Aerodinâmica de baixa e alta velocidade

Use diagramas, hipóteses e cálculos para explicar o comportamento do escoamento. Em cada problema, identifique o referencial, marque o que permanece constante e relacione a conclusão às condições do exemplo. Para decisões de manutenção ou operação em uma aeronave específica, consulte a documentação aplicável.

Percurso de estudo

1. Aerodinâmica de baixa velocidade: referências, forças e sustentação
    - O ar visto da asa
    - Eixos do corpo, forças e equilíbrio
    - Separar atitude, incidência e ângulo de ataque
    - Como pressões locais dão origem à sustentação
    - Da pressão dinâmica à equação de sustentação
    - Comparar ensaios sem perder as hipóteses
2. Asas finitas, arrasto e limites da sustentação em baixa velocidade
    - Por que uma asa finita paga um preço pela sustentação?
    - Alongamento: envergadura não conta toda a história
    - Duas parcelas na curva de arrasto
    - Como ler uma polar de arrasto
    - Camada limite, transição e separação
    - O que uma curva de CL revela sobre o estol
    - Flapes, slats e o desenho do escoamento
3. Aerodinâmica de alta velocidade no voo civil
    - Qual velocidade do som usar?
    - O que Mach 0,80 mede?
    - Quando aparece a primeira região sônica?
    - Por que pressão estática e pressão total contam histórias diferentes?
    - O que uma subida no gráfico de arrasto revela?
    - O que o enflechamento muda no cruzeiro?

Parte 1 · Aerodinâmica de baixa velocidade: referências, forças e sustentação

O ar visto da asa

Imagine um carrinho que transporta uma maquete pela sala. Se o ar da sala estiver parado e a maquete avançar para leste, alguém sentado na maquete verá o ar distante aproximar-se vindo de leste e deslocar-se para oeste. O mesmo encontro pode ser descrito como movimento da maquete através do ar ou como movimento do ar em relação à maquete. São vetores de mesmo módulo e sentidos contrários. Perto da asa, o corpo altera o escoamento; a referência inicial é o ar ainda não perturbado, chamado corrente livre.

Use sempre dois nomes ao definir uma velocidade. “Avião em relação ao solo” descreve o que se observaria da pista. “Avião em relação ao ar” descreve o movimento que entra na equação aerodinâmica. A velocidade avião/solo é a soma vetorial da velocidade avião/ar e da velocidade ar/solo. Com vento longitudinal, somar vetores pode parecer uma simples soma ou subtração de números. Com vento transversal, desenhar as setas evita misturar direções.

Esquema para o caderno. Na vista de cima, faça a seta avião/ar apontar para leste e a seta ar/solo começar na ponta da primeira, apontando para norte. A seta da origem ao ponto final representa avião/solo. Para desenhar o vento relativo no referencial da asa, inverta somente a seta avião/ar. Diferencie no papel as duas setas que representam o ar: uma tem o solo como referência; a outra, a maquete.

> ### Caso para discussão
>
> Caso de aula. Um modelo avança a 12 m/s para leste através do ar. O ar se desloca a 5 m/s para norte sobre o solo. O observador no solo registra uma trajetória inclinada para nordeste e um módulo de $\sqrt{(12^2 + 5^2)} = 13$ m/s. No ensaio aerodinâmico, o valor pertinente à corrente livre continua sendo 12 m/s.

Atividade

Atividade. Refaça a construção com 12 m/s para leste e 5 m/s para sul. Compare o módulo e a orientação da velocidade sobre o solo com os do caso. Resposta de conferência: o módulo continua em 13 m/s e a componente transversal muda de sentido.

Para aprofundar: A1, A2

Eixos do corpo, forças e equilíbrio

Em uma maquete de avião, imagine três hastes perpendiculares que se encontram no centro de gravidade. A longitudinal acompanha a direção nariz-cauda; a lateral, a direção ponta a ponta das asas; a vertical do corpo completa o conjunto. A rotação recebe o nome do movimento em torno da haste: rolamento no eixo longitudinal, arfagem no lateral e guinada no vertical. Depois que a maquete inclina, suas hastes permanecem presas a ela. Por isso a vertical do corpo pode diferir da vertical da sala.

