

Monitoria de Aeronaves

Aula 3 - Aerodinâmica 3D

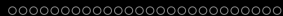
Prof. Dr. Fernando Martini Catalano
Gabriel Setim Porto Alegre
Rodrigo Marin Torres
Vinícius Rocha Monteiro

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

28 de abril de 2020

Aula de Hoje:

- 1 Objetivos
- 2 Conceitos Fundamentais
- 3 Aerodinâmica 3D
- 4 Lições Aprendidas
- 5 Resumo
- 6 Atividades



Objetivos

Objetivos:

- Apresentar conceitos fundamentais importantes;
- Se familiarizar com os valores de alongamento da asa de diversas aeronaves;
- Entender como o projeto 3D se diferencia do 2D;
- Entender a formação dos vórtices de ponta de asa;
- Ser apresentado ao arrasto induzido.

Conceitos Fundamentais

Alongamento:

Um dos conceitos mais importantes para o dimensionamento e cálculo de superfícies aerodinâmicas tridimensionais é o alongamento.

Alongamento

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

Onde:

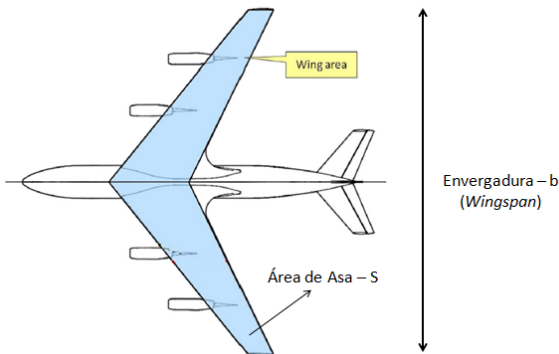
b : Envergadura [m]

S : Área da superfície [m^2]

Notem que esta é mais uma grandeza adimensional.

Alongamento

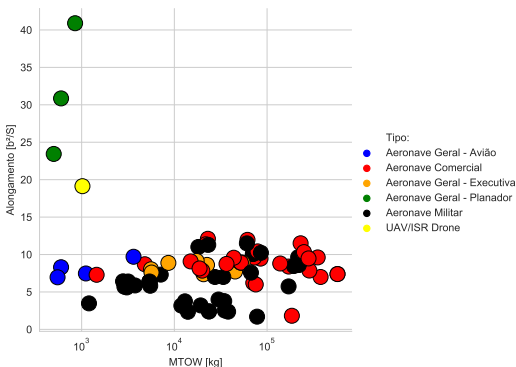
A figura abaixo facilita o entendimento do alongamento:



Da mesma forma que calculamos o alongamento da asa, podemos calcular o alongamento de outras superfícies, como o estabilizador vertical e horizontal.

Qual é um valor de alongamento de asa razoável?

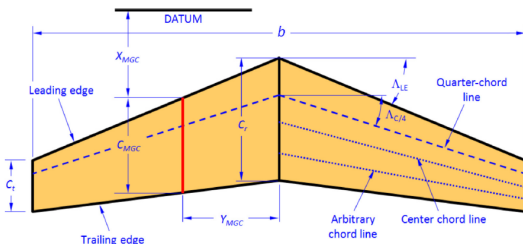
A partir da base de dados que vocês preencheram, foi feito o seguinte gráfico que relaciona o AR com o MTOW para diferentes categorias de aeronaves:



Vejam que a maioria das aeronaves têm alongamentos menores que 10. Exceto para os planadores e drones de asa fixa de grande porte.

