



Desempenho de Aeronaves

Noções de Aerodinâmica

Uma aeronave em voo, em uma dada velocidade, estará submetida a forças aerodinâmicas geradas pelo campo de pressão e das tensões de cisalhamento (viscosidade) sobre toda a aeronave.

As forças aerodinâmicas dependem da velocidade, da densidade do ar, geometria da aeronave, viscosidade do ar, orientação da aeronave em relação ao escoamento e dos efeitos de compressibilidade do ar.

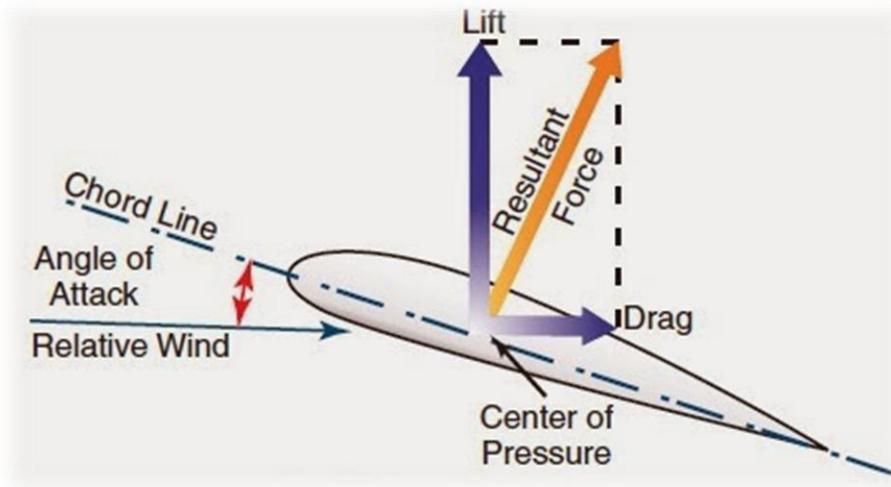
$$F = f(V_{\infty}, \rho_{\infty}, S_w, \mu_{\infty}, a_{\infty}, \text{formato da aeronave, orientação})$$
$$F = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_F$$

Onde o subscrito ∞ faz referência às condições longe da aeronave.
Pode-se escrever a equação acima em forma adimensional:

$$C_F = f(\text{Re}, M_{\infty}, \text{formato da aeronave, orientação})$$

C_F é o coeficiente adimensional de força.

Noções de Aerodinâmica



$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L$$

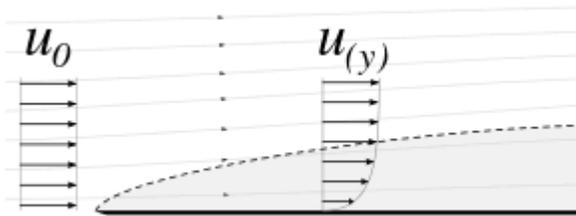
$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_D$$

Com C_L e C_D definidos de forma similar a C_F :
 $C_L = f_1(\text{Re}, M_{\infty}, \text{formato da aeronave}, \text{orientação})$
 $C_D = f_2(\text{Re}, M_{\infty}, \text{formato da aeronave}, \text{orientação})$

Portanto é necessário definir o ambiente no qual a aeronave opera para se quantificar as forças que agem sobre a mesma!

Noções de Aerodinâmica

Efeitos da forma da aeronave e orientação em relação ao escoamento:



Como a fricção é uma força dissipativa, com o deslocamento do fluido ao longo da superfície, esse irá perder mais energia. Essa desaceleração do fluido leva a um aumento de espessura da camada limite.

Essa força “retardante” é igual a integração das tensões de cisalhamento em toda a área molhada do corpo (arrasto de fricção).

$$\tau = \mu \frac{du}{dy}$$

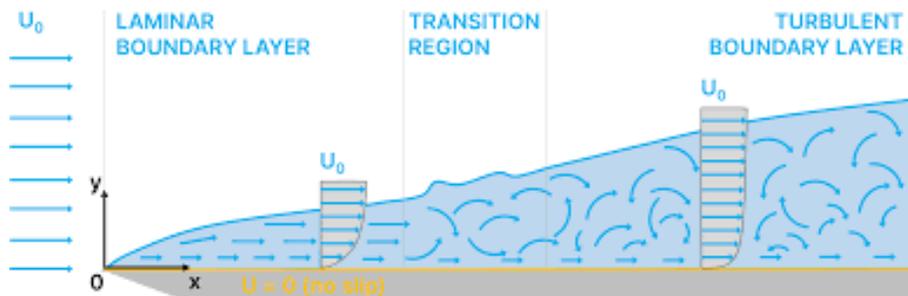
A camada limite se caracteriza por escoamento:

- Laminar: camadas de ar se desloca uma em relação a outra sem se misturar;
- Turbulento: partículas de ar se movimentam de forma aleatória.

A camada limite turbulenta é mais espessa que a camada limite laminar.

Noções de Aerodinâmica

Efeitos da forma da aeronave e orientação em relação ao escoamento:



Ao contrário das tensões de cisalhamento que agem tangencialmente ao corpo, a pressão age na direção normal.

O escoamento de ar ao redor de um corpo irá criar um campo de pressão, onde nas regiões de baixa pressão, a velocidade irá aumentar, e a espessura da camada limite tenderá a aumentar, mas mais devagar.

Nas regiões de aumento de pressão, o ar irá desacelerar e a espessura da camada limite irá aumentar mais rapidamente.

OBS: Na separação, $\tau = 0$

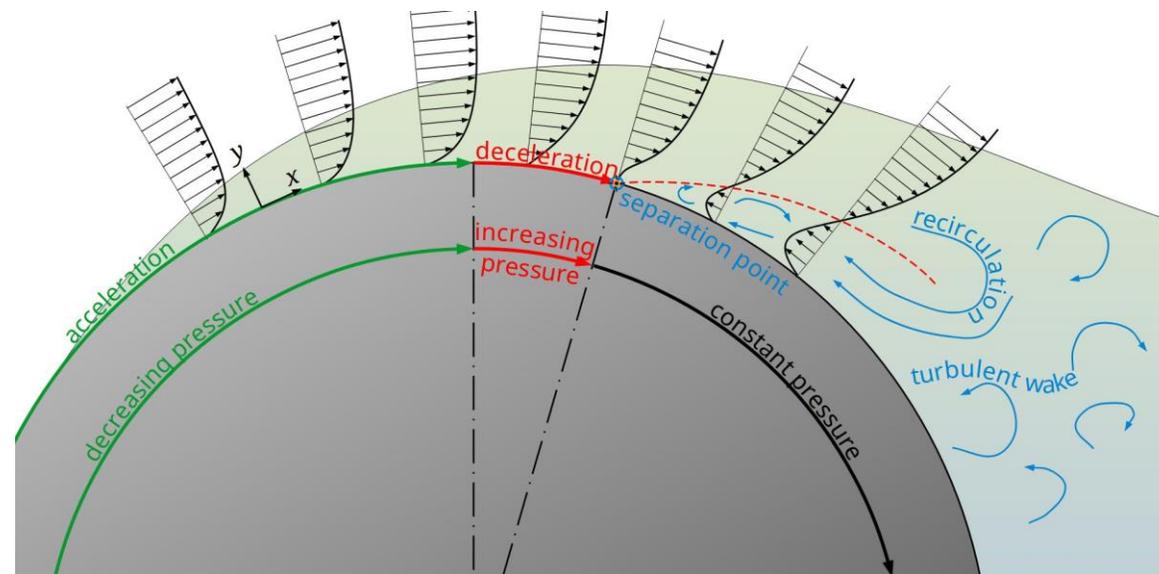
Noções de Aerodinâmica

Efeitos da forma da aeronave e orientação em relação ao escoamento:

A reversão do sentido do escoamento leva a uma força contrária ao escoamento chamada de arrasto de pressão