O desenho das forças pede outras referências. O peso aponta para o centro da Terra. No modelo bidimensional sem derrapagem, o arrasto se opõe ao movimento relativo ao ar e a sustentação é perpendicular a esse movimento. A tração atua na direção determinada pelo sistema propulsor. Quando ela for tomada como paralela à trajetória, isso será uma hipótese do exercício. A força resultante determina a aceleração do centro de massa. Para analisar mudanças de rotação, ainda é preciso analisar momentos; somente o balanço das forças não encerra essa segunda questão.

Um caso simples tem trajetória retilínea e horizontal em ar parado, velocidade constante, asas niveladas e tração horizontal. A soma vetorial nula se traduz em duas igualdades: sustentação igual ao peso e tração igual ao arrasto. Considere agora uma subida retilínea uniforme em ar parado com tração paralela à trajetória. Para um ângulo γ positivo de subida, a projeção do peso na direção oposta ao avanço é $W \operatorname{sen} \gamma$; a projeção perpendicular à trajetória tem módulo $W \cos \gamma$. O equilíbrio depende das componentes em cada direção.

> ### Caso para discussão
>
> Caso de aula. Uma ilustração de subida traz $W = 2.000$ N, $\operatorname{sen} \gamma = 0{,}10$ e arrasto de 160 N. Na direção da trajetória, somam-se 200 N do peso e 160 N de arrasto no sentido descendente. Uma tração de 360 N no sentido ascendente fecha esse balanço. A sustentação deve ser analisada separadamente, na normal à trajetória.

Atividade

Atividade. Faça duas vistas laterais de um ponto representando o centro de massa. Na primeira, desenhe a trajetória horizontal. Na segunda, incline-a para cima e desenhe novamente peso, sustentação, tração e arrasto sob as hipóteses acima. Verifique se o peso conservou a vertical e se sustentação e arrasto acompanharam as novas direções de referência.

Para aprofundar: A1, A2, A3

Separar atitude, incidência e ângulo de ataque

Numa vista de lado, a corda é a reta que passa pelos bordos de ataque e de fuga do perfil. O extradorso é a face superior e o intradorso, a inferior. Um risco que acompanhe a curvatura do extradorso serve para mostrar o contorno, mas não para medir geometricamente o ângulo de ataque. Para isso é preciso poder prolongar a reta de corda e comparar sua direção à da corrente incidente.

A incidência de montagem é o ângulo da corda da seção em relação à referência longitudinal da aeronave. Considere aqui uma asa de montagem fixa. A atitude de arfagem compara a referência longitudinal à horizontal local. Já o ângulo de ataque compara a corda à direção do escoamento relativo. O ar pode chegar por uma direção diferente tanto da horizontal quanto da linha longitudinal. Assim se explica por que uma atitude de nariz elevado na foto, sozinha, não fornece um ângulo de ataque.

Para o desenho plano, tome inclinações positivas quando sobe a extremidade voltada ao nariz. Se θ é a atitude, i a incidência e γ a inclinação da trajetória através do ar, a orientação da corda é $\theta + i$ e o ângulo de ataque geométrico da seção é $\alpha = \theta + i - \gamma$.

Use a linha de trajetória orientada para a frente para calcular as inclinações. A seta do vento relativo aponta no sentido contrário sobre uma linha paralela. Isso evita medir, por engano, o ângulo suplementar. A construção usa escoamento incidente uniforme e ignora efeitos locais tridimensionais.

> ### Caso para discussão
>
> Caso de aula. Trace uma linha longitudinal a +5° da horizontal e uma corda mais +2° acima dela. A trajetória relativa ao ar está a +3° da horizontal. A corda chega a +7° e o afastamento entre corda e trajetória é 4°. Os três dados têm funções diferentes, ainda que sejam representados em graus.