Afilamento, cordas, enflechamento:

Além do alongamento, outros parâmetros geométricos são necessários para caracterizar uma superfície aerodinâmica. Entre eles:



Onde:

Datum - Linha/Plano de referência da aeronave

Leading Edge - Bordo de Ataque

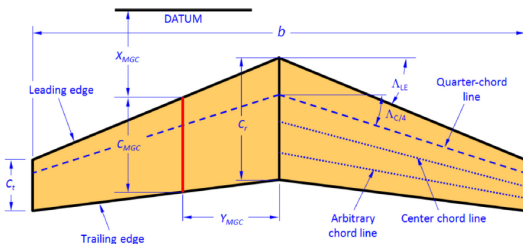
Trailing Edge - Bordo de Fuga

C_T : **Tip Chord** - Corda da Ponta

C_R : **Root Chord** - Corda da Raiz

Quarter-chord Line - Linha do 1/4 da corda

Afilamento, cordas, enflechamento:



Onde:

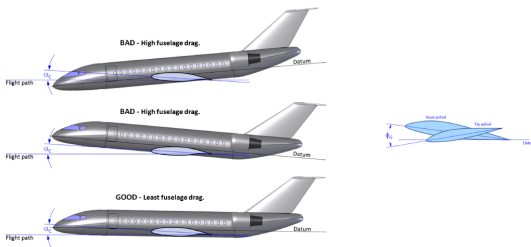
Razão de Afilamento $\lambda = \frac{C_T}{C_R}$.

C_{MGC} **Corda Média Geométrica:** Corda Média da Asa

$\Lambda_{1/4}$ **Ângulo de enflechamento da asa:** é definido como o ângulo entre a linha de 1/4 de corda e o eixo da asa;

Λ_{LE} **Ângulo de enflechamento do bordo de ataque da asa;**

Incidência, torção geométrica e Aerodinâmica:



Ângulo de incidência: Ângulo do aerofólio em relação a referência (fuselagem, horizonte);

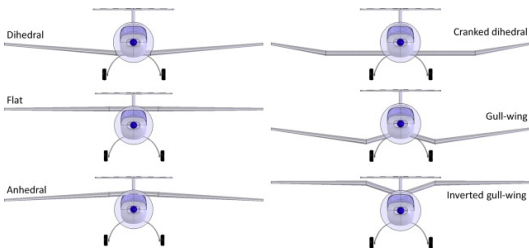
Washin ou torção positiva: Aumento do ângulo de incidência na direção raiz ponta da asa;

Washout ou torção negativa: Diminuição do ângulo de incidência na direção raiz ponta da asa;

Torção geométrica: variação geométrica do ângulo de incidência ao longo da envergadura;

Torção aerodinâmica: variação do aerofólio ao longo da envergadura

Diedro, Anedro, Gaivota...:

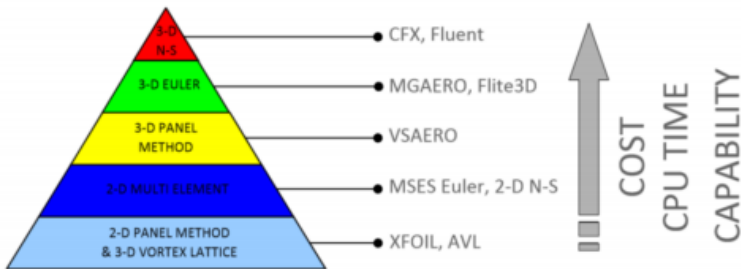


Veremos mais adiante que o ângulo entre as asas influencia a estabilidade lateral da aeronave. Por enquanto, é interessante saber as diferentes configurações, como diedro, anedro...

Pirâmide da Fidelidade

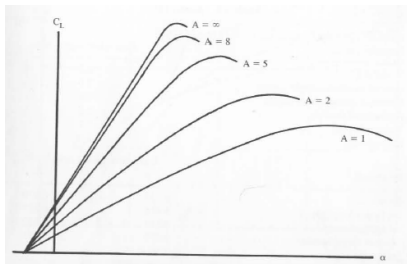
Fidelidade dos modelos

Continuaremos na base da pirâmide. Na aula passada vimos a aerodinâmica 2D. Agora serão apresentados métodos para utilizar os dados 2D em casos 3D.



