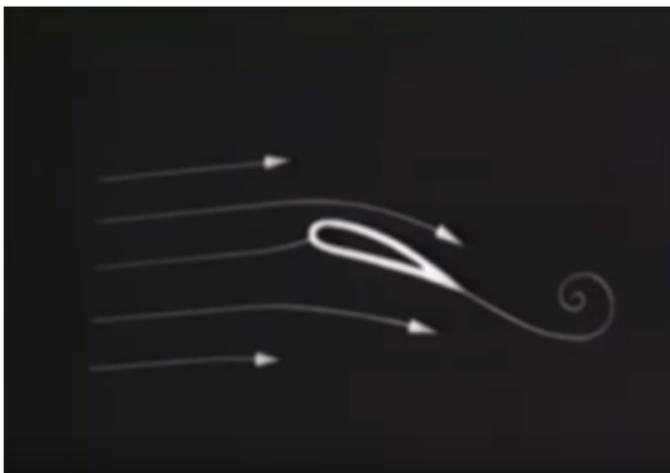
- Escoamento unidimensional: Analisamos o escoamento ao longo de uma linha de escoamento (*streamline*);
- Escoamento invíscido: desprezamos a viscosidade;
- Regime permanente: o escoamento é estacionário;
- Escoamento irrotacional: a pressão total não varia entre as *streamlines* (mais detalhes no futuro).
- Subsônico - Contudo, é possível deduzir a equação de Bernoulli levando em conta efeitos da compressibilidade;
- Adiabático: sem trocas de calor com o meio externo;

Guarde para o futuro: Use Bernoulli com sabedoria!

Sustentação

A melhor explicação: Vórtice de partida e circulação

Quando o ar começa a se movimentar pelo aerofólio, observa-se a formação de um vórtice de partida. Esse vórtice está relacionado ao movimento do ar nas superfícies do aerofólio.

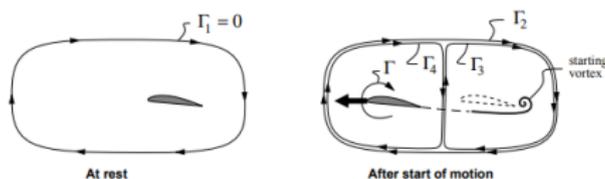


Note que sua origem é no bordo de fuga do aerofólio.

Sustentação

A melhor explicação: Vórtice de partida e circulação

Quando o aerofólio entra em movimento é gerada uma circulação não nula Γ_4 . Observações experimentais mostram que o vórtice de partida é responsável pela circulação Γ_3 . A esteira está associada a condição de Kutta sendo satisfeita para todo momento.



Resolvendo o circuito que foi construído na segunda figura, temos:

$$\Gamma_2 = \Gamma_3 + \Gamma_4$$

Mas sabemos que a circulação inicial ($\Gamma_1 = 0$) deve ser igual a final (depois que o aerofólio entrou em movimento). Assim:

$$\Gamma_2 = \Gamma_1 = 0$$

Portanto, o aerofólio e o vórtice de partida devem ter circulações de igual intensidade, porém em sentidos opostos:

$$\Gamma_3 = -\Gamma_4$$

Sustentação

A melhor explicação: Vórtice de partida e circulação

O vídeo do link irá facilitar a visualização do processo:

<https://www.youtube.com/watch?v=VcggiVSf5F8&feature=youtu.be>



Na segunda parte do vídeo, o escoamento é interrompido. Nota-se que o ar é direcionado para baixo (ação). Pela terceira Lei de Newton, a reação é a sustentação.

Sustentação e Arrasto

Conclusão e Resumo:

Vimos três explicações a respeito de como a sustentação é gerada. A respeito do arrasto, teremos uma aula dedicada ao assunto, já que é possível enxergá-lo e separá-lo de várias formas possíveis.

Para calcular (quantificar) a sustentação e o arrasto, são necessárias duas informações: como as forças de pressão estão distribuídas (distribuição de pressão) e como as forças viscosas estão distribuídas (camada limite).

Não entraremos em detalhes agora, mas a integração (soma) dessas forças no aerofólio nos permite obter a sustentação e o arrasto. E a partir das informações do escoamento e geométricas da aeronave, como densidade, velocidade e corda e/ou área de asa, podemos calcular os coeficientes aerodinâmicos.

