

Monitoria de Aeronaves

Aula 4 - Arrasto

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

2 de maio de 2020

Aula de Hoje:

- 1 Objetivos
- 2 Introdução
- 3 Camada Limite
- 4 Arrasto
- 5 Outros conceitos importantes
- 6 Resumo
- 7 Atividades
- 8 Referências



Objetivos

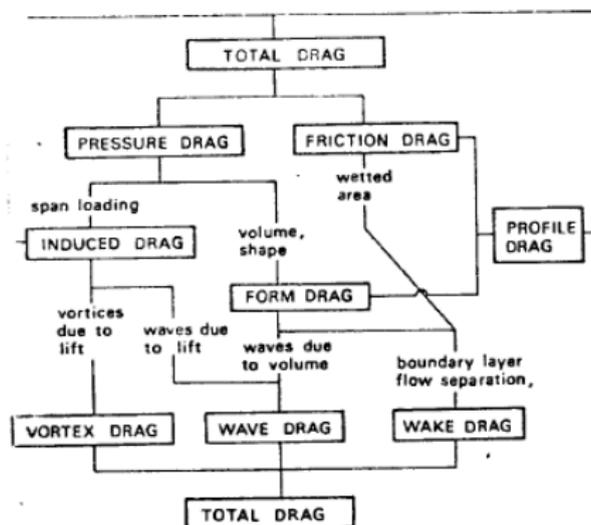
Objetivos:

- Mostrar a importância da viscosidade nos escoamentos;
- Apresentar o conceito de Camada Limite;
- Apresentar as várias formas de visualizar e dividir o arrasto;
- Comentar a existência de outros arrastos, como de excrescências, de interferência, de entradas de ar;

Introdução

Arrasto

O Arrasto pode ser visto de várias formas. Torenbeek mostra o seguinte diagrama em seu livro, capítulo 11:



Veja que a divisão do arrasto pode ser bastante confusa.

Camada Limite

Camada Limite

A Camada Limite (Boundary Layer) foi definida por Ludwig Prandtl em 1904 a partir de seus experimentos e teorias. Ele notou que quando o escoamento escoar na adjacência de alguma parede, a velocidade das partículas na parede é nula.

Essa observação parece errada e sem lógica. Mas é o que ocorre. Halliday nos dá um exemplo para aceitarmos melhor esse fenômeno. Pense numa pá de ventilador. Com o tempo, ela fica suja com pó. E mesmo ligando o ventilador, as pás não se limpam sozinhas! Curioso? É a **camada limite**! A velocidade na parede (neste caso, a pá do ventilador) é nula. Assim, as pequenas partículas de sujeira nunca saem de lá.

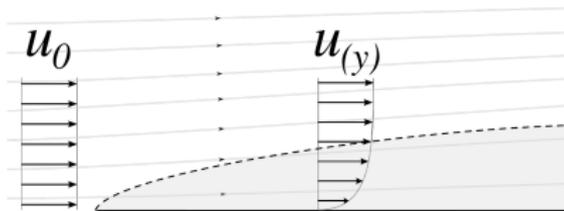
É a mesma coisa quando você está lavando a louça. Passar uma água apenas não limpa! É necessário esfregar!

Camada Limite

Agora quero que vocês imaginem uma aeronave em voo. Imaginem as partículas de ar escoando em torno da asa da aeronave.

Acabei de falar que a velocidade na parede é zero, mas um pouquinho mais longe da parede (asa) a velocidade tem que ser a velocidade externa (Aproximadamente a velocidade na qual a aeronave se desloca em relação ao ar).

Se a velocidade é zero na parede e tem que ser a do escoamento conforme vamos nos afastando, existe algum perfil de velocidade que varie mais ou menos dessa forma:



A camada limite é definida como a região adjacente a parede que abriga o perfil do escoamento que tem a velocidade nula até **99%** da velocidade externa.

Camada Limite

Mas por que temos que estudar a camada limite? Por que ela é tão importante?