Efeito do Alongamento na Sustentação

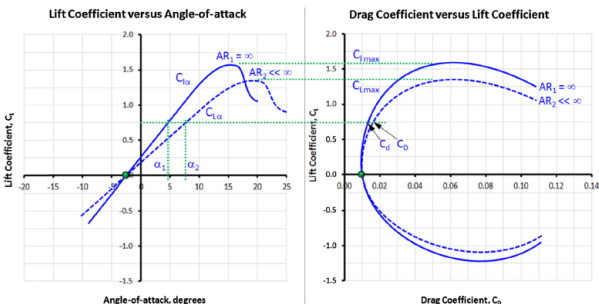
Observa-se o seguinte efeito do alongamento no coeficiente de sustentação. Veja que alongamentos mais altos diminuem o C_L máximo e estendem o ângulo de estol.



Observe que os dados 2D muitas vezes são referidos como AR infinito. Uma vez que o caso 2D não considera os vórtices de ponta de asa, ele também pode ser considerado como uma asa de alongamento infinito (pensem sobre isso).

Efeito do Alongamento nas Polares

E notem o que acontece com o arrasto!

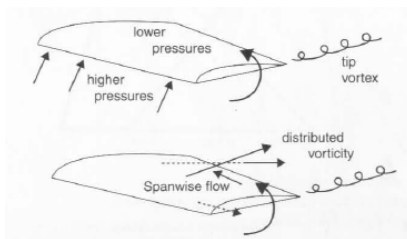


Vejam que tanto o C_L diminui, como o C_D aumenta! 😊

Obs.: Note que C_I se refere aos dados 2D, enquanto que C_L se refere aos dados 3D.

Efeito do Alongamento na Sustentação

E por quê isso ocorre? É uma consequência dos vórtices de ponta de asa! O escoamento no intradorso é de alta pressão, enquanto que no extradorso, ele é de baixa pressão. Essa diferença de pressão faz com que o escoamento tenda a ir do intra para o extradorso, conforme a figura.

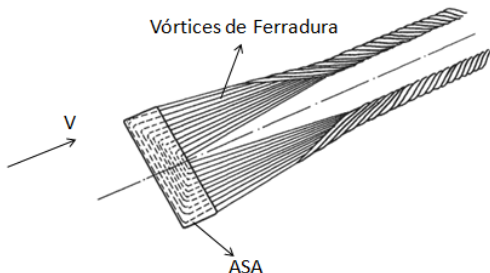


Veja o video abaixo:

<https://www.youtube.com/watch?v=E1ESmvyAmOs>

Vórtices de Ferradura

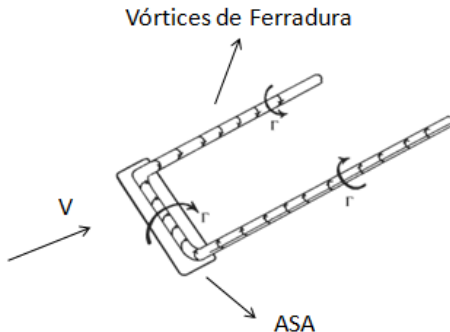
Estruturas semelhantes a filamentos de vórtices são formadas ao longo da asa.



E estes filamentos são responsáveis por induzir ângulos de ataque diferentes ao longo da envergadura.

Vórtices de Ferradura

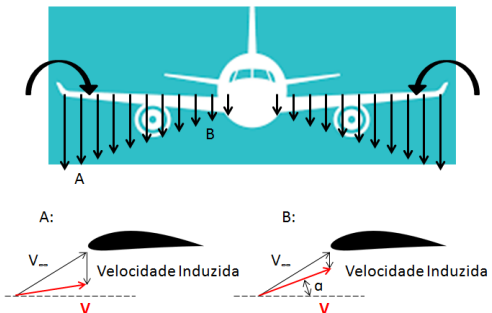
Vamos simplificar para entender melhor. A estrutura anterior pode ser vista da seguinte forma:



Agora trocamos a esteira de vórtices por apenas um filamento. Observe que na seção central da asa, o filamento é responsável por induzir o *upwash* e o *downwash*. E os filamentos nas pontas são responsáveis pelos vórtices de ponta.