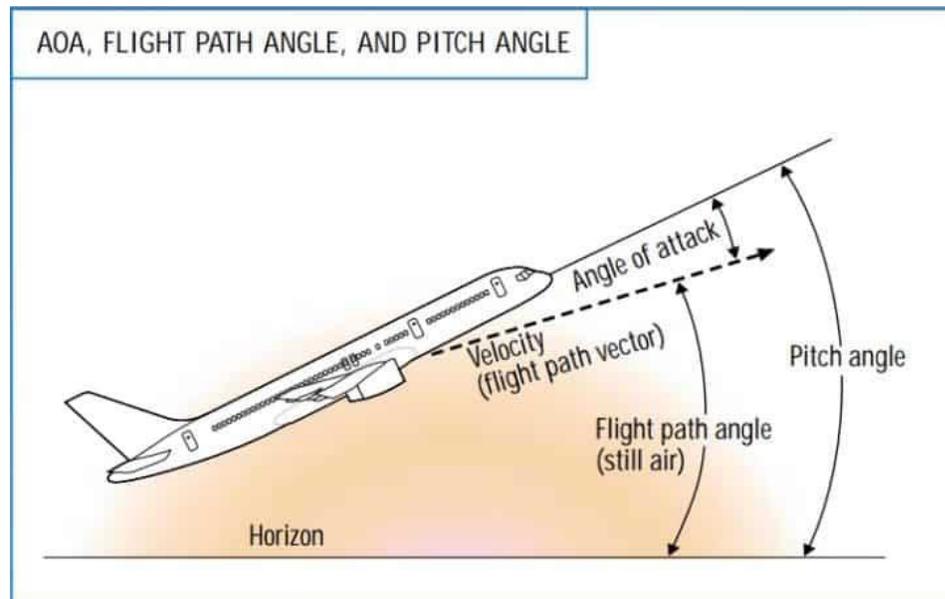
O arrasto de forma, de maneira grosseira, pode ser considerado proporcional ao tamanho da esteira de turbulência.

O arrasto de perfil pode ser considerado como a soma do arrasto de fricção com o arrasto de forma.



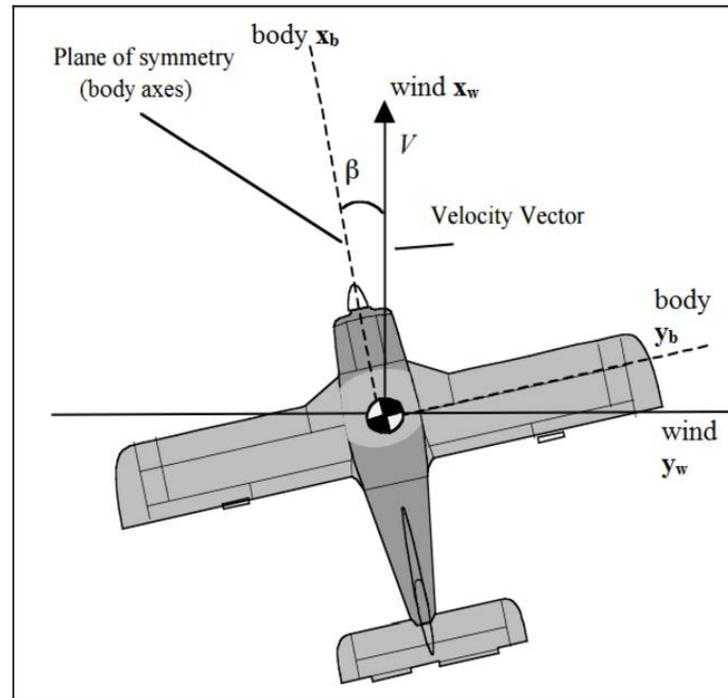
Noções de Aerodinâmica

Para uma aeronave, as forças aerodinâmicas dependem da orientação da mesma em relação ao escoamento. O ângulo de ataque é definido como o ângulo entre o escoamento e o eixo longitudinal da aeronave (no caso 2D com a corda do perfil).



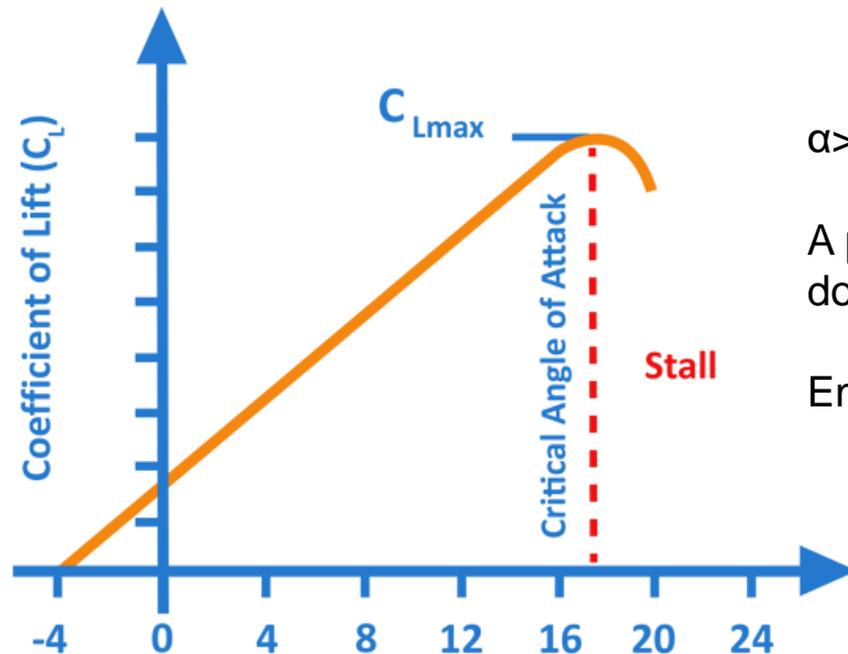
Noções de Aerodinâmica

O ângulo de derrapagem (β) é definido como sendo o ângulo entre o escoamento e o eixo vertical da aeronave.



Noções de Aerodinâmica

Em geral, para baixos ângulos de ataque (α), o coeficiente de sustentação de um aerofólio aumenta de forma linear com o aumento de α



$\alpha > \alpha_{stall}$ o aerofólio estará estolado.

A perda de sustentação após o estol é bastante influenciada pela forma do bordo de ataque da asa.

Em baixos α , o arrasto predominante no aerofólio é devido a fricção.

Noções de Aerodinâmica

Efeito do número de Reynolds (viscosidade)

O número de Reynolds representa o estado do escoamento em torno de um aerofólio.

$$Re = \frac{\text{Forças inerciais}}{\text{Forças viscosas}} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} c}{\mu_{\infty}}$$

Onde c é a corda média aerodinâmica.