Projeto de Aerofólios

Aerofólios

Observe a diferença entre os aerofólios:

Aeromodelo:



E374

Subsônico
Baixo Reynolds
Baixo Mach

AeroDesign



Subsônico
Baixo Reynolds
Baixo Mach

Planador:



AL-02-009-17

Subsônico
Baixo Reynolds
Baixo Mach

Turbohélice Comercial



Subsônico
Reynolds Mediano

Jato Comercial



Transônico
Alto Reynolds

Caça:



Supersônico
Alto Reynolds

Eles operam em condições extremamente diferentes. Diferentes regimes de voo, número de Reynolds e número de Mach. Os tipos de aeronaves também impõe requisitos distintos.

Aerofólios - Como avaliá-los?

Os **coeficientes aerodinâmicos** são utilizados para avaliar preliminarmente o desempenho dos perfis. Uma vez que os coeficientes mudam com o ângulo de ataque. É interessante observar os gráficos desses coeficientes. É o que faremos agora. Estes gráficos são chamados de polares aerodinâmicas.

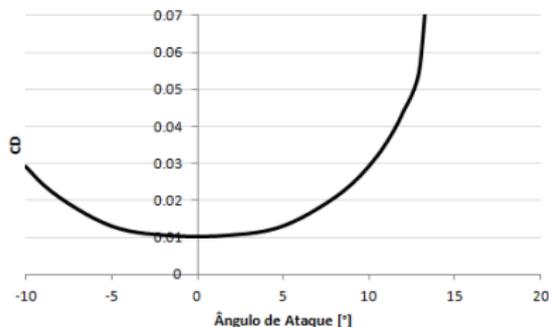
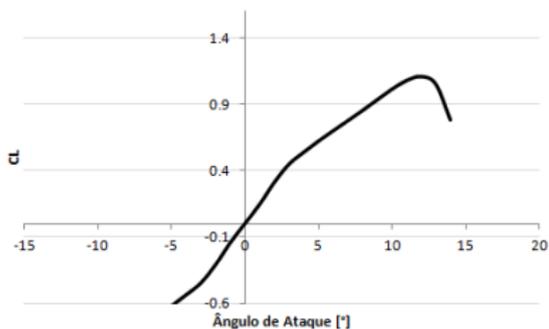


Figura: Aerofólio NACA 0012

A seguir são mostradas as polares aerodinâmicas teóricas para o perfil simétrico Naca 4-dígitos 0012. As polares foram obtidas através de simulações utilizando o software XFOil. Vocês terão uma aula dedicada para aprender a mexer no programa

Aerofólios - Polares Aerodinâmicas

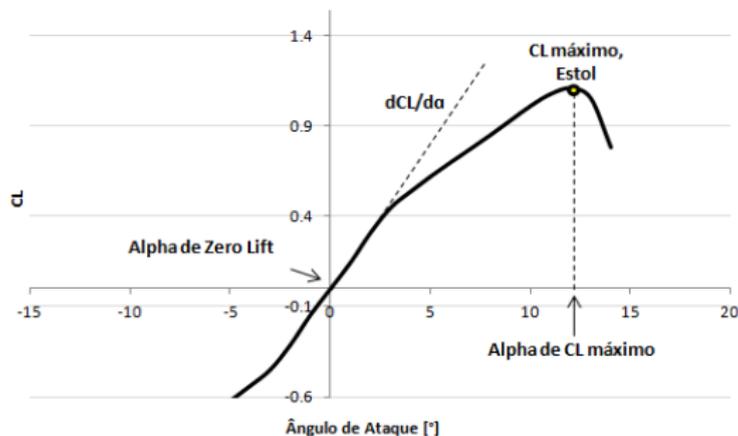
Este aerofólio simétrico é muito utilizado no estabilizador vertical de aeronaves gerais.



Observe os formatos característicos das curvas C_l x α e C_d x α .

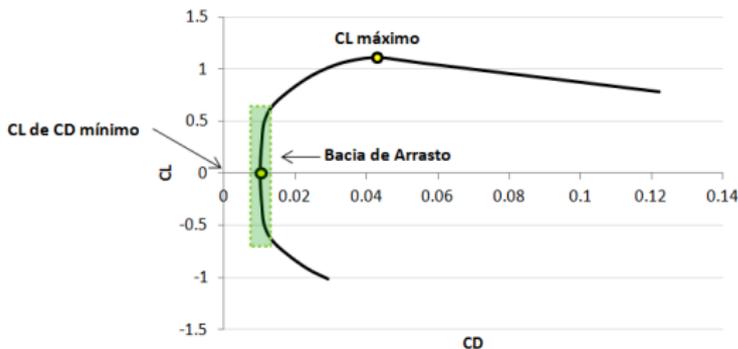
Aerofólios - Curva CL x Alpha

Agora olharemos com detalhes a curva CL x Alpha. Existem pontos importantes nessa curva. Destacados abaixo:



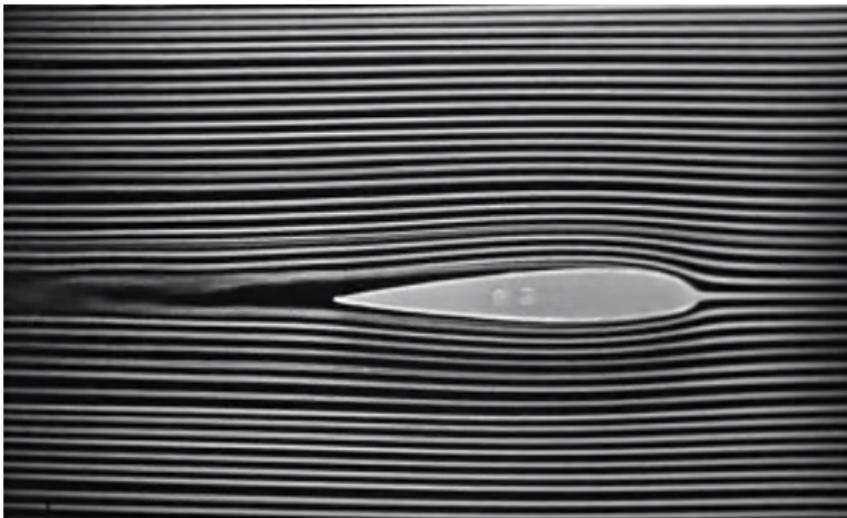
Aerofólios - Curva CL x CD

Para avaliar o arrasto, é mais interessante olhar CL x CD. Uma vez que podemos observar qual o intervalo de CL que possui menor CD.



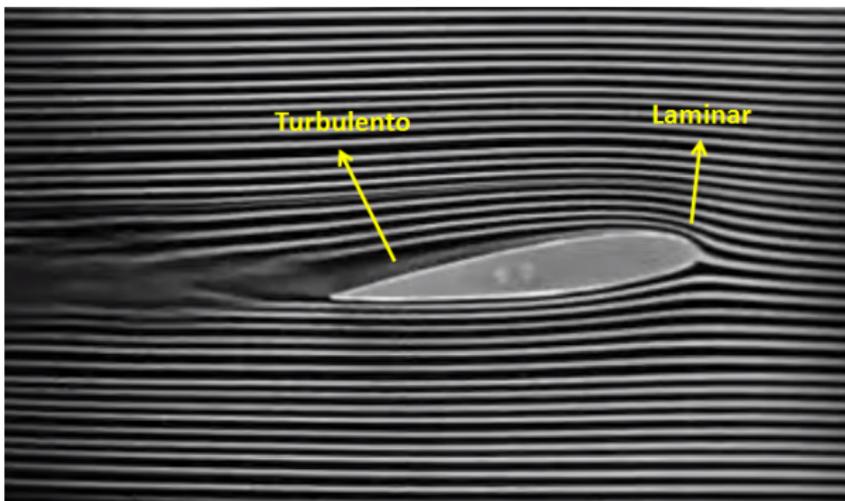
Aerofólios - Ensaio em túnel

Vamos dar uma olhada em ensaios em túnel com fumaça. Esse ensaio permite observar o caminho percorrido pelas partículas de ar. Observe um aerofólio simétrico com ângulo de ataque nulo.