Na camada limite, os efeitos viscosos são muito importantes! A integração das forças viscosas nessa região que irá determinar o arrasto viscoso!

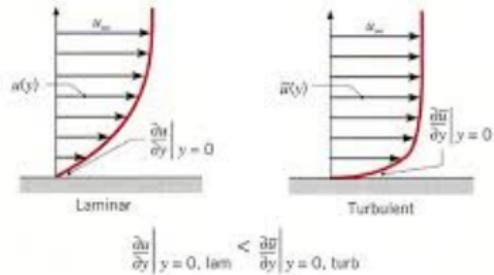
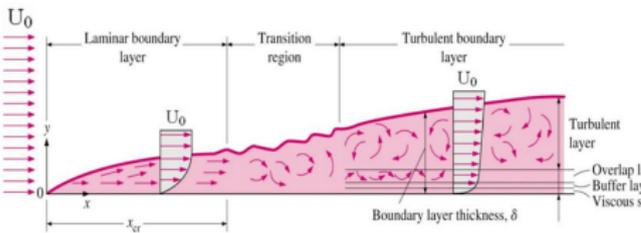
Fora da camada limite, podemos desprezar os efeitos viscosos (aerodinâmica potencial) sem errar muito. Contudo, a aerodinâmica é complexa. Pois a presença da camada limite influencia o campo de pressão, e o campo de pressão influencia o crescimento da camada limite. Em geral, programas que fazem esse cálculo, como o XFOIL, MSES (2D), BLWF (3D) usam esquemas iterativos.

Em escoamentos transônicos, a presença de ondas de choque ainda influencia a camada limite. Em geral, podendo causar a sua transição ou separação. Vamos explicar esses conceitos em detalhes agora.

Camada Limite

Uma vez que o escoamento encontra uma parede, a camada limite se forma. Ela começa a crescer. Ela inicia seu crescimento como uma camada limite laminar, no qual o escoamento é ordenado e bem comportado. Contudo, instabilidades surgem e ela acaba **transicionando** para uma camada limite turbulenta, com o escoamento caótico e com transferência de massa.

Comparison of laminar and turbulent velocity profile in the boundary layer



Vejam na segunda figura que os perfis de velocidade nas camadas limites são diferentes. Essa diferença nos perfis de velocidade é responsável por diferentes características no arrasto.



Camada Limite Laminar e Turbulenta

Antes de olharmos o impacto no arrasto entre uma camada limite laminar e outra turbulenta, é importante entender o conceito de coeficiente de fricção. E o respectivo arrasto de fricção. Esse conceito está relacionado a tensão de cisalhamento na parede (forças viscosas)

Coeficiente de Fricção:

$$C_f = \frac{\tau_w}{1/2\rho V^2}$$

Arrasto de Fricção:

$$D_f = 1/2\rho V^2 C_f S_{wet}$$

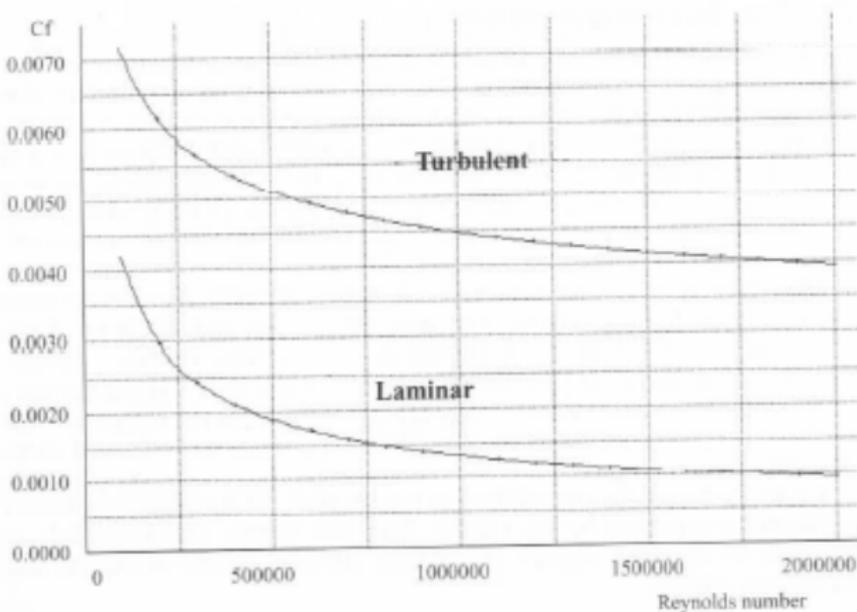
Onde:

τ_w : Tensão de cisalhamento na parede;

S_{wet} : Área molhada: área exposta ao escoamento

Vocês verão melhor no futuro o conceito de tensão. Notem como novamente aparece o termo da pressão dinâmica nas definições ($q = 1/2\rho v^2$)

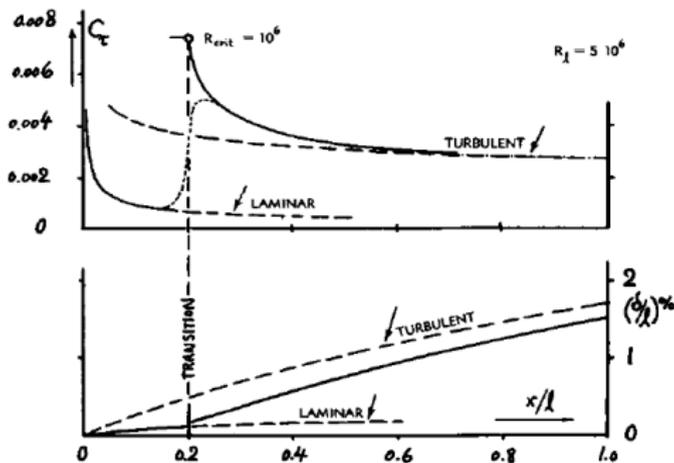
A principal diferença entre as camadas limites é o coeficiente de fricção. A camada limite turbulenta apresenta um **arrasto viscoso** maior do que a laminar.



Note que os coeficientes diminuem com o aumento do Reynolds. Lembre-se que Reynolds é um número que relaciona as forças viscosas às inerciais. Um Reynolds maior significa efeitos viscosos menos importantes, isso está de acordo com o observado experimentalmente (gráfico).

Camada Limite Laminar e Turbulenta

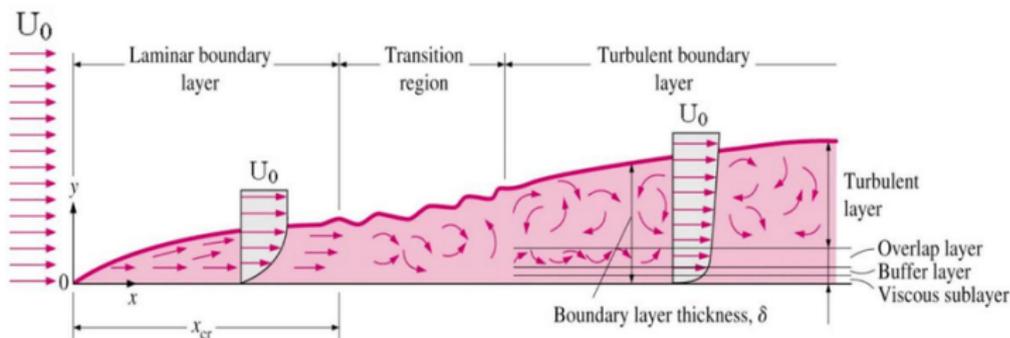
Apesar do menor arrasto viscoso, a camada limite laminar é mais sensível do que a turbulenta. Ela tende a se separar mais facilmente dependendo das condições de escoamento, como Reynolds, gradiente de pressão, rugosidade da superfície. Devido a essa sensibilidade, ela também pode transicionar para uma camada turbulenta. Veja este exemplo do Hoerner, sobre um escoamento numa placa plana.