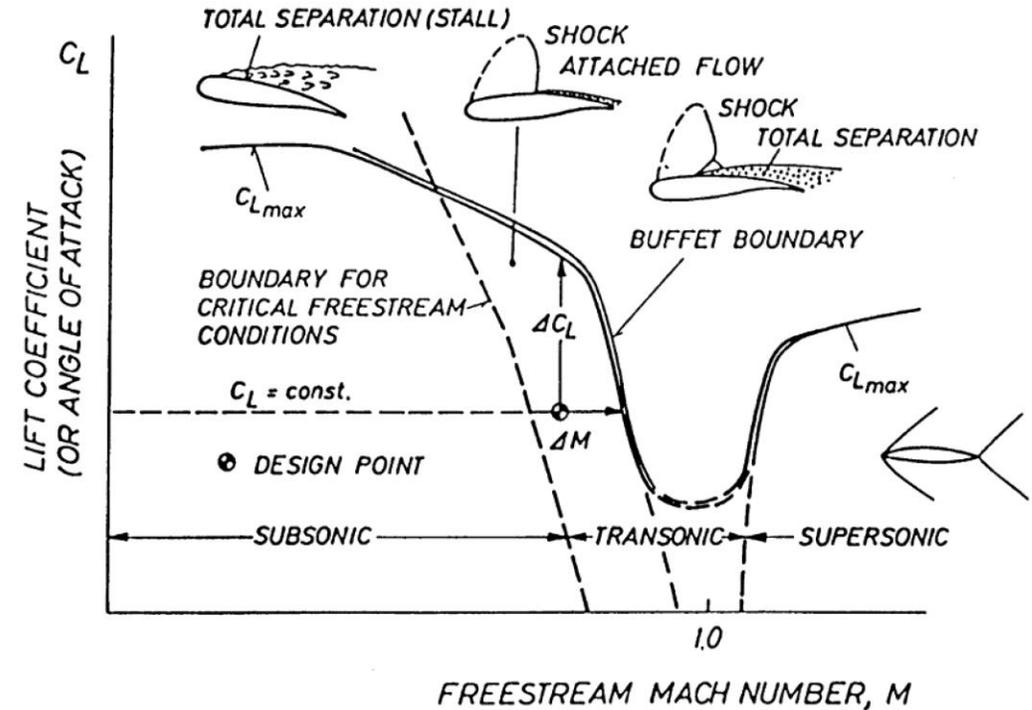
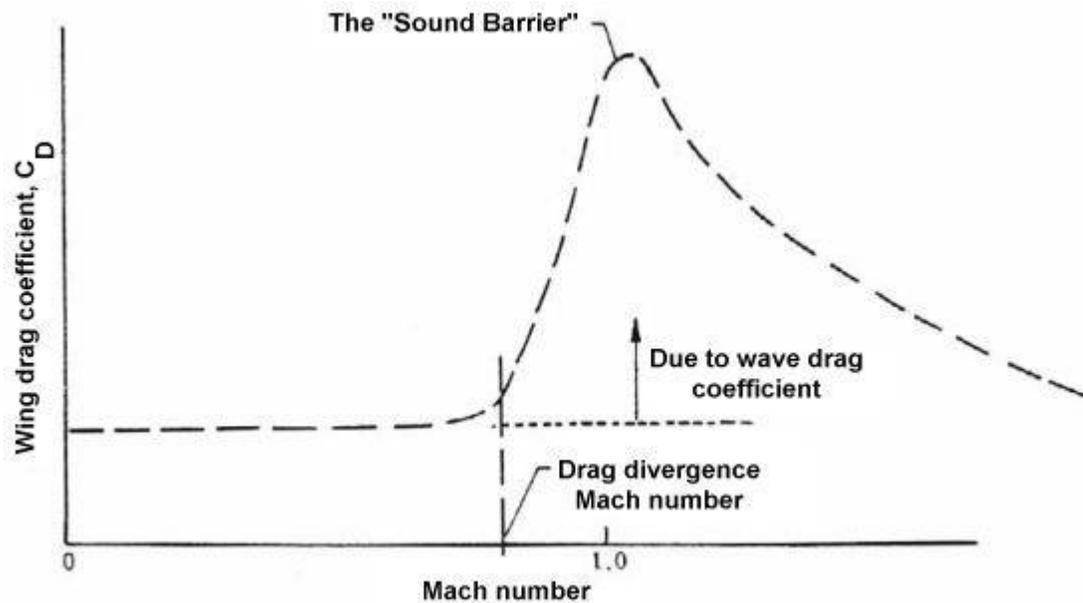
Quanto maior é a energia do escoamento, maior o número de Reynolds. Em um escoamento com fluido ideal, não há forças viscosas, portanto $Re = \infty$, não ocorre separação e estol.

Já em um escoamento real, há viscosidade, o que leva a descolamento do escoamento a um certo ângulo de ataque. Por outro lado, a medida que Re aumenta, o ponto de descolamento pode ser atrasado, resultando em um aumento do coeficiente de sustentação.

Um elevado número de Reynolds irá reduzir o arrasto de forma pois a transição da camada limite laminar para turbulento ocorre antes e retarda o descolamento. Porém, um Re elevado, aumenta o arrasto de fricção pois há uma parte maior da superfície coberta por escoamento turbulento

Noções de Aerodinâmica

Efeito do número de Mach (compressibilidade)



Noções de Aerodinâmica

Efeito do número de Mach (compressibilidade)

- A medida que o ar escoia sobre um aerofólio, este é acelerado até um máximo local. Para um dado número de Mach, o ponto de máxima velocidade sobre o aerofólio pode atingir $M \geq 1$ mesmo com a aeronave voando a $M < 1$.
- Com o aumento da região supersônica, uma onda de choque normal irá surgir. A medida que o ar passa pela onda de choque, ocorrerá um aumento repentino da pressão e uma redução da velocidade do escoamento para condições $M < 1$.
- Esta compressão irá aumentar a pressão e temperatura do ar atrás da onda de choque (perda de energia). Se a onda de choque for forte o suficiente, a elevação da pressão pode resultar em um descolamento do escoamento.
- O descolamento do escoamento combinado com a perda de energia, é chamado de arrasto de onda.
- O número de Mach onde o arrasto de onda começa é chamado de M_{DR} (drag rise Mach number).
- Quando a aeronave atinge $M=1$, a onda de choque normal se forma na frente do aerofólio aumentando o arrasto de onda. Para Mach's maiores, as ondas de choque do bordo de ataque e fuga, se tornam mais oblíquas.
- O ar continua sendo comprimido ao passar por essas ondas de choque oblíquas, mas o aumento de pressão e temperatura, não são tão fortes como para o caso da onda de choque normal. A velocidade do escoamento reduz, mas ainda permanece supersônica.

Noções de Aerodinâmica

Efeito da forma da asa

O escoamento ao redor da asa é uma extensão do escoamento ao redor de um aerofólio. A sustentação é criada através do mesmo mecanismo (pressão média no extradorso é menor que a pressão média no intradorso da asa). Porém, a pressão em ambas as superfícies deve ser igual na ponta da asa, o que resulta em um escoamento do meio da asa até a ponta, no intradorso, e no extradorso, um escoamento no sentido oposto.

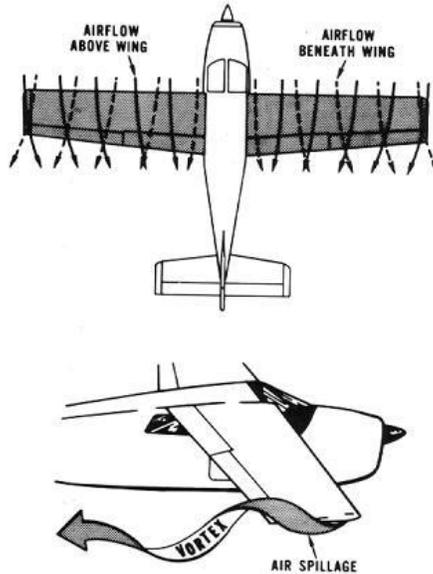
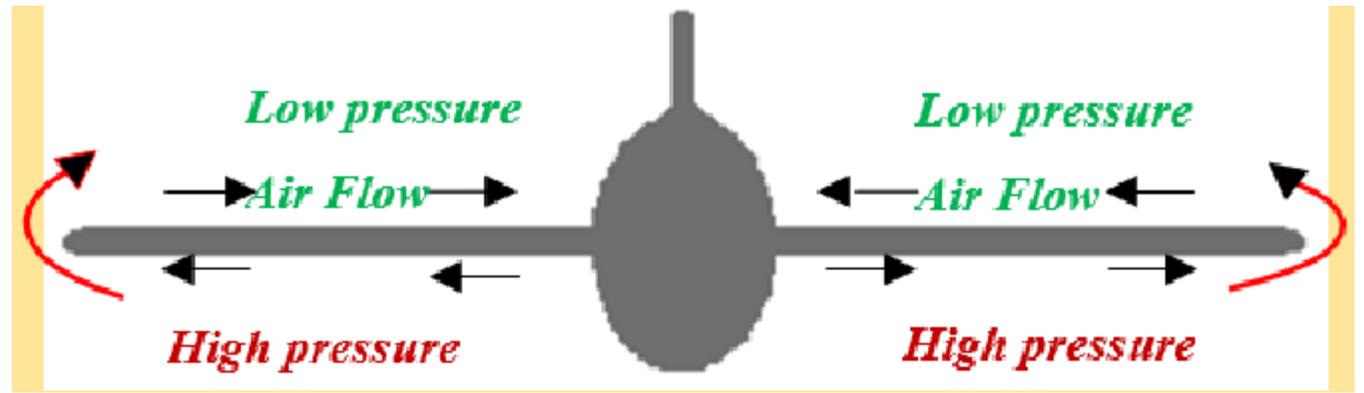