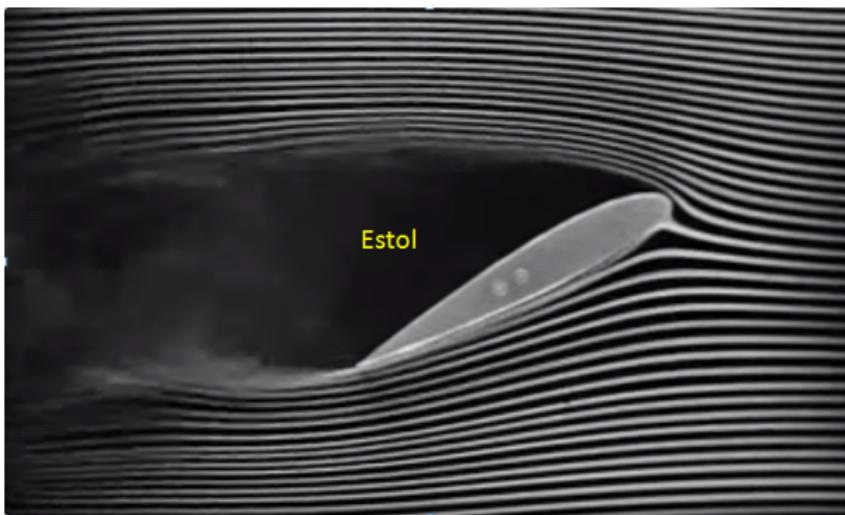
Aerofólios - Ensaio em túnel

Agora observe o que acontece ao aumentar o ângulo de ataque. É possível observar que as linhas no extradorso ficam mais próximas. Nota-se também uma região com escoamento ordenado (mais próximo do laminar) e uma região com escoamento caótico (turbulento).



Aerofólios - Ensaio em túnel

Em altos ângulos de ataque ocorre o estol. O escoamento está **separado** e a aeronave perde sustentação. Veja o completo caos nessa situação.



Aerofólios - Ensaio em túnel

Vejam o vídeo completo em:

https://www.youtube.com/watch?v=3_WgkVQWtno

Outros vídeos legais:

https://www.youtube.com/watch?v=sV_6E1Lh7yo

Aerofólios - Distribuição de Pressão

Coeficiente de Pressão:

A distribuição de pressão é a alma do projeto aerodinâmico e é importante nos acostumarmos a interpretá-la.

Uma vez que a pressão atuante no aerofólio depende das propriedades do escoamento (velocidade, densidade, etc), é mais fácil utilizar um coeficiente adimensional. Este coeficiente é chamado coeficiente de pressão e é dado por:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}$$

Onde:

p : Pressão total local

p_∞ : Pressão total do escoamento

ρ_∞ : densidade do escoamento

V_∞ : Velocidade do escoamento

Aerofólios - Distribuição de Pressão

Utilizando a equação de Bernoulli, é possível simplificar a equação e achar uma relação com a velocidade local do escoamento:

$$C_p = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2$$

Podemos destacar pontos importantes:

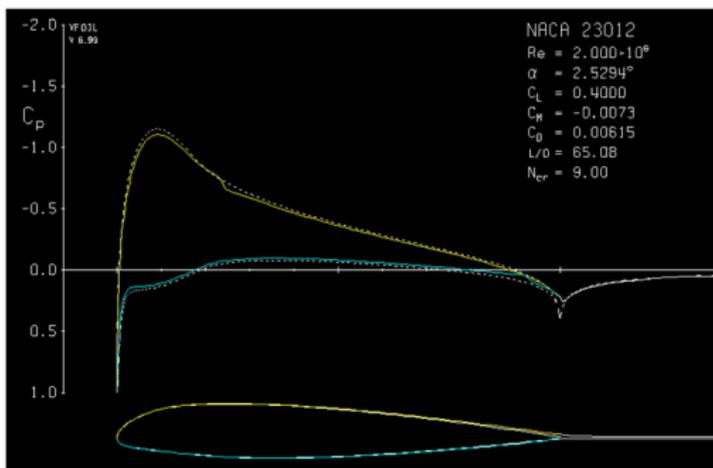
$C_p = 0$: A pressão é a mesma do fluxo livre

$C_p = 1$: Velocidade local é zero. Essa é a definição de **ponto de estagnação**.

Inspecionando a equação, podemos notar que quando a velocidade local é superior a do escoamento, o C_p é negativo. Enquanto que se a velocidade local for inferior a do escoamento, o C_p é positivo.

Aerofólios - Distribuição de Pressão

A forma mais fácil de visualizar a distribuição de pressão é através do gráfico de C_p x x/c . Vamos treinar como ler este gráfico:

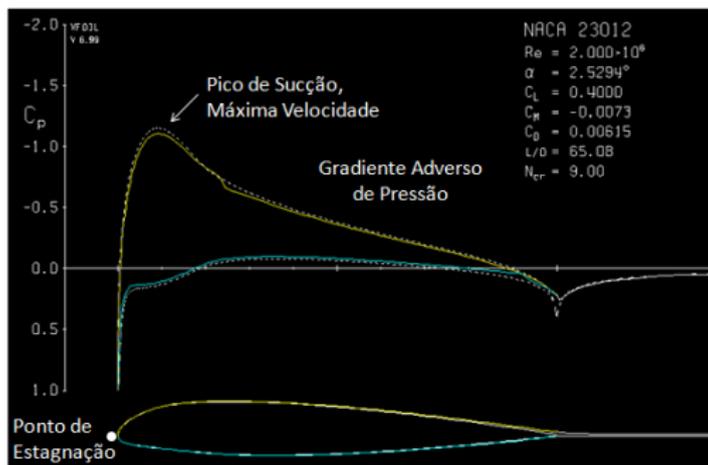


Note que existem duas curvas: a amarela e a azul. Elas representam a pressão no extra e intradorso, respectivamente.