Veja que o C_f aumenta depois do ponto de transição e a espessura da camada limite (δ) cresce rapidamente numa camada limite turbulenta.

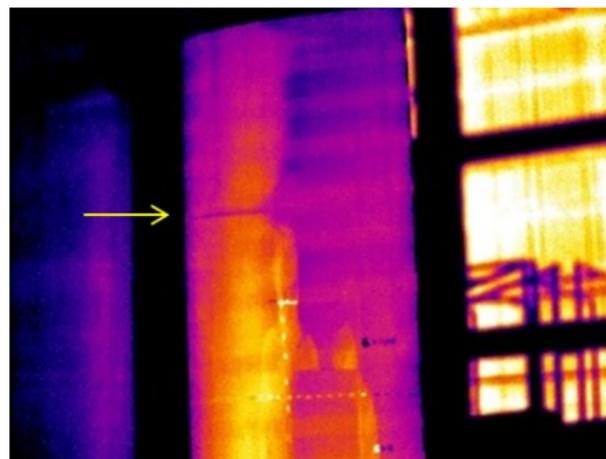
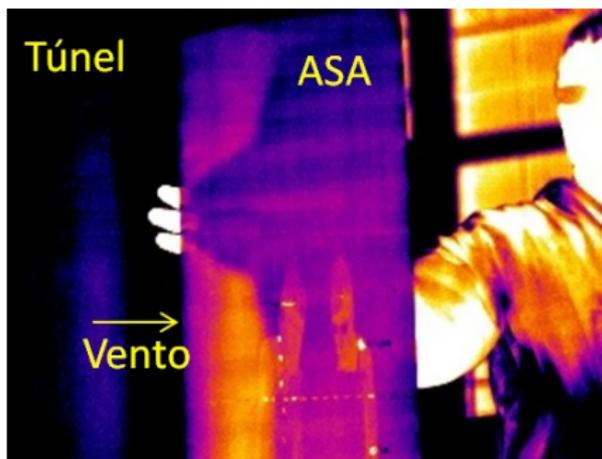
Camada Limite Laminar e Turbulenta

Outra diferença entre as camadas limites é a troca de calor com o meio externo. Como o escoamento é caótico na camada turbulenta, com troca de massa, é de se esperar que as camadas turbulentas troquem calor mais facilmente.



Transição Camada Limite

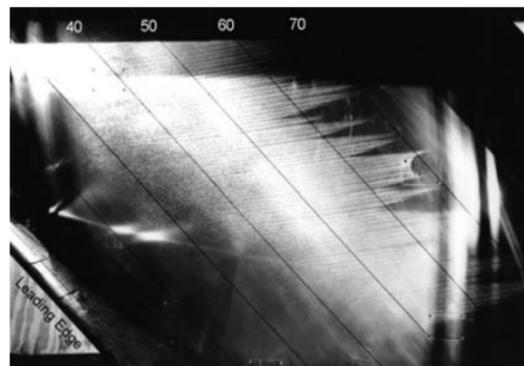
Uma vez que a troca de calor é diferente em camadas limite laminares e turbulentas, uma forma de visualizar a transição é através de uma câmera infra-vermelho. Vejam os resultados de um teste realizado no soprador do campus 2:



Note que a presença dos dedos (figura 1) e de um pequeno 'gerador de vórtice' (figura 2) afetam a transição na asa.

Transição de Camada Limite em Asa Enflechadas

O mecanismo da transição em asas enflechadas em escoamento transônico são mais complexas. A camada limite nelas é 3D e outros fenômenos ocorrem. Não é o objetivo do curso entrar em detalhes sobre isso aqui.



Observem algumas imagens capturadas nesse caso.