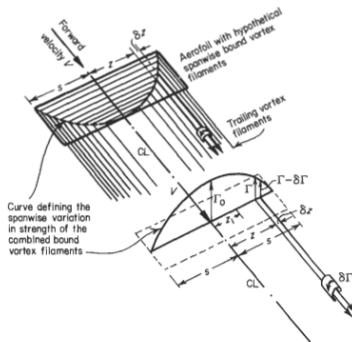
Vórtices de Ferradura

O vórtice é responsável por induzir uma velocidade radial. Essa velocidade é inversamente proporcional a distância. Assim, o ângulo induzido na ponta é muito maior do que o induzido na raiz da asa.



Vórtices de Ferradura

Como consequência o ângulo de ataque resultante varia ao longo da envergadura. Assim, cada seção transversal da asa está em um α e um C_l .



Note que a sustentação nas pontas é nula e que a máxima sustentação é observada na raiz da asa.

O Arrasto Induzido

Essa mudança de ângulos é responsável pelo aumento do arrasto. Note que queremos calcular os coeficientes aerodinâmicos no referencial do avião, contudo cada seção da asa enxerga um ângulo de velocidade resultante e produz L (perpendicular) e D (paralelo) em relação a este ângulo.

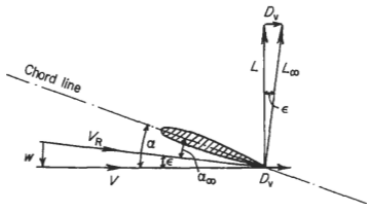


Fig. 5.28 The influence of downwash on wing velocities and forces: w = downwash; V = forward speed of wing; V_R = resultant oncoming flow at wing; α = incidence; ϵ = downwash angle = w/V ; $\alpha_{\infty} = (\alpha - \epsilon)$ = equivalent two-dimensional incidence; L_{∞} = two-dimensional lift; L = wing lift; D_v = trailing vortex drag

Observe que existe uma pequena componente do L de cada seção no sentido do arrasto. Este é o arrasto induzido.

Arrasto Induzido

O interessante a respeito do arrasto induzido é que ele surge com o coeficiente de sustentação. De fato, ele é proporcional ao C_L^2 .

CD induzido

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A R e}$$

Onde:

AR : alongamento [m]

e : Coeficiente de Oswald

Coeficiente de Oswald

O coeficiente de Oswald está relacionado a distribuição da sustentação na superfície aerodinâmica. Por exemplo, asas com carregamento elíptico possuem $e=1$, enquanto que outros carregamentos possuem valores menores, geralmente entre 0.7 e 0.85. Existem várias fórmulas para estimar o coeficiente de Oswald. Como:

Asas Retas:

$$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64$$

Asas Enflechadas:

$$e = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68}) * (\cos\lambda_{LE})^{0.15} - 3.1$$

Projeto de Superfícies Sustentadoras

Nossa próxima aula será sobre arrasto. Mas por enquanto podemos ter algumas discussões.

Veja que o arrasto induzido depende do coeficiente de sustentação. Como queremos minimizar o arrasto, uma ideia é voar em C_L s menores. Contudo, temos que gerar sustentação suficiente.

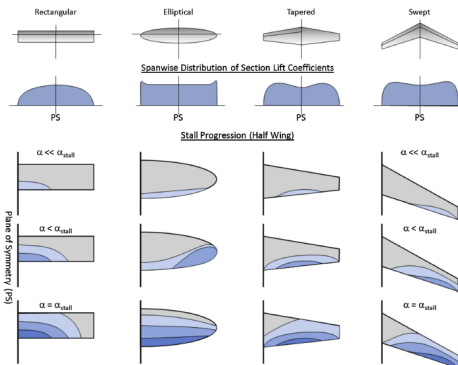
Dessa forma, podemos pensar em aumentar a área de asa. Mas, aumentando a área de asa sem aumentar a envergadura, temos uma diminuição do AR. E aumentando a área de asa, temos mais área exposta ao escoamento e isso também aumenta o arrasto.

Perceba como é difícil tomar uma decisão. Para qual lado devo ir? Mais área de asa? Mais alongamento? Mais C_L ? Mais velocidade?