O eixo x mostra o parâmetro x/c . É a posição ao longo da corda normalizada, desta forma ele varia de 0 a 1. Perceba que o eixo Y é invertido. Isso é para facilitar a leitura. Lembre-se que C_p s negativos mostram que a velocidade local é superior a do escoamento.

Aerofólios - Distribuição de Pressão

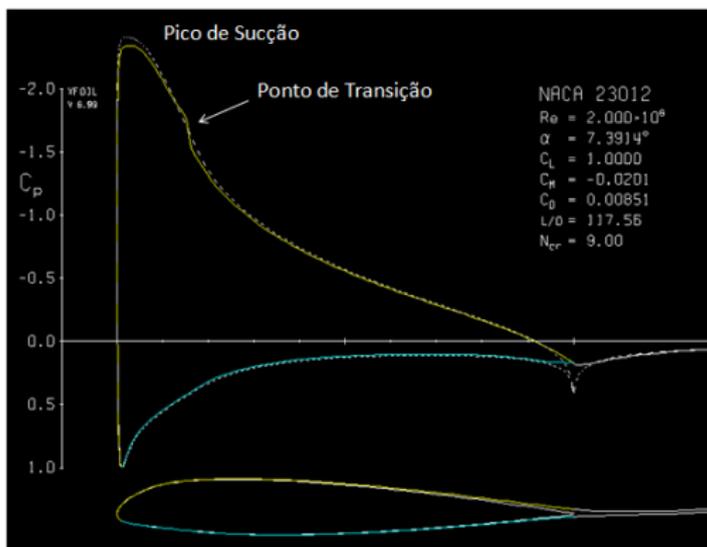
Vamos dar uma olhada na distribuição de pressão no aerofólio NACA 24012 com $Re=2e6$ na condição de $C_L=0.4$:



Observe os pontos destacados. Eles serão explicados melhor no futuro.

Aerofólios - Distribuição de Pressão

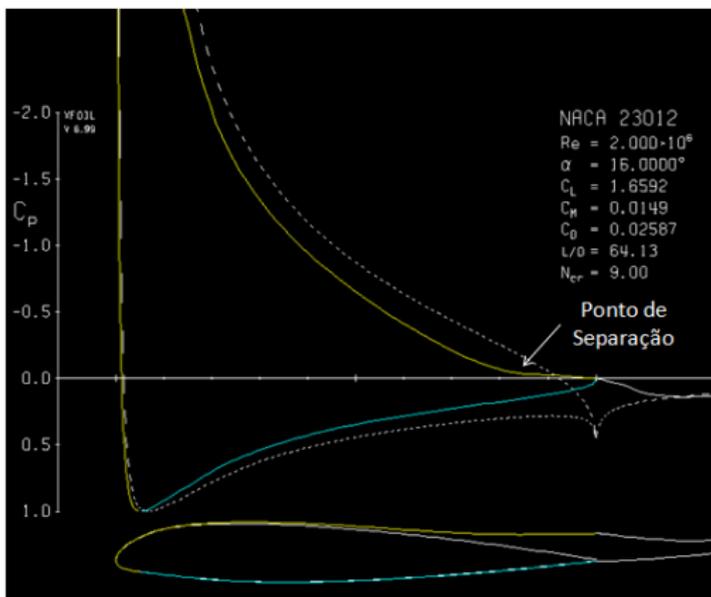
Note o que ocorre com a distribuição de pressão quando aumentamos o C_L do aerofólio.



Note que o pico de sucção aumenta. Que o gradiente adverso de pressão fica mais intenso, o que leva o ponto de transição mais para frente.