Atividade

Atividade. Repita com $\theta = 2°$, $i = 1°$ e $\gamma = 4°$. Identifique os dois segmentos que delimitam cada arco. O resultado $\alpha = -1°$ mostra que a corda fica abaixo da orientação da trajetória mesmo com o nariz acima do horizonte.

Para aprofundar: A4

Como pressões locais dão origem à sustentação

O ar em contato com a superfície exerce pressão normal a cada pequeno trecho. Em uma região plana de área A com pressão aproximadamente uniforme, o módulo da contribuição de pressão é pA. Sobre um perfil, pressão e orientação da superfície mudam de ponto para ponto. Para obter a contribuição resultante de pressão, somam-se vetorialmente as parcelas da superfície inteira. O escoamento real também exerce tensão de cisalhamento tangencial. Nos exemplos de áreas planas desta unidade, calcularemos apenas a parcela de pressão.

Um pequeno gráfico de pressão ajuda a formular perguntas que uma tomada isolada não resolve. Imagine que a face superior apresente pressão muito baixa em torno de um ponto, mas que a região afetada seja estreita. Outra região, com diferença de pressão menor distribuída numa extensão maior, pode contribuir mais para a força. É necessário conhecer a distribuição e a geometria. Depois de obter a força aerodinâmica, sua componente perpendicular à corrente livre fornece a sustentação.

Também se pode estudar como o escoamento muda de quantidade de movimento ao passar pela asa. Uma contribuição para baixo dada pela asa ao ar corresponde a uma reação para cima sobre a asa. Essa descrição e o balanço das forças de superfície tratam da mesma interação. O argumento de que partículas que se separaram no bordo de ataque têm de se reencontrar no bordo de fuga acrescenta uma condição sem fundamento físico. Empregar uma relação de Bernoulli em condições apropriadas requer conhecer a distribuição de velocidades; supor tempos iguais não a determina.

> ### Caso para discussão
>
> Caso de aula. Uma pequena região plana horizontal tem 0,20 m², e a diferença de pressão uniforme entre as faces inferior e superior é de 150 Pa. Desprezando cisalhamento, a contribuição vertical para cima é 150 N/m² × 0,20 m² = 30 N. Esse

> cálculo diz respeito à região descrita. A sustentação da asa inteira exigiria as demais contribuições e a referência da corrente livre.

Atividade

Atividade. Desenhe duas regiões planas horizontais, uma de 0,10 m² com diferença de 300 Pa e outra de 0,50 m² com diferença de 80 Pa, ambas maiores embaixo. As contribuições são de 30 N e 40 N para cima. Explique por que a menor diferença de pressão neste caso fornece a maior força.

Para aprofundar: A5, A7, A8

Da pressão dinâmica à equação de sustentação

O símbolo q representa a pressão dinâmica da corrente livre: $q = \rho V^2/2$. Use ρ para a massa específica do ar em kg/m³ e V para o módulo da velocidade relativa ao ar em m/s. O resultado sai em Pa, equivalentes a N/m². No exercício a baixa velocidade, tomamos a densidade como aproximadamente uniforme e as condições como estáveis em cada medição. A pressão dinâmica caracteriza a corrente de referência. A diferença de pressão medida entre dois pontos de uma asa é outra grandeza e depende do escoamento local.

A equação $L = q\,S\,C_L$ relaciona a sustentação L, em newtons, à área de referência S, em m², e ao coeficiente adimensional C_L. Para uma asa, usa-se convencionalmente a área projetada em planta, vista de cima. Somar as superfícies superior e inferior alteraria a referência. Ao receber um coeficiente de tabela, confira com que área foi definido e a que geometria, ângulo e condições de escoamento corresponde.

A equação organiza os fatores; apenas ρ, V e S ainda não determinam C_L. Um ensaio pode medir a força e permitir calcular $C_L = L/(qS)$. No caminho inverso, é possível usar um coeficiente conhecido, compatível com as condições, para estimar a força. Uma previsão a partir de outro ensaio supõe que o coeficiente usado continua representativo, inclusive quanto aos efeitos de viscosidade e compressibilidade.