Essas respostas dependem da missão da aeronave e requisitos. Dependendo do que o produto precisa cumprir, um caminho será melhor do que outro.

Efeito do Alongamento no Estol

Uma vez que o alongamento está relacionado aos ângulos induzidos na asa, é de se esperar que ele também mude a progressão de estol da superfície aerodinâmica.



Observe que a progressão de estol muda com a planforme da asa! Note que o estol de uma asa retangular se inicia na raiz e vai para as pontas. Já na asa elíptica, a progressão de estol é a mesma na raiz e na ponta. Para as asas enflechadas, ela se inicia na ponta e caminha para a raiz.

Estol de Ponta

O estol é muito perigoso, pois você perde a sustentação da aeronave. Contudo, se a progressão de estol foi suave, a perda de sustentação é suave e é possível recuperar a aeronave mais tranquilamente.

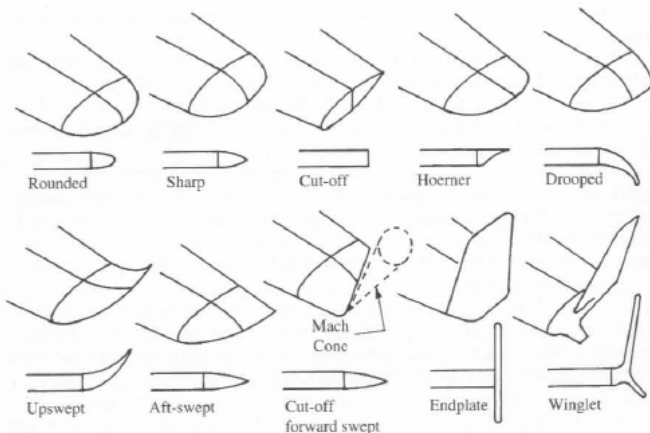
Um dos grandes perigos é o estol de ponta, uma vez que os ailerons estão localizados nesta região. Isso compromete a controlabilidade da aeronave nessa situação adversa.

Geralmente uma asa 'estola' antes que a outra, levando a aeronave a rolar. Se os ailerons estiverem comprometidos, a recuperação é muito difícil.

Vejam: <https://www.youtube.com/watch?v=WFcW5-1NP60>

Pontas de Asa

De forma a minimizar os efeitos 3D, muito se pesquisa a respeito de dispositivos de ponta de asa. Estes dispositivos podem ser entendidos como se aumentassem o alongamento efetivo e são muito úteis quando não é possível aumentar o alongamento da asa (seja por questões estruturais ou limitantes geométricos).



Pontas de Asa

Exemplos de dispositivos:



Pontas de Asa

Estes dispositivos ajudam a definir a identidade visual e muitas vezes agregam maior 'presença' na aeronave. Apesar do visual não ser um requisito de engenharia, ele é muito importante no marketing e, definitivamente, ajuda a vender mais o produto. Evidentemente, a aparência do produto é mais importante em algumas aeronaves do que em outras.



Vejam a diferença de *design* entre o Legacy 450 e o Praetor 500. Observem as *winglets*.

Estudo de Caso

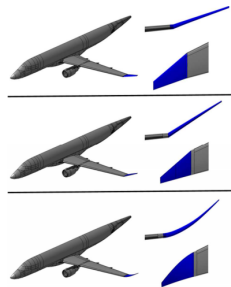
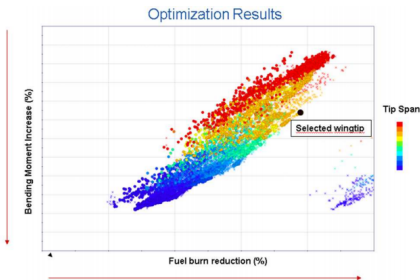
Vejamos um exemplo de dispositivo de ponta de asa. A seguir serão apresentados os dados da otimização da winglet do Embraer E-175 Plus.