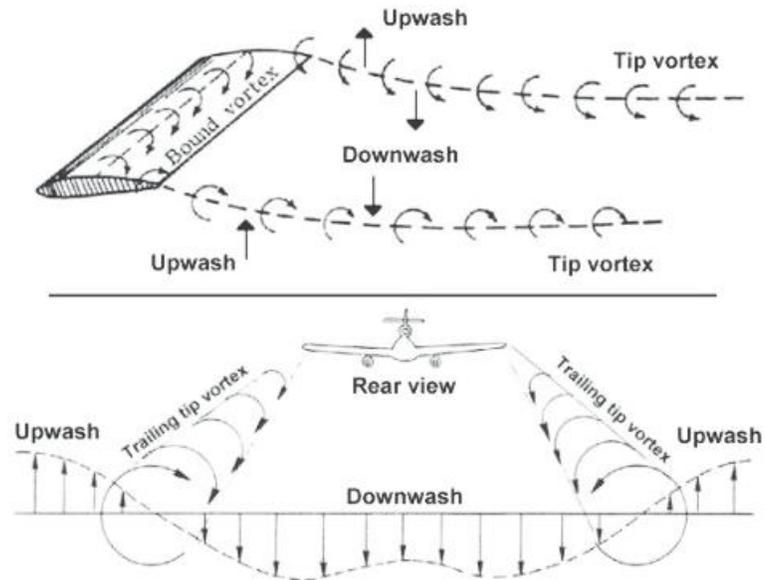
Figure 17-17 Wingtip Vortices



Noções de Aerodinâmica

Efeito da forma da asa:

O vórtice provocado pela asa irá induzir uma componente de escoamento perpendicular ao escoamento livre e com direção para baixo (down wash), que varia ao longo da envergadura.

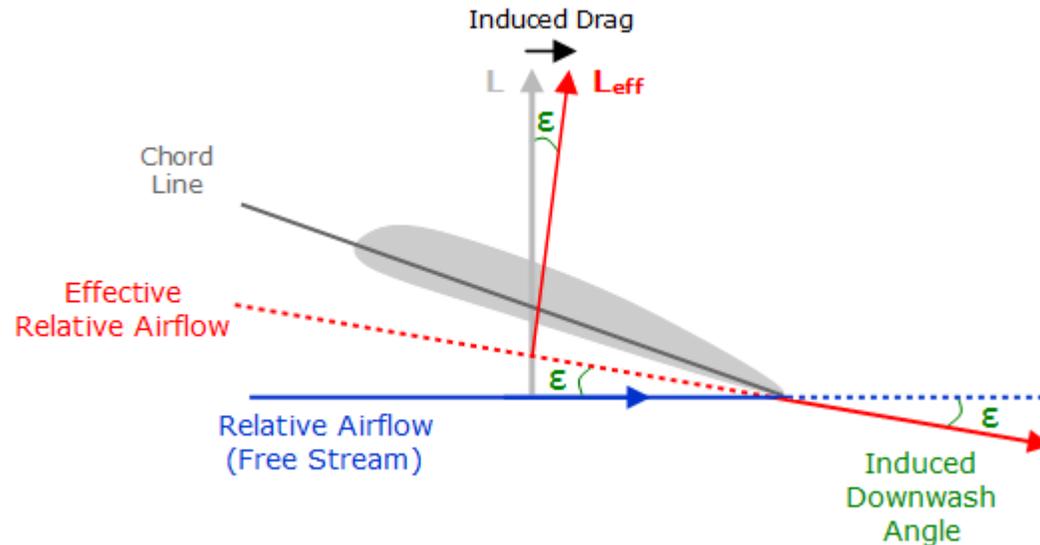


Noções de Aerodinâmica

Efeito da forma da asa:

O down wash modifica o campo de velocidade local, tanto em magnitude quanto na direção para uma dada seção da asa.

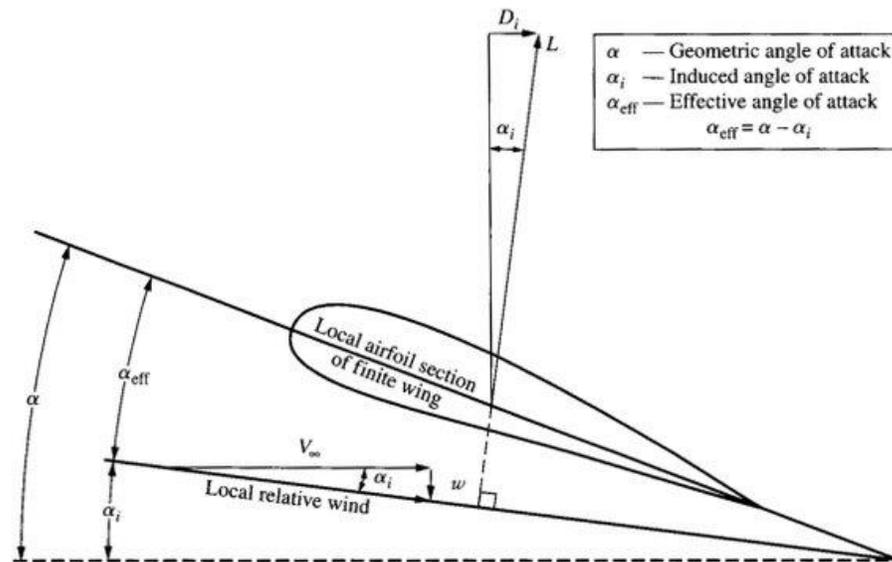
A sustentação aparente não é mais perpendicular ao escoamento livre (mas é perpendicular ao escoamento afetado pelo down wash).



Noções de Aerodinâmica

Efeito da forma da asa:

A força aerodinâmica possui uma componente perpendicular ao escoamento livre e uma componente paralela. Essa componente paralela é devido somente a geração de sustentação e é chamada de arrasto induzido (arrasto de vórtice).



O ângulo de ataque (AoA) efetivo para uma dada seção

$$\alpha_e = \alpha - \alpha_i$$

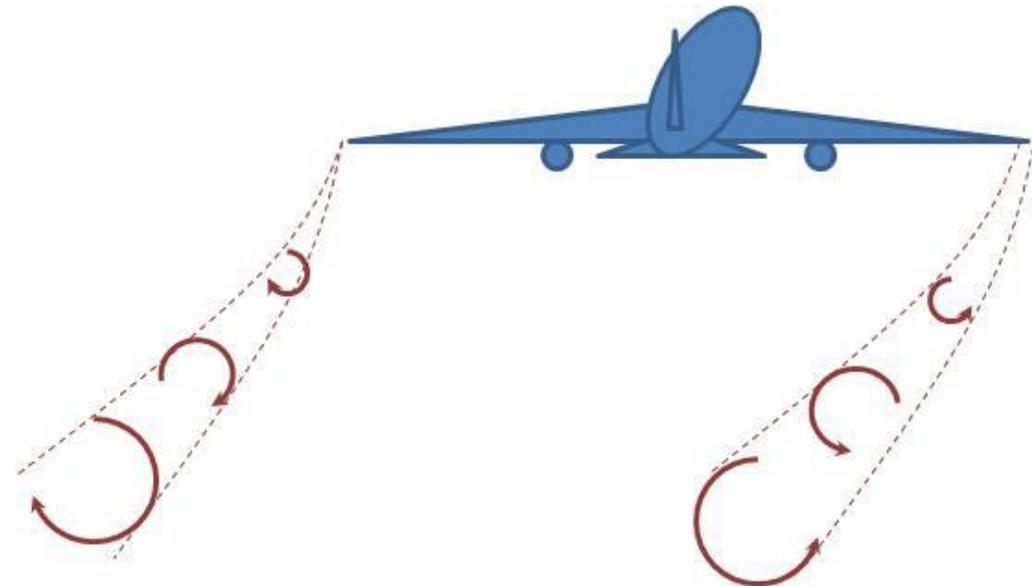
$$\alpha_i = \text{atan} \frac{w}{V_\infty} = \frac{w}{V_\infty}$$