Experimento: Transição de Camada Limite

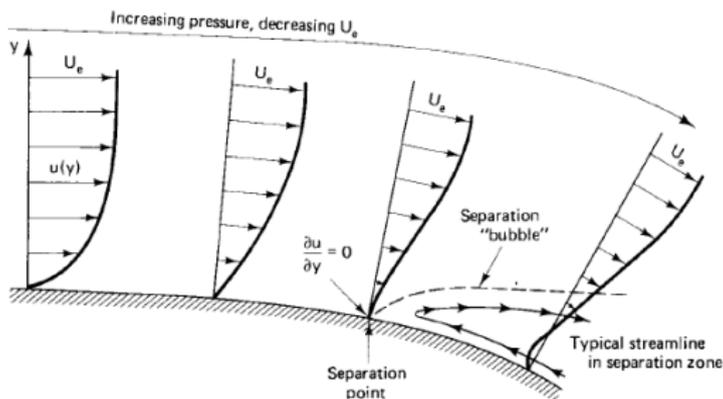
A transição da camada limite é um assunto bastante complexo com alguns aspectos ainda não completamente compreendidos. De forma simplificada, podemos dizer que surgem instabilidades na camada laminar que acabam por torná-la turbulenta. Vários fatores influenciam estas instabilidades, entre eles podemos mencionar:

- O nível de turbulência do escoamento;
- Reynolds;
- Mach (compressibilidade);
- O Gradiente de Pressão;

Vejam o video abaixo que mostra uma simulação de computador sobre as instabilidades formadas no processo de transição: <https://www.youtube.com/watch?v=Wr984EOmNaY>

Separação da Camada Limite

Um outro fenômeno muito importante é a **separação da camada limite**. Em alguns casos, o gradiente de pressão adverso é tão intenso a ponto de inverter o sentido da velocidade. Nota-se um **escoamento reverso**.



(C) Schematic illustration of separation.

Veja que o ponto de separação possui a derivada da velocidade em relação à altura nula ($(dU/dy)_w = 0$) e o coeficiente de fricção (C_f) neste ponto é zero.

Laminar ou Turbulento?

Agora que vocês viram o básico, a pergunta final:

Qual camada limite é melhor? A **laminar** ou a **turbulenta**?

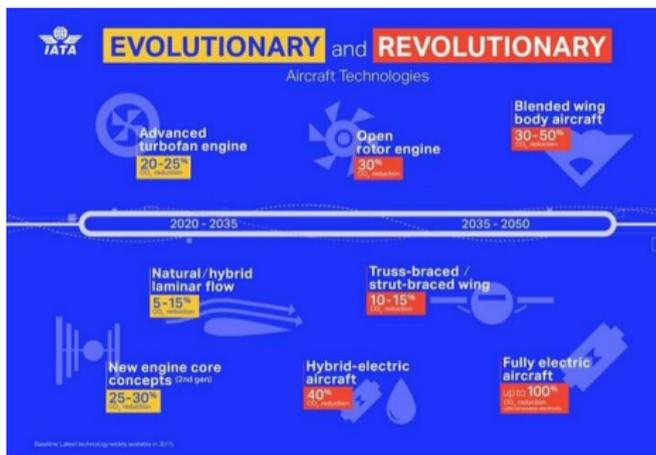
Depende!

Sempre queremos minimizar o arrasto, mas nem sempre podemos sofrer com a sensibilidade da camada limite laminar. Imagine se você tem uma asa laminar e o escoamento está separado nos seus ailerons. É muito perigoso e às vezes é interessante forçar a turbulência para ter um escoamento sem separação. Vocês verão que muitas aeronaves utilizam esses artifícios.

[Conteúdo Avançado] - Caso vocês queiram aprender mais detalhes sobre a camada limite, vejam o vídeo: <https://www.youtube.com/watch?v=wMxK2GtFFq0>

Aerodinâmica Laminar

Uma das expectativas para o futuro é o emprego mais extensivo da aerodinâmica laminar. Isso poderia reduzir o arrasto e conseqüentemente a emissão de gases estufa. Vejam o estudo realizado pela IATA:



Contudo, a aerodinâmica laminar tem dificuldades operacionais. Como a camada limite laminar é sensível, a aeronave precisa estar sempre limpa. E é bastante complicado e caro fazer limpeza das aeronaves regularmente.