A Embraer lançou o E-175 em 2002 e fez um estudo para saber se um novo dispositivo de ponta de asa seria interessante para uma nova versão. Essa nova versão deveria ter um diferencial competitivo sem causar grande impacto no processo de manufatura da aeronave. Para ver os detalhes completos, veja: [https://www.icas.org/ICAS_](https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0034_paper.pdf)

[ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0034_paper.pdf](https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0034_paper.pdf)

Estudo de Caso

Os engenheiros da Embraer montaram um fluxo de otimização da ponta de asa. Avaliando seu impacto no C_{Di} e conseqüente redução de consumo de combustível. E também observando o impacto que isso teria no ponto de vista estrutural (Bending Moment). Quanto maior o momento fletor, maior o peso vazio da aeronave.



Note que existe uma relação de compromisso entre a redução de consumo de combustível (Eixo x), aumento do momento fletor (Eixo y) e tamanho da ponta de asa (cor).

Estudo de Caso

As configurações mais promissoras foram escolhidas para ensaio em túnel de vento. E com a validação dos dados, escolheu-se a final.



Market Share (2003 - 2013)



Market Share (2013 - 2017)

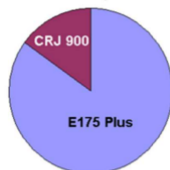
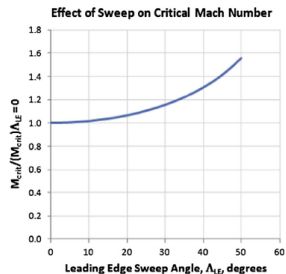
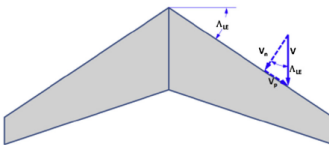


Fig. 12: Market share of the main competitors in the 70 seat aircraft market.

Esse melhora de desempenho da aeronave foi fundamental para conquistar mais espaço no mercado em relação ao seu concorrente, a aeronave CRJ900 da Bombardier.

Efeito do Enflechamento

Asas enflechadas merecem um destaque especial. Agora explicaremos o motivo de várias aeronaves utilizarem asa dessa forma.

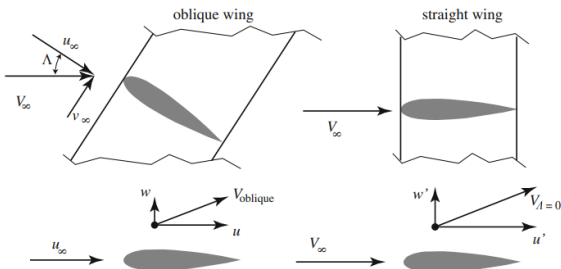


Dois motivos principais:

- Em alta velocidade, é útil para diminuir o mach crítico (ondas de choque);
- Em baixas velocidades e em pequenos ângulos, é útil para posicionar o C.G. da aeronave no local desejado. Pequenos erros de projeto podem ser ajustados dessa forma.

Efeito do Enflechamento

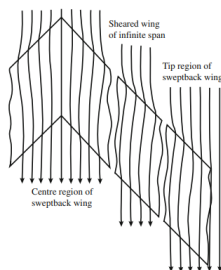
O mach de divergência em asas enflechadas ocorre em velocidades maiores, uma vez que o importante é a componente de velocidade paralela a linha do bordo de ataque.



Efeito do Enflechamento

O enflechamento também é responsável pela curvatura das *streamlines* na região do bordo de ataque. No exemplo abaixo, a asa enflechada possui aerofólio simétrico e está em ângulo de ataque nulo (sem gerar sustentação).

Fig. 8.18 Plan view of stream lines over a symmetric wing with zero lift (after Ref. [39])

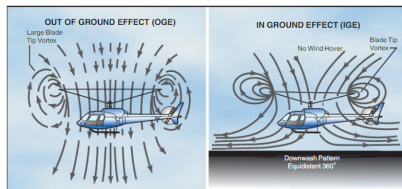
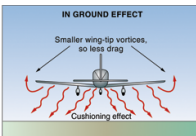
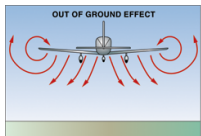


Note que a mudança do comportamento das streamlines é apenas devido a espessura da asa e ao ângulo de enflechamento. Isto é, mesmo sem gerar sustentação, asas enflechadas apresentam esse fenômeno da curvatura das *streamlines*.