Caso para discussão

Caso de aula. No túnel, ρ = 1,20 kg/m³ e V = 20 m/s dão $q = 0{,}5 \times 1{,}20 \times 20^2 = 240$ Pa. Para S = 0,40 m² e $C_L = 0{,}50$, a força prevista é $240 \times 0{,}40 \times 0{,}50 = 48$ N. Se a balança lesse 36 N nas mesmas condições, o coeficiente deduzido seria $36/(240 \times 0{,}40) = 0{,}375$.

Atividade

Atividade. Uma planilha tem três campos preenchidos: q = 300 Pa, S = 0,50 m² e L = 90 N. Identifique o campo que deve ficar sem unidade e calcule seu valor. $C_L = 0{,}60$, pois o numerador e o denominador são medidos em newtons.

Para aprofundar: A6, A9, A10

Comparar ensaios sem perder as hipóteses

Antes de aplicar uma regra de proporcionalidade, escreva o que mudou. A razão entre as forças é $L_2/L_1 = (\rho_2/\rho_1)(V_2/V_1)^2(S_2/S_1)(C_{L2}/C_{L1})$, admitindo L_1 e os divisores diferentes de

zero. Essa forma torna visível quais fatores se cancelam por terem valores iguais. Ela também serve para identificar uma grandeza cuja mudança teria passado despercebida numa comparação apenas por velocidade.

Dois ensaios com a mesma área e o mesmo coeficiente não precisam produzir forças iguais. Se a densidade cair pela metade e V dobrar, a razão será $0{,}5 \times 2^2 = 2$. Se a densidade permanecer igual e a velocidade aumentar apenas 10%, o fator de velocidade passa a $1{,}10^2 = 1{,}21$. O quadrado incide sobre a razão completa entre as velocidades, não sobre a porcentagem isolada de aumento.

Ao interpretar resultados, diferencie igualdade observada de hipótese escolhida. Medir a mesma velocidade em duas geometrias diferentes nada diz, por si só, sobre a igualdade dos coeficientes. Já se a força, a pressão dinâmica e a área forem conhecidas para ambos os casos, a comparação pode ser feita a partir dos coeficientes deduzidos de cada medição. Indicar essa diferença no relatório facilita o trabalho de quem terá de conferir o raciocínio.

> ### Caso para discussão
>
> Caso de aula. Em duas linhas de uma planilha, q passa de 200 para 250 Pa, mas a balança informa a mesma força e a área de referência é igual. Como $q_2/q_1 = 1{,}25$, o segundo coeficiente tem de ser $1/1{,}25 = 0{,}80$ do primeiro. Isso descreve a relação entre as medições; para explicar sua causa seria preciso examinar as condições dos ensaios.

Atividade

Atividade. Uma equipe afirma que elevar V de 20 para 30 m/s aumenta L em 50%. Refaça a previsão com ρ, S e C_L constantes. A razão é $(30/20)^2 = 2{,}25$, um aumento de 125%. Em seguida, retire a hipótese de C_L constante e identifique o dado que falta para uma previsão única.

Para aprofundar: A6, A9

Equilíbrio das forças em cruzeiro



Imagine o avião em voo horizontal, retilíneo e com velocidade constante, com a tração paralela à trajetória, apontando para a direita. Cada par de setas tem o mesmo comprimento e sentidos opostos. A origem comum permite somar os vetores para estudar a translação. Para estudar momentos seria preciso conhecer os pontos de aplicação e as linhas de ação. Airplane Cruise – Balanced Forces

Parte 2 · Asas finitas, arrasto e limites da sustentação em baixa velocidade

Por que uma asa finita paga um preço pela sustentação?

Um corte transversal de uma asa mostra o perfil, mas esconde as pontas. Em uma asa real que produz sustentação, a distribuição de pressão varia ao longo da envergadura. Perto das pontas, parte do ar contorna a asa, e a esteira apresenta movimento de rotação. Junto à asa, o escoamento induzido tem uma componente descendente, conhecida como downwash.