Resumo - Camada Limite - Parte 1

O conceito de camada limite é um dos conteúdos mais complexos abordados durante a graduação. Vocês verão com mais detalhes e a formulação matemática na disciplina de aerodinâmica 3. Contudo, hoje foram apresentados alguns conceitos importantes, como:

- Camada Limite: um fluido escoando numa parede tem sua velocidade nula na superfície. A região entre a velocidade nula e 99% da velocidade externa é definida como camada limite.
- Os efeitos viscosos são muito importantes dentro da camada limite. Os efeitos da distribuição de pressão (gradiente favorável ou adverso) influenciam a camada limite, podendo causar transição ou separação;
- Coeficiente de fricção: foi apresentado para vocês e sua relação com o arrasto de fricção;

Resumo - Camada Limite - Parte 2

O conceito de camada limite é um dos conteúdos mais complexos abordados durante a graduação. Vocês verão com mais detalhes e a formulação matemática na disciplina de aerodinâmica 3. Contudo, hoje foram apresentados alguns conceitos importantes, como:

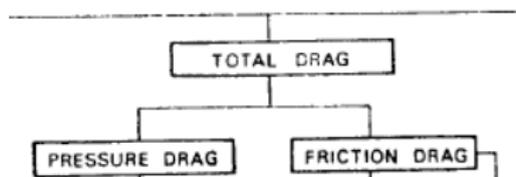
- Vimos que a camada limite pode ser laminar ou turbulenta. O Arrasto de fricção e a troca de calor é diferente. Além disso, camadas limites laminares são mais sensíveis ao fenômeno de separação do que as turbulentas.
- Vimos dois fenômenos importantes: transição e separação.
 - transição: ponto no qual a camada limite transiciona de laminar para turbulenta
 - separação: ponto no qual ocorre escoamento reverso na camada limite
- Por fim, camadas limites laminares e turbulentas têm características distintas e devemos explorar essas propriedades durante o projeto aerodinâmico.

Arrasto

Arrasto Pressão + Viscoso

Agora que entendemos um pouco da camada limite, podemos retornar ao assunto do arrasto.

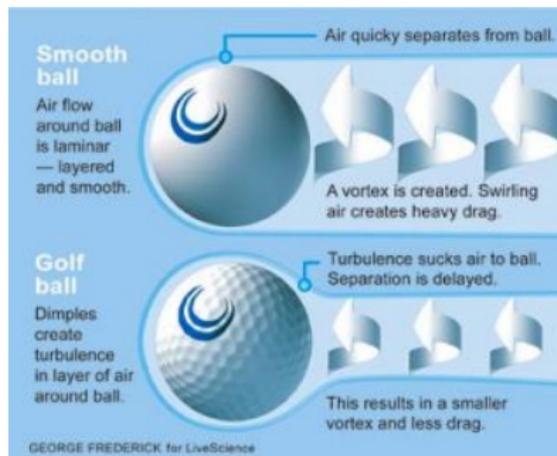
Estávamos na primeira maneira de enxergar o arrasto. Todo o arrasto da aeronave pode ser visto como a integração (soma) das **forças de pressão** e **viscosas** no sentido paralelo ao da velocidade do escoamento.



Esse modelo é o mais empregado nos programas de simulação.

Arrasto Pressão + Viscoso

Um bom exemplo para este caso é a bola de Golf.



Uma bola lisa possui camada limite laminar que facilmente separa, causando um grande **arrasto de pressão**. Ao adicionarmos as rugosidades à bola de golf, a camada laminar se torna turbulenta. A camada turbulenta atrasa o ponto de separação. Nesse caso, aumentamos o **arrasto de fricção** e diminuímos o **arrasto de pressão**. No balanço, colocar as rugosidades **diminui** o arrasto total.