Noções de Aerodinâmica

Efeito da forma da asa:

Como a aeronave ainda requer a mesma força de sustentação para se manter nivelada, o AoA geométrico precisa aumentar. Esse efeito diminui a inclinação da curva C_L vs α ($C_{L\alpha}$) da asa.

Os vórtices formados são instáveis e formam dois grandes vórtices que giram em direções opostas. O centro desses vórtices estão separados a uma distância, aproximada, de $(\pi/4)b$ (b é a envergadura).

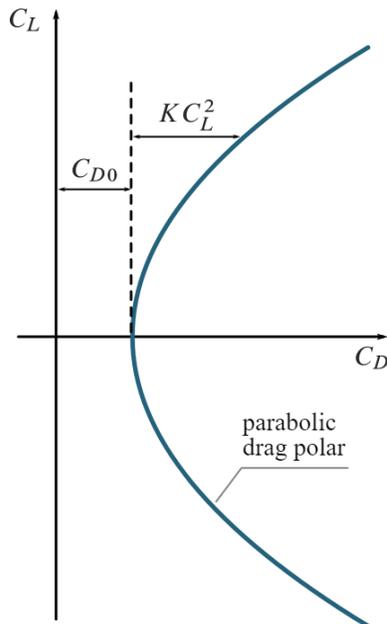


Noções de Aerodinâmica

Componentes do arrasto:

Para se obter uma equação simples para a predição do arrasto de uma aeronave, os diversos tipos de arrasto devem ser reagrupados.

A equação para descrever o arrasto possui as seguintes formas:



$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 \quad K = \frac{1}{A \text{Re} \Pi}$$

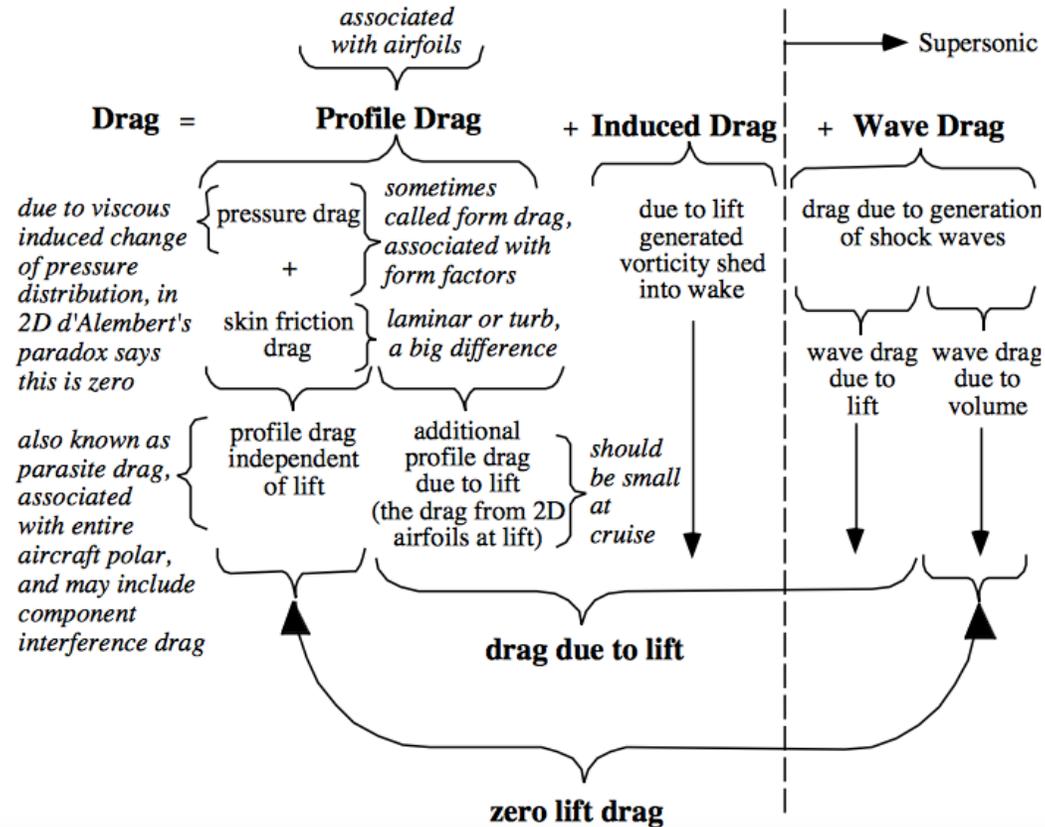
OU

$$C_D = C_{min} + K(C_L - C_{L0})^2$$

Essa equação para o caso do arrasto mínimo ocorrer quando o coeficiente de sustentação não for zero

Noções de Aerodinâmica

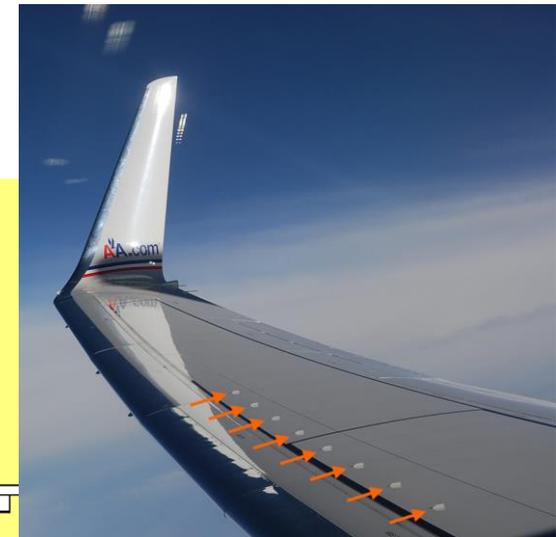
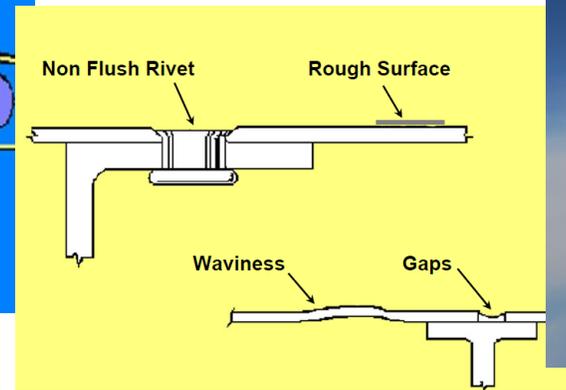
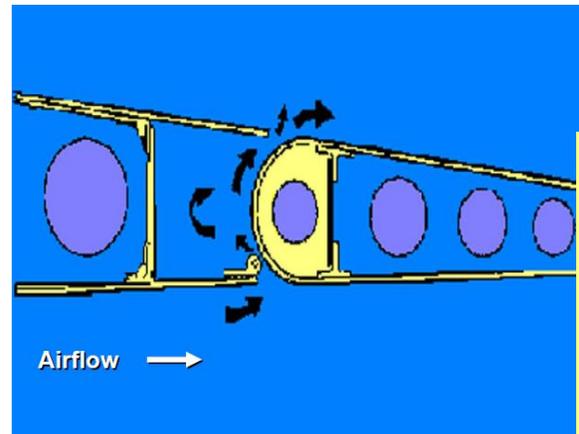
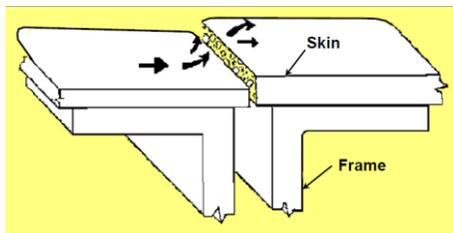
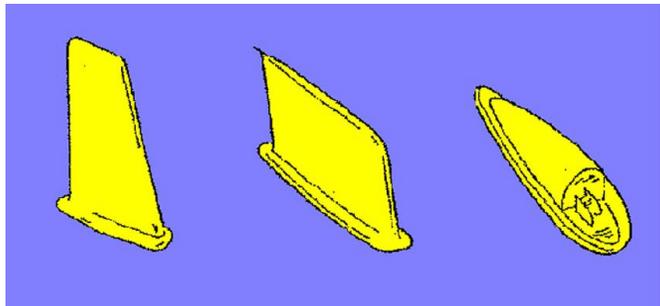
Componentes do arrasto:



Noções de Aerodinâmica

Arrasto de excrescência:

- Descolamento local do escoamento
- Imperfeições da superfície da aeronave como descontinuidades, antenas, etc
- Inevitáveis pois fazem parte da construção da aeronave
- Nem toda excrescência é prejudicial, como o caso dos “vortex generators” que retardam o descolamento da camada limite.



Noções de Aerodinâmica

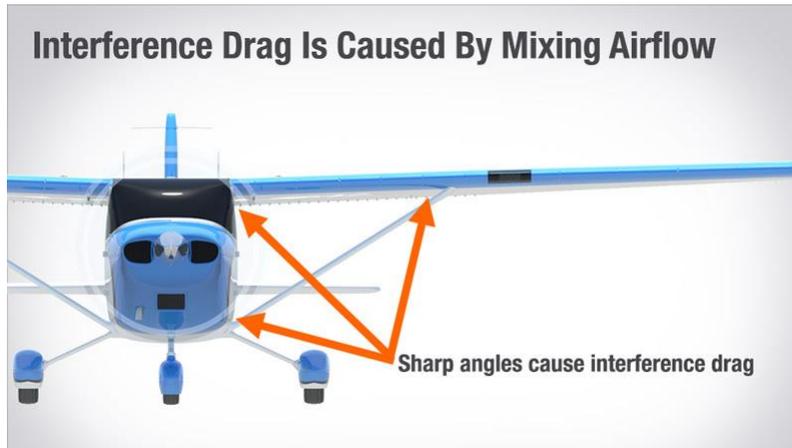
Arrasto de excrescência:



Noções de Aerodinâmica

Arrasto de interferência:

- O arrasto de todos os componentes montados na aeronave é maior do que a soma dos arrastos de cada componente
- Interação entre o escoamento sobre os componentes



Noções de Aerodinâmica

Arrasto de “trimagem”:

- Arrasto devido ao incremento do arrasto de vórtice criado pela asa e estabilizador horizontal para balancear o momento de arfagem da aeronave
- O arrasto de “trimagem” não inclui o arrasto de perfil da empenagem, mas sim o de vórtice adicional resultante do processo de “trimar” a aeronave.



Noções de Aerodinâmica

Hipóteses assumidas para o calculo do desempenho de uma aeronave:

- O calculo do desempenho de uma aeronave se preocupa com o comportamento a longo prazo da aeronave. Segue que pode-se considerar a aeronave como sendo um ponto com massa no qual agem as forças de sustentação, peso, arrasto e empuxo
- A única informação aerodinâmica necessária é a polar de arrasto. Também é necessário saber o empuxo disponível.
- Assume-se também que a aeronave seja estável e há somente duas de liberdade de deslocamento e sem momentos.
- Em geral, a equação da polar de arrasto adotada nos cálculos desse curso, fornece resultados satisfatórios para $0 < C_L < 1$, $M < 4$, para asas com alongamento $AR > 3$ e enflechamento $< 30^\circ$.

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \quad K = \frac{1}{A Re \Pi}$$

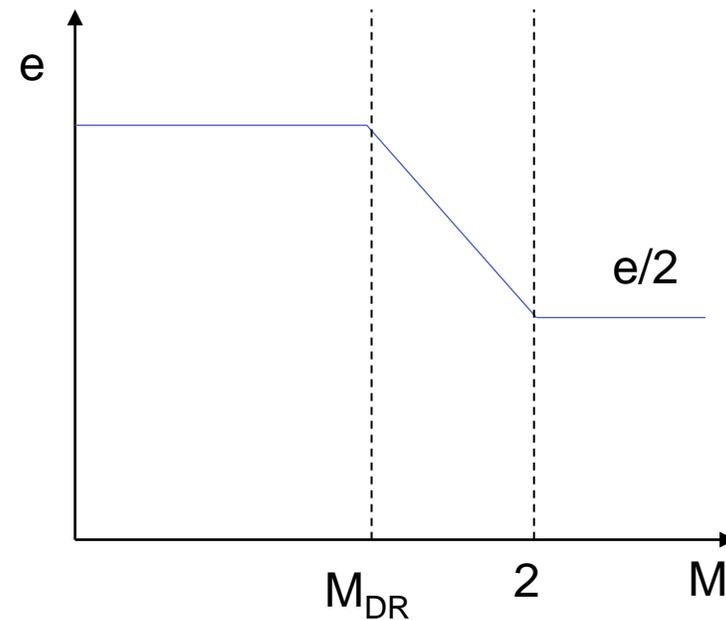
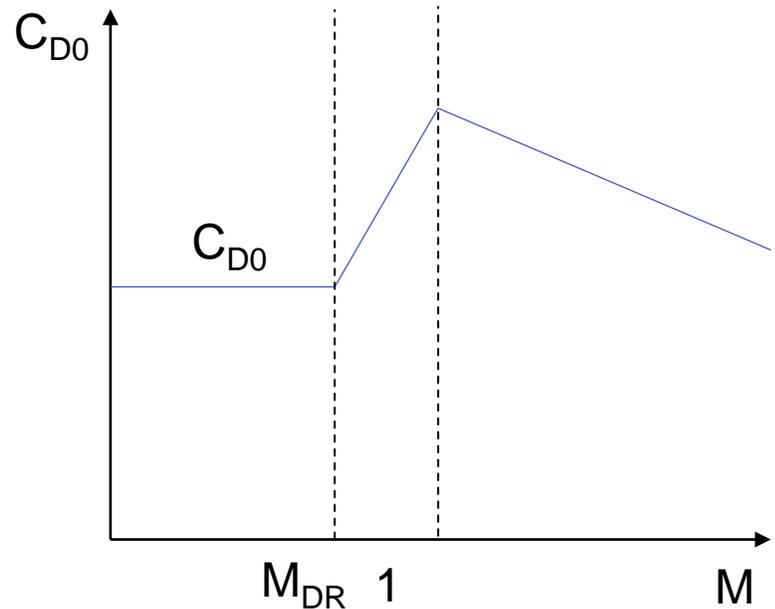
Assume-se:

- C_{D_0} e K são constantes para regimes subsônicos ($M < M_{DR}$).
- No regime transônico, o valor do arrasto mínimo irá variar linearmente até o valor máximo
- No regime supersônico, o valor do arrasto mínimo irá decrescer linearmente de modo que em $M=2$ $C_{D_0} = C_{D_{0sub}} + 1/2 C_{Dw}$