Considere um pequeno trecho da asa. O vento relativo local já inclui a velocidade induzida. Ao decompor a força que seria perpendicular a esse escoamento local nos eixos da corrente não perturbada, aparece uma componente para trás. Essa contribuição ao arrasto recebe o nome de arrasto induzido. Os vórtices visíveis na esteira ajudam a entender sua origem tridimensional; a contribuição resulta da distribuição de sustentação ao longo da asa.

Em um modelo de asa finita com escoamento predominantemente aderido, o coeficiente de arrasto induzido é $C_{Di} = C_L^2/(\pi \cdot AR \cdot e)$. C_L é o coeficiente de sustentação da asa, AR é o alongamento e e representa a eficiência da distribuição de sustentação. Assim, comparar duas condições exige identificar o que ficou constante. A equação fornece um coeficiente sem unidade.

> ### Caso para discussão
>
> No quadro, duas leituras da mesma asa têm C_L de 0,40 e 0,60, com AR e e constantes. A razão entre os coeficientes induzidos é $(0,60/0,40)^2 = 2,25$. O aumento de 50% em C_L corresponde a 125% de aumento em C_{Di}. Ainda faltam as condições do ensaio para converter os coeficientes em forças.

Atividade

Desenhe em um corte local a direção da corrente não perturbada e a direção que inclui o downwash. Identifique em qual dos dois sistemas de referência você deve projetar a força para mostrar o arrasto induzido. Depois preveja, sem fazer uma conta longa, a mudança em C_{Di} se C_L cair à metade.

Para aprofundar: B1, B2

Alongamento: envergadura não conta toda a história

Use a envergadura total b, de ponta a ponta, e a área de referência em planta S. O alongamento é $AR = b^2/S$. Com b em metros e S em metros quadrados, as unidades se cancelam. Para uma asa retangular de corda c, $S = b \cdot c$ e o cálculo se reduz a b/c. Uma corda medida somente na raiz de uma asa afilada não permite a mesma simplificação.

Uma réplica geometricamente semelhante em escala tem o mesmo alongamento: se a envergadura é multiplicada por dois, a área é multiplicada por quatro. Alongamento e tamanho absoluto descrevem propriedades diferentes. Na comparação de C_{Di}, maior

alongamento favorece menor valor se CL e e forem os mesmos. Comparar somente as envergaduras pode esconder uma diferença de área.

A distribuição da sustentação também importa. Na teoria clássica da linha sustentadora para asa plana, uma distribuição elíptica oferece o mínimo arrasto induzido para a mesma sustentação e envergadura nas mesmas condições. A palavra distribuição descreve a carga aerodinâmica ao longo da asa. Uma fotografia da forma em planta não mede essa carga. Dispositivos de ponta, como winglets, podem modificar o escoamento local; avaliar o arrasto total requer considerar todas as parcelas.

> ### Caso para discussão
>
> A asa A tem 12 m de envergadura e 18 m² de área. Seu AR é 144/18 = 8. A asa B tem 10 m e 10 m²: AR = 100/10 = 10. A asa de envergadura menor ficou com maior alongamento. Para CL e e iguais, o coeficiente induzido de B corresponde a 8/10 = 0,8 do de A.

Atividade

Recorte dois retângulos de papel com a mesma área e envergaduras diferentes. Meça as duas geometrias, calcule AR e indique qual delas teria menor CDi no modelo se CL e e fossem iguais. Anote uma informação que os recortes, por si sós, não permitem obter.

Para aprofundar: B1, B7

Duas parcelas na curva de arrasto

O arrasto parasita engloba contribuições de atrito superficial, forma e interferência entre escoamentos, como ocorre na junção de uma asa com a fuselagem. O arrasto induzido acompanha a produção de sustentação por uma asa finita. Os dois podem estar presentes ao mesmo tempo e responder de maneiras diferentes a uma mudança de condição.

No modelo simples de baixa velocidade, com geometria e densidade constantes, mantenha a sustentação requerida fixa e considere aproximadamente constantes tanto o coeficiente de arrasto parasita quanto o fator de eficiência da distribuição de sustentação (e). Um aumento de velocidade aumenta a força de arrasto parasita aproximadamente com o quadrado da velocidade. Ao mesmo tempo, a asa pode produzir a mesma sustentação com menor CL, de modo que a força de arrasto induzido cai aproximadamente com o inverso do quadrado da velocidade.