Parasita + Induzido

Outro modelo divide em Arrasto Parasita e Arrasto Induzido. É o modelo mais utilizado em desempenho e projeto. Ele é muito útil para estimativas preliminares, uma vez que rapidamente podemos estimar diferenças ao voar em C_{L_S} diferentes.

Arrasto:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re}$$

Onde:

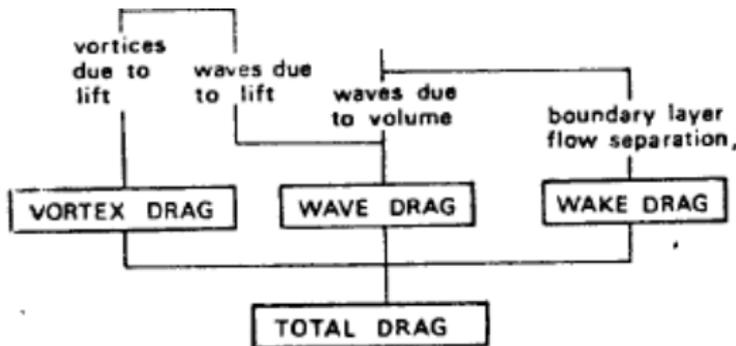
C_{D0} : Arrasto parasita;

C_{Di} : Arrasto Induzido;

O arrasto parasita é função do Mach, Reynolds e configuração (por exemplo, flaps abaixados ou retraídos). O coeficiente de Oswald também varia com o C_L e com o Mach. A princípio, o arrasto não é quadrático com o C_L , porém essa aproximação é válida até um certo ângulo de ataque.

Vórtice-Induzido + Esteira + Onda

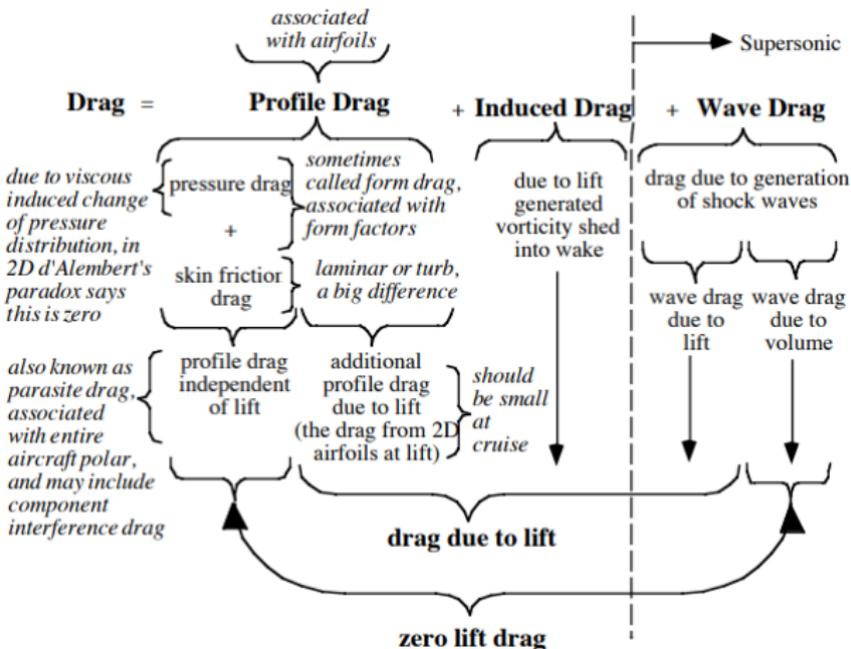
Esse método consiste em enxergar como a energia é transferida para o fluido ao seu redor. Basicamente podemos falar em três fenômenos: Energia devido a esteira, energia devido ao sistema de vórtices induzidos, e energia decorrente de ondas de choque.



Contudo, fica muito complicado separar esses três fenômenos em escoamentos complexos.