Noções de Aerodinâmica

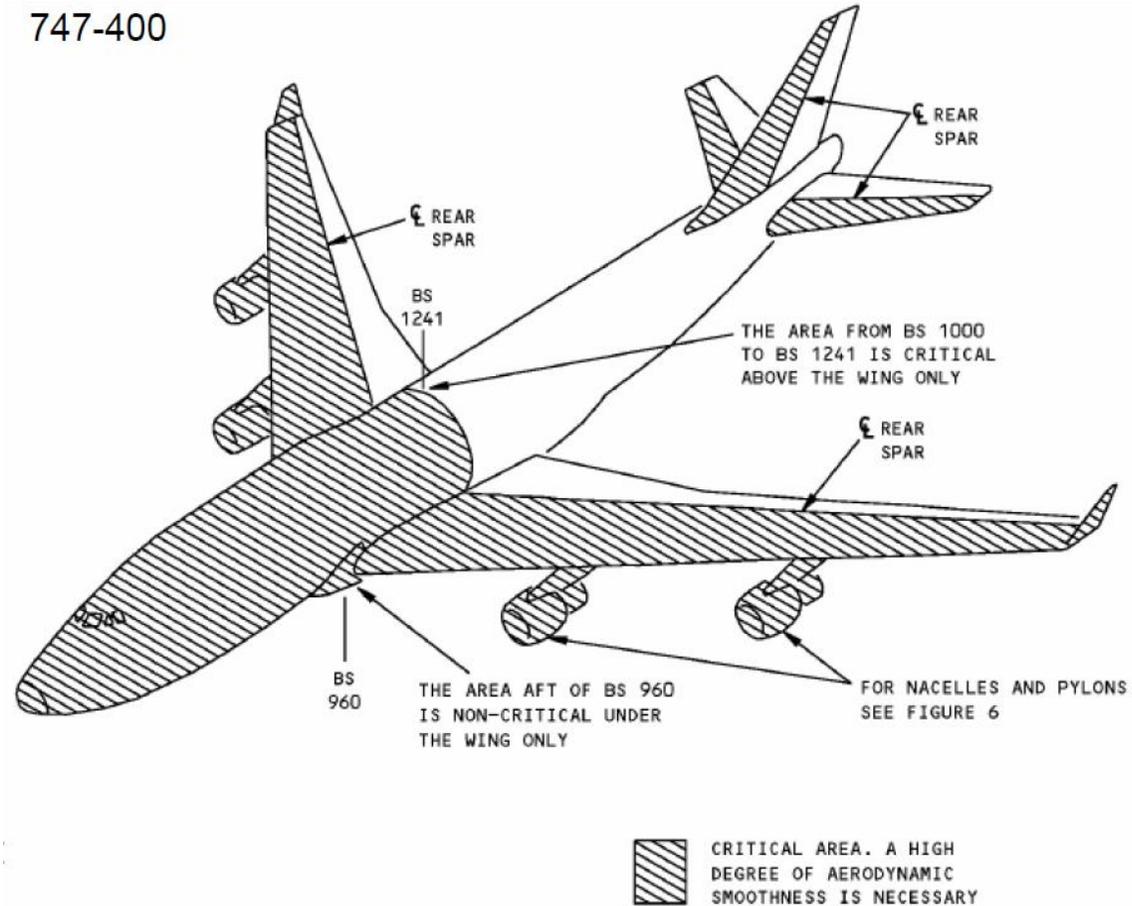
Hipóteses assumidas para o calculo do desempenho de uma aeronave:

- O valor do coeficiente de Oswald irá diminuir linearmente de seu valor subsônico, até ser metade desse valor para $M=2$, e a partir desse ponto, permanecer constante.



Noções de Aerodinâmica

747-400



Noções de Aerodinâmica

Velocidade de estol:

A determinação das velocidades de estol é de grande importância tanto na qualidade de voo quanto no desempenho da aeronave, pois tem grande impacto nas fases críticas do voo, como decolagem, aproximação e pouso. Com base nas velocidades de estol obtidas em testes de voo, muitos parâmetros de desempenho que afetam a certificação do avião, como comprimentos de campo e horários de velocidade de decolagem, podem ser determinados.

A FAR Part 25 contém requisitos de certificação que definem velocidades de estol, testes de estol e características de estol aceitáveis para aviões de transporte. Um estol é normalmente evidenciado por uma grande rolagem ou inclinação para baixo descontrolada, ou por perda de controle claramente reconhecida, trepidação ou mudança nas características de voo (seções FAR 25.201). As velocidades de estol devem ser determinadas por ensaio de voo, para todas as configurações aerodinâmicas pretendidas a serem certificadas, em empuxo zero, sobre a faixa de pesos (FAR 25.103 e 25.201). Outras configurações de estol (ligado, girando, um motor inoperante, etc) devem ser voadas para mostrar conformidade com as características de estol e requisitos de controlabilidade (FAR 25.201, 25.203, 25.205). Os requisitos para aviso de estol adequado por meio de “buffet” natural ou artificial, como um agitador de manche, são fornecidos pelo FAR 25.207.

Noções de Aerodinâmica

Procedimentos para ensaios em voo:

O avião deve ser compensado para voo sem intervenção a uma velocidade de 20 a 40 por cento acima da velocidade de estol prevista com os motores em marcha lenta e o avião na configuração prescrita para a qual a velocidade de estol está sendo determinada. Então, usando apenas o controle longitudinal primário, uma desaceleração constante é mantida até que um dos pontos previamente definidos que definem a estol seja atingido. Após o estol, o empuxo do motor pode ser utilizado, conforme desejado, para acelerar a recuperação.

Um número suficiente de estols (geralmente seis) deve ser executado em cada combinação crítica de peso, CG e configuração aerodinâmica, variando a taxa de entrada de aproximadamente 0,5 kt/s a 1,5 kt/s. Pretende-se obter dados suficientes para definir a velocidade de estol a uma taxa de entrada de 1,0 kt/seg. Usando apenas os controles de voo primários, uma desaceleração é realizada até que ocorra uma definição clara de estol, como disparo do stick pusher, alcance de paradas de controle, ocorrência de buffeting de dissuasão ou inclinação do nariz para baixo não comandada, conforme definido na FAR Parte 25 e AC- 25.7.

Noções de Aerodinâmica

Procedimentos para ensaios em voo:

As velocidades de estol são normalmente definidas com as manetes de empuxo na posição de marcha lenta, no entanto, é necessário verificar por teste ou análise que o empuxo de marcha lenta do motor não afeta as velocidades de estol a ponto de serem consideravelmente mais baixas do que seriam experimentadas com empuxo zero. Se o empuxo afetar os resultados, o teste de velocidade de estol deve ser feito em empuxo zero ou, se não for possível por motivos operacionais, deve ser extrapolado para empuxo zero a partir de pontos em empuxo e empuxo de marcha lenta, conforme necessário para manter o vôo nivelado em $1,6 V_s$ com marcha para cima e aba de aproximação com o peso máximo de pouso.

Durante o teste de velocidade de estol, as características de estol do avião também devem satisfazer os requisitos do parágrafo 25.203(a) e (b).