Aerofólios - Distribuição de Pressão

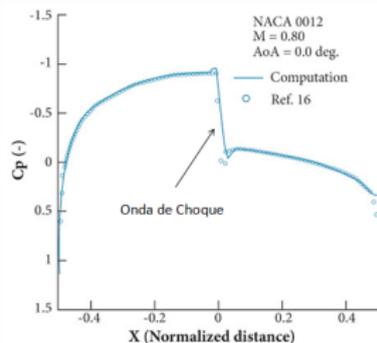
Aumentando ainda mais o ângulo de ataque, deixando-o próximo ao estol, percebemos o grande aumento do pico de sucção e que já ocorre regiões de separação no extradorso.



Observe que após o ponto de separação, a pressão se mantém praticamente constante.

Aerofólios - Distribuição de Pressão

Já em regime transônico ($Mach=0.8$), a seguinte distribuição de pressão mostra os efeitos de uma onda de choque. Veja como esse fenômeno causa mudanças significativas.



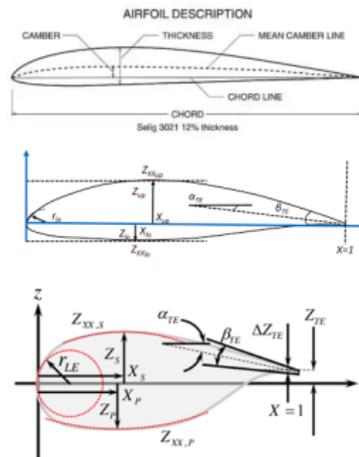
A intensidade da onda de choque pode causar a separação da camada limite. O projeto aerodinâmico de aerofólios transônicos deve ser feito com cuidado e utilizando ferramentas adequadas, capazes de prever as ondas de choque e suas interações com a camada limite.

Aerofólios - Geometria

E quais parâmetros podemos mudar para alterar a distribuição de pressão e, conseqüentemente, as polares aerodinâmicas?

Geometria!

- Camber
- Espessura
- Raio do Bordo de Ataque
- Espessura do Bordo de Fuga
- Posições do camber e espessura máximos
- Ângulo do Bordo de Fuga

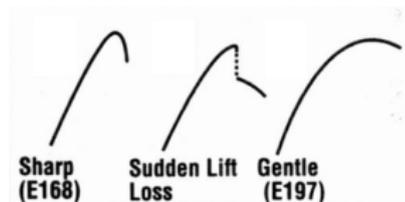


Existem muitos métodos de parametrização geométrica de aerofólios. Isso será abordado no futuro.

O que queremos em um bom aerofólio?

Há diversos parâmetros que devemos observar durante o projeto de um aerofólio. Entre eles:

- CL máximo
- CL de projeto (baixo CD)
- CD mínimo
- L/D
- CM (arrasto de trimagem)
- tipo de estol
- espessura (estruturas e volume interno)
- formação de ondas de choque (altos Machs)
- *constraints* de construção



Resumo

Resumo

Na aula de hoje:

- Conceitos fundamentais como coeficientes aerodinâmicos, coeficiente de pressão, número de Reynolds, número de Mach, regimes de voo, pressão estática, pressão dinâmica e pressão total;
- Vimos as principais explicações de como surge a sustentação. Vimos o modelo de Newton, a equação de Bernoulli e o vórtice de partida/circulação;
- Vimos como os coeficientes aerodinâmicos são apresentados (polares) e destacamos pontos importantes dessas curvas;
- Olhamos como é a distribuição de pressão ao longo de um aerofólio (Gráfico C_p x x/c). O que acontece com ela quando aumentamos o ângulo de ataque. Pontos importantes do gráfico foram destacados;
- Principais parâmetros geométricos de um aerofólio foram apresentados.

Por fim, esta aula foi extensa e com muitos conceitos. Conceitos que serão apresentados durante toda a graduação para vocês. Não se preocupe se não entendeu agora, você terá as matérias de Aerodinâmica 1,2,3, experimental e computacional para se acostumar com tantos termos :)

Referências

Referências

Referências utilizadas para esta aula:

- Artigo da Scientific American: <https://www.scientificamerican.com/article/no-one-can-explain-why-planes-stay-in-the-air/>
- Artigo sobre interações entre ondas de choque: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/features/supersonic-shockwave-interaction.html>
- Circulação e Sustentação: <http://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/fluids/Spring2008/LectureNotes/f01.pdf>
- Livro: Basics of R/C Model Aircraft Design - Practical Techniques for Building Better Models - Andy Lennon
- Livro: The Glider - Stelio Frati
- Livro: Synthesis of Subsonic Airplane Design - Edgard Torenbeek