Em um gráfico de força de arrasto contra velocidade, a soma das duas parcelas pode ter forma de U. No modelo $D = a \cdot V^2 + c/V^2$, com constantes a e c positivas, o mínimo ocorre quando as parcelas são iguais. Isso se verifica designando as parcelas por x e y: o produto $x \cdot y = a \cdot c$ é fixo, e a soma é mínima quando x = y. A igualdade resulta do modelo e das hipóteses da comparação.

> ### Caso para discussão
>
> Em um ensaio fictício, na velocidade de referência há 120 N de arrasto parasita e 240 N de induzido. Se a velocidade dobrar nas condições do modelo, as parcelas passam a

480 N e 60 N. O total sobe de 360 N para 540 N, embora a parcela induzida tenha diminuído.

Atividade

Em uma tabela, compare a velocidade de referência com 1,5 vez esse valor. Calcule 120 × 1,5² e 240/1,5², some os resultados e marque a parcela dominante. Indique como sua previsão mudaria se a comparação fosse feita com CL constante em vez de sustentação constante.

Para aprofundar: B1, B2

Como ler uma polar de arrasto

Uma polar associa CL e CD medidos ou calculados em vários pontos para uma configuração e condições definidas. Adote CD no eixo horizontal e CL no vertical. Cada ponto representa o par de coeficientes obtidos na mesma condição. A inclinação da reta entre a origem e o ponto é CL/CD. Se ambos usam a mesma área de referência, essa razão também é L/D, a eficiência aerodinâmica naquele ponto.

Com eixos lineares, a reta mais inclinada que sai da origem e alcança a curva identifica o maior L/D no ramo de sustentação positiva; em uma polar suave com máximo interno, a reta é tangente. Buscar o ponto mais alto localiza o maior CL representado. Buscar o ponto mais à esquerda localiza o menor CD. Esses critérios respondem a perguntas diferentes. Se o gráfico inverter os eixos, a inclinação também se inverte.

Uma aproximação antes do estol é $CD = CD0 + k \cdot CL^2$, com CD0 e k constantes para o conjunto analisado. No exemplo $CD = 0{,}020 + 0{,}050 \cdot CL^2$, CL = 0,60 fornece CD = 0,038 e L/D ≈ 15,8. Nas vizinhanças do estol, a separação crescente altera o arrasto; a parábola não deve ser prolongada automaticamente para além dos dados que a sustentam.

Caso para discussão

Uma ficha de túnel apresenta os pares (CL; CD) A = (0,30; 0,025), B = (0,60; 0,035) e C = (0,90; 0,070). As razões são 12,0, cerca de 17,1 e cerca de 12,9. B é o mais eficiente dos três pontos. Medições intermediárias ainda poderiam revelar uma razão maior.

Atividade

Trace os três pontos e as três retas à origem. Marque separadamente o maior CL, o menor CD e o maior CL/CD da amostra. Em planeio retilíneo estacionário sem vento, a distância horizontal dividida pela altura perdida equivale a L/D. Use esse vínculo para interpretar 15:1 e explicite a hipótese sobre o ar.

Para aprofundar: B1, B3

Camada limite, transição e separação

Em uma superfície estacionária, a velocidade do ar em contato com a parede é nula em relação a ela. Ao afastar-se da superfície, a velocidade tende à do escoamento externo local. A região em que o gradiente é importante chama-se camada limite. Dizer que o ar junto à parede está em repouso não significa que todo o ar sobre a asa parou.

A camada pode ser laminar, com movimento mais ordenado, ou turbulenta, com flutuações e mistura. Transição é a mudança de regime. Separação descreve o afastamento do escoamento da superfície. Uma camada turbulenta pode continuar aderida; uma região separada pode desenvolver-se a jusante. A classificação do regime e a posição da separação respondem a perguntas físicas distintas.