O Efeito Solo

Para aeronaves de asa fixa, o efeito solo é entendido como um aumento da razão L/D de uma superfície sustentadora que ocorre em distâncias relativamente pequenas em relação ao solo.

Para aeronaves de asa rotativa, o efeito solo resulta num aumento de potência disponível durante o voo pairado (hover)



A explicação do fenômeno decorre da proximidade com a parede. A presença da parede influencia os ângulos induzidos. Adiante, vocês verão que a parede parece se comporta como se fosse um espelho. É como se houvesse uma outra aeronave "espelhada" e essa aeronaves influenciam uma a outra.

Métodos de Cálculo da Distribuição de Sustentação:

Olhamos diversos planformes de asas: retangulares, trapezoidais, elípticas, com diedro, anedro, enflechadas ou não.

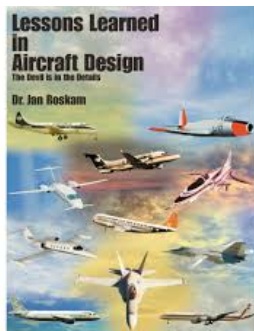
Dependendo do planforme da asa e a necessidade de levar em conta os mais diversos aspectos, modelos diferentes são aplicados em cada situação. A tabela abaixo resume as teorias mais conhecidas e suas respectivas limitações:

METHOD	APPROACH TO SOLUTION	LIMITATIONS ON APPLICATION	COMMENTS
ANC-1	Fourier Solution. Based on lifting line theory. Basic and additional lift.	Conventional unswept wings with aspect ratios greater than 5 to 6.	Exact Solution despite limitations of lifting line theory. Similar Methods: LOTZ GLAUERT (Elements of Aerofoil and Airscrew Theory) ANDERSON (Theory of Wing Sections)
SCHRENK'S NACA TM-948	Approximate Solution. Based on lifting line theory. Basic and additional lift.	Conventional unswept wings with aspect ratios greater than 5 to 6.	Accuracy approaches ANC-1. Small inaccuracies overshadowed by original assumptions. Much easier to apply.
SHERMAN'S NACA TN-732	Successive approximations to match chord distribution. Each angle of attack requires separate calculation.	Applicable to any straight wing without high lift devices.	Accuracy compares with ANC-1 but unsatisfactory due to separate calculation for each angle of attack.
PLANFORM (Often used for horizontal tail)	Air load distribution directly proportional to chord variation.	Untwisted high taper ratio wings.	Unconservative for Taper Ratios < 0.25. Conservative for Taper Ratios > 0.35.
WEISSINGER NACA TM 1120	Iteration process based on modified lifting line theory. Basic and additional lift.	Applicable to straight or swept wings of low or high aspect ratio.	Lifting surface method also presented as applicable to straight wings.
DeYOUNG & HARPER NACA TR 921	Based on simplified lifting surface theory. Basic and additional lift.	Applicable to straight or swept wings of low or high taper ratio.	Extension of Weissinger Method. Can account for compressibility $M > 0.5$ @ S.L.
DIEDERICH NACA TR 1000	Matrix iteration process utilizing aero-elastic matrix determined from aerodynamic and structural properties of wing.	No planform limitations	Considers loading and divergence speed

Lições Aprendidas

Lições Aprendidas durante o Projeto de Aeronaves

Essa seção é baseada no livro *Lessons Learned in Aircraft Design*, do Jan Roskam. E apresenta alguns casos reais de problemas encontrados no projeto de aeronaves.



Recomenda-se a leitura de alguns casos deste livro. É muito interessante, principalmente para os mais interessados em desastres aéreos.