Noções de Aerodinâmica

Análise dos resultados:

Os testes são normalmente realizados com um “trailing cone” para fornecer velocidade e altitude calibradas que são essenciais para calcular os C_L 's. A velocidade de estol em termos de velocidade equivalente é então obtida da seguinte forma:

$$V_E = 20.7805 \sqrt{pac} \cdot M \quad \text{Com } V_E \text{ em kt e } pac \text{ em mb.}$$

$$M = \left\{ 5 \left[\left(1 + \frac{qc}{pac} \right)^{1/3.5} - 1 \right] \right\}^{1/2}$$

$$qc = 1013.25 \left\{ \left[0.2 \left(\frac{V_C \cdot 0.5144}{20.05 \sqrt{288.15}} \right)^2 + 1 \right]^{3.5} - 1 \right\} \quad \text{Com } V_C \text{ em kt e } qc \text{ em mb.}$$

$$pac = 1013.25 \left(1 - 22.588 \times 10^{-6} Hp_C \cdot 0.3048 \right)^{5.2561}$$

$$pac = 226.3e^{-157.696 \times 10^{-6}} (Hp_C \cdot 0.3048 - 11000) \quad \text{Para } Hp_C > 11000 \text{ m.}$$

Noções de Aerodinâmica

Análise dos resultados:

Os testes são normalmente realizados com um “trailing cone” para fornecer velocidade e altitude calibradas que são essenciais para calcular os C_L 's. A velocidade de estol em termos de velocidade equivalente é então obtida da seguinte forma:

$$V_E = 20.7805 \sqrt{pac} \cdot M \quad \text{Com } V_E \text{ em kt e } pac \text{ em mb.}$$

$$M = \left\{ 5 \left[\left(1 + \frac{qc}{pac} \right)^{1/3.5} - 1 \right] \right\}^{1/2}$$

$$qc = 1013.25 \left\{ \left[0.2 \left(\frac{V_C \cdot 0.5144}{20.05 \sqrt{288.15}} \right)^2 + 1 \right]^{3.5} - 1 \right\} \quad \text{Com } V_C \text{ em kt e } qc \text{ em mb.}$$

$$pac = 1013.25 \left(1 - 22.588 \times 10^{-6} Hp_C \cdot 0.3048 \right)^{5.2561}$$

$$pac = 226.3e^{-157.696 \times 10^{-6}} (Hp_C \cdot 0.3048 - 11000) \quad \text{Para } Hp_C > 11000 \text{ m.}$$

Noções de Aerodinâmica

Análise dos resultados:

O C_L então pode ser calculado:

$$C_L = \frac{2W}{\rho_0 V_E^2 S_W}$$

Em seguida, o C_L deve ser corrigido para o CG mais desfavorável do envelope da aeronave, conforme AC-25.7, conforme segue:

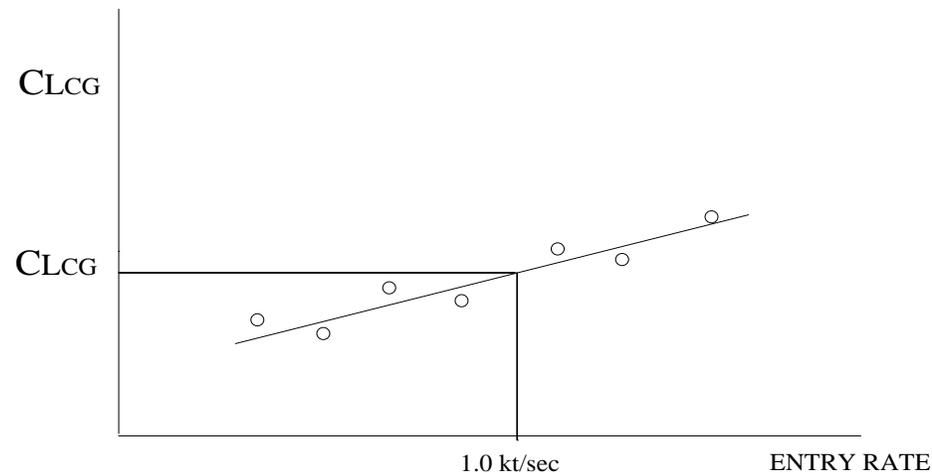
$$C_{LCG} = C_{L_{TEST}} \left[1 + \frac{MAC}{l_T} (CG_{STD} - CG_{TEST}) \right]$$

Noções de Aerodinâmica

Análise dos resultados:

O FAR define que um C_L para uma taxa de entrada de -1 kt/seg deve ser usado para definir a velocidade de estol conforme mostrado na figura abaixo. A taxa de entrada é definida por:

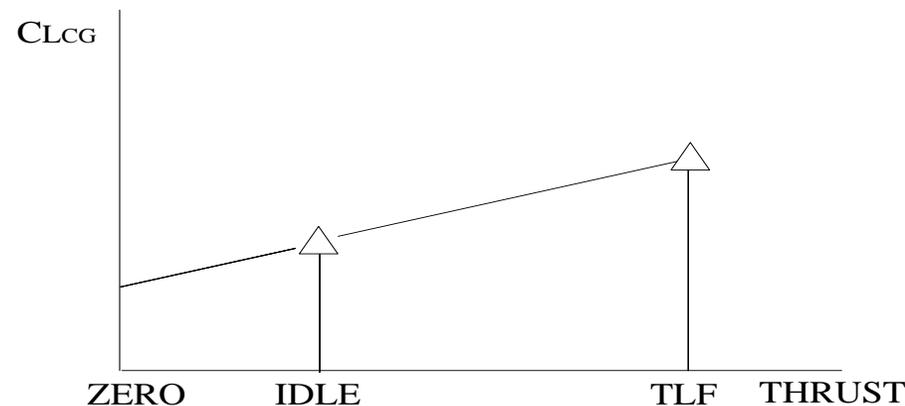
$$EntryRate = \frac{V_s - 1.1V_s}{\Delta t}$$



Noções de Aerodinâmica

Análise dos resultados:

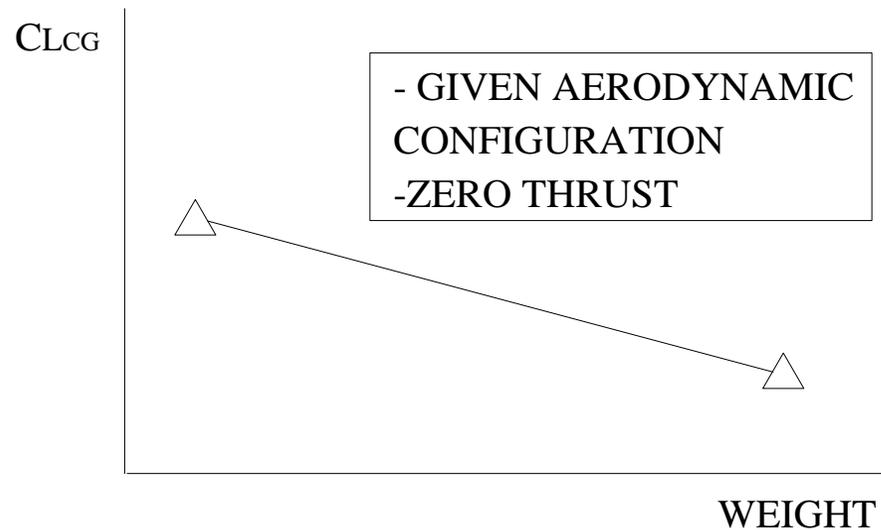
Durante os testes de velocidade de estol, se estols de empuxo zero não puderem ser executados, os testes devem ser conduzidos com ambos os motores em empuxo de marcha lenta e, em seguida, repetidos com empuxo conforme necessário para manter o vôo nivelado com trem de pouso elevado e flaps de aproximação e peso máximo de pouso. Depois disso, um gráfico com CLCG contra empuxo deve ser preparado e os dados extrapolados para empuxo zero.



Noções de Aerodinâmica

Análise dos resultados:

Uma vez determinado o CL, o efeito do peso no CL deve ser investigado. Isso pode ser feito plotando CL versus peso bruto e finalmente CL é determinado para todo o envelope da aeronave.



Noções de Aerodinâmica

Expansão dos dados:

A partir dos valores de C_L e peso bruto para cada configuração aerodinâmica apresentada na figura do slide anterior, são calculados os dados de expansão. Para o propósito aqui apresentado, os efeitos de compressibilidade são desprezíveis devido aos baixos valores de velocidade e altitudes de decolagem/aterissagem tipicamente utilizadas. Assim, as velocidades calibradas e equivalentes são consideradas iguais. A equação a seguir é usada para expansão de dados.

$$V_C = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S_w C_L}}$$

Noções de Aerodinâmica