Quando a pressão externa aumenta no sentido do escoamento, há um gradiente de pressão adverso. O ar mais lento perto da parede pode não conseguir prosseguir contra essa elevação de pressão. Pode aparecer escoamento local reverso, com alteração da esteira e da distribuição de pressão na superfície. Uma medição localizada descreve aquele trecho; para relacioná-la ao desempenho da asa inteira é preciso combinar observações e forças medidas.

> ### Caso para discussão
>
> Em uma visualização de bancada, a região dianteira continua com filetes orientados para trás enquanto alguns filetes na região traseira oscilam e apontam para a frente. O primeiro resultado ajuda a localizar onde o escoamento permanece aderido. O segundo sugere reversão local, a conferir com outras medições; nenhum dos dois fornece sozinho o CL máximo da asa.

Atividade

Desenhe um perfil de velocidade a partir da parede em uma região aderida. Indique o referencial adotado. Depois compare duas legendas de ensaio, “transição observada” e “separação observada”. Escreva que evidência adicional buscaria antes de concluir que a asa atingiu o estol.

Para aprofundar: B4, B5, B8

O que uma curva de CL revela sobre o estol

O ângulo de ataque α relaciona a linha de corda de referência ao vento relativo. Para determinada configuração em ensaio quase estacionário, o aumento de α normalmente aumenta CL em uma faixa inicial. Perto do máximo, a resposta deixa de seguir bem a reta inicial. O ângulo associado ao CL máximo define o ângulo crítico nessa curva.

Quando a asa ultrapassa esse ângulo, a separação pode se estender por regiões suficientes para provocar queda de CL. O estol não exige que a sustentação caia a zero nem que toda a envergadura perca aderência ao mesmo tempo. A torção geométrica que reduz o ângulo de incidência na ponta, chamada washout, pode favorecer o início do estol na região da raiz.

A velocidade associada ao estol depende das condições em que se exige determinada sustentação, inclusive peso, fator de carga e configuração. Um mesmo valor de velocidade, tomado isoladamente, não informa o ângulo de ataque. Para comparar ensaios, confira a referência angular, a configuração, as condições de escoamento e o que foi medido.

Caso para discussão

Para um modelo hipotético foram medidos CL de 1,10 a 10°, 1,28 a 12°, 1,33 a 14° e 1,21 a 16°. O maior valor amostrado ocorreu a 14°. Os dados mostram queda entre 14° e 16°, mas o pico da curva contínua pode estar entre medições. Nenhum desses ângulos é um limite publicado para uma aeronave real.

Atividade

Marque os quatro pares em um gráfico. Com direito a duas medições adicionais, escolha ângulos próximos ao pico e justifique a escolha. Compare esse gráfico com a polar da seção anterior e explique por que CL máximo e L/D máximo precisam ser encontrados por critérios distintos.

Para aprofundar: B5, B7, B3

Flapes, slats e o desenho do escoamento

Flapes no bordo de fuga alteram o perfil efetivo. Um flape simples articulado aumenta a curvatura ao se defletir. No flape dividido (split flap), a porção inferior se deflete enquanto a parte superior permanece. O flape Fowler desloca-se para trás e aumenta a área em planta, além de modificar a curvatura. Um desenho em corte permite distinguir movimento, abertura de fenda e mudança de área.

No flape com fenda (slotted flap), a passagem entre os elementos conduz ar para a região superior do flape e pode retardar a separação ali. No bordo de ataque, um slat móvel pode abrir uma fenda à frente do elemento principal. Slot nomeia a fenda e slat nomeia o elemento móvel neste exemplo. A fenda de bordo de ataque permite manter o escoamento aderido até ângulos maiores em configurações apropriadas.

Maior CL máximo amplia a capacidade de sustentação em baixa velocidade. O efeito sobre L/D precisa ser calculado com o CD correspondente. Um dispositivo pode aumentar CL em um dado ângulo e, ainda assim, reduzir L/D se o aumento proporcional de CD for maior. O ângulo de estol e a forma da curva dependem da configuração; o rótulo “hipersustentador” sozinho não fornece valores ou posições de uso.

Caso para discussão