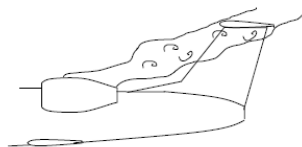
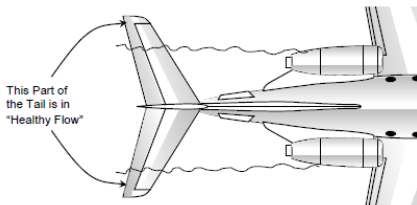
Lições Aprendidas durante o Projeto de Aeronaves

O caso de hoje é sobre Estol Profundo (*Deep Stall*). Diversas aeronaves em configuração de cauda em T e com motores na parte traseira da fuselagem apresentam o fenômeno de deep stall. Em algumas aeronaves, isso pode levar a uma situação incontrollável e consequente queda. Um exemplo é a aeronave BAC-111, que sofreu duas quedas, uma com incidentes fatais. A primeira queda ocorreu em 1963.



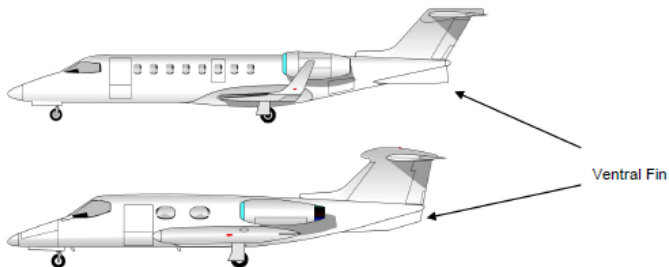
Lições Aprendidas durante o Projeto de Aeronaves

Vejam que nessa aeronave, a esteira dos motores localizados na fuselagem prejudica o escoamento da empenagem horizontal. Neste caso, apenas uma parte muito pequena da empenagem recebia um escoamento "limpo".



Lições Aprendidas durante o Projeto de Aeronaves

Uma possível solução é adicionar um Fin Ventral à aeronave. Esses Fins são posicionados de forma que não geram sustentação em cruzeiro, mas eles adicionam arrasto de fricção. Contudo, em altos ângulos de ataque eles geram uma grande sustentação pelos vórtices que eles formam, assim conseguem atuar como estabilizadores horizontais.



Lições Aprendidas durante o Projeto de Aeronaves

Veja que o Ventral Fin têm um ângulo em relação a sua fixação.



Resumo



Resumo

- Aprenderam os principais parâmetros geométricos que definem o planforme da asa;
- Aprenderam o conceito de alongamento;
- Aprenderam como surgem os vórtices de ponta de asa e sua influência nos ângulos resultantes e distribuição de sustentação;
- Viram a importância do alongamento no arrasto induzido;
- Viram a complexidade de asas enflechadas;
- Cada modelo tem sua função e seu custo (computacional)

Atividades

Primeira Atividade

Base de Dados:

Cada um colocou 2 aeronaves na base de dados. Agora é hora de verificar se o Alongamento preenchido está de acordo com a fórmula. Além disso, observe se este valor é razoável e é realístico com a classe da aeronave escolhida.

Segunda Atividade

Contas!

Considere o Cessna 172 voando em cruzeiro lento ($V=180$ km/h) e com 1000kg. A Aeronave tem 11m de envergadura e $16.2m^2$ de área de asa.

- a** Calcule o alongamento dessa aeronave ($Ar=7.46$)
- b** Calcule o CL nessa condição de voo (adote $\rho = 0.9$) ($CL=0.538$)
- c** Estime o fator de Oswald usando a fórmula do slide 25 ($e=0.82$)
- d** Calcule o Arrasto Induzido nessas condições ($C_{di}=0.0371$)
- e** Qual seria a melhora em % em arrasto induzido se a aeronave tivesse $Ar=10$. ($e=0.756$, $C_{di}=0.0300$, 19.1%)

Referências

Livros:

- General Aviation Design: Applied Methods and Procedures. Snori Gudmundson, 2014. Capítulo 9.
- Aircraft Design, A Conceptual Approach. Daniel Raymer, 2006. Capítulo 4.
- Aerodynamics for Engineering Students, Houghton, Carpenter, 2003. Capítulo 5.
- Introduction to Transonic Aerodynamics, Roelof Voz, Saeed Farokhi, 2015. Capítulo 8.