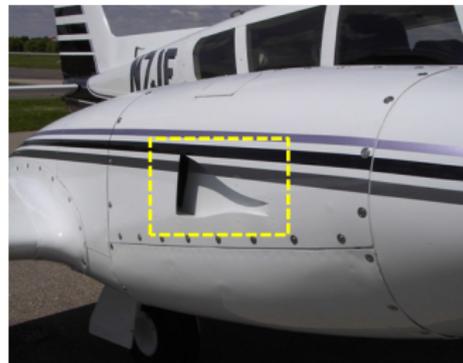
Outras formas de olhar arrasto:

Existem ainda outras formas de dividir o arrasto, mas não é objetivo entrar em ainda mais detalhes neste curso.



Outros Arrastos

Sensores externos, entradas de ar, rebites, defeitos de fabricação. Tudo isso deve ser considerado durante o projeto.



Outros conceitos importantes

Mach de Divergência

Outro conceito que merece atenção é o do Mach de Divergência. Esse número é importante uma vez que se observa um aumento abrupto do arrasto a partir de uma certa velocidade. Isso é devido a formação de ondas de choque muito intensas. É possível definir o Mach de divergência de várias maneiras. Entre elas:

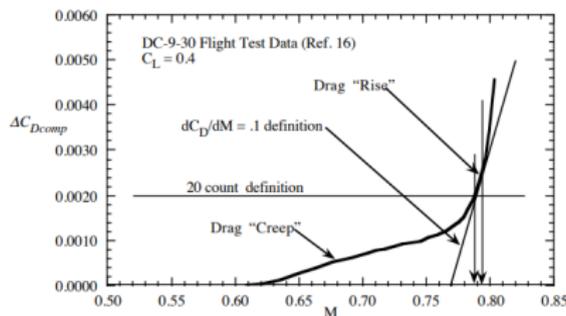


Figure 3.5 Details of wave drag increases at transonic speeds.

- Mach no qual ocorre um aumento de 0.002 no C_d subsônico
- Mach no qual a derivada $dC_D/dM \geq 0.1$ ('Drag Rise')

Resumo

Resumo

Aula extensa, cansativa e difícil. Hoje vimos:

- Camada Limite;
- As mais diversas formas de dividir o arrasto. Em especial para o parasita e o induzido, modelo mais utilizado;
- Sensores externos, armamentos, rebites, entradas de ar, defeitos de fabricação influenciam o arrasto da aeronave. Os processos de manufatura disponíveis têm que ser analisados e considerados no projeto;
- Arrasto é um assunto complexo e muitas vezes difícil de estimar nas fases iniciais de projeto;

Atividades

Atividades

Atividade 1 - Camada Limite:

Conceitue:

- a** Camada limite;
- b** Transição da Camada Limite;
- c** Separação da Camada Limite;
- d** Cite duas diferenças entre camadas limites laminares e turbulentas;

Atividades

Atividade 2 - Arrasto de fricção:

Considere o planador SZD-55 voando a 100km/h. Sua área de asa é $18.0m^2$ e sua corda é 0.58m. Considere $\rho = 1.225kg/m^3$, $\mu = 0.000017893kg/(ms)$.

- a Calcule o Reynolds de Voo (1.1 E6);
- b Calcule a pressão dinâmica nesse caso (472 Pa);
- c A partir do gráfico do slide 14, estime o coeficiente de fricção neste caso considerando que o escoamento seja laminar ($C_f=0.0013$);
- d A partir do gráfico do slide 14, estime o coeficiente de fricção neste caso considerando que o escoamento seja turbulento ($C_f=0.0044$);
- e Calcule o arrasto de fricção da asa desse planador para os casos laminar e turbulento ($S_{wet}=2*18=36m^2$, $D_f^l=22N$, $D_f^t=74N$);

Referências

Referências

Referências utilizadas nesta aula:

- Halliday, Resnick - Fundamentals of Physics
- Drag - Virginia Tech
http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/ConfigAeroDrag.pdf
- Hoerner, S. - Fluid Dynamic Drag, 1985.
- Schetz, J. - Boundary Layer Analysis.
- Torenbeek, E. - Synthesis of Subsonic Airplane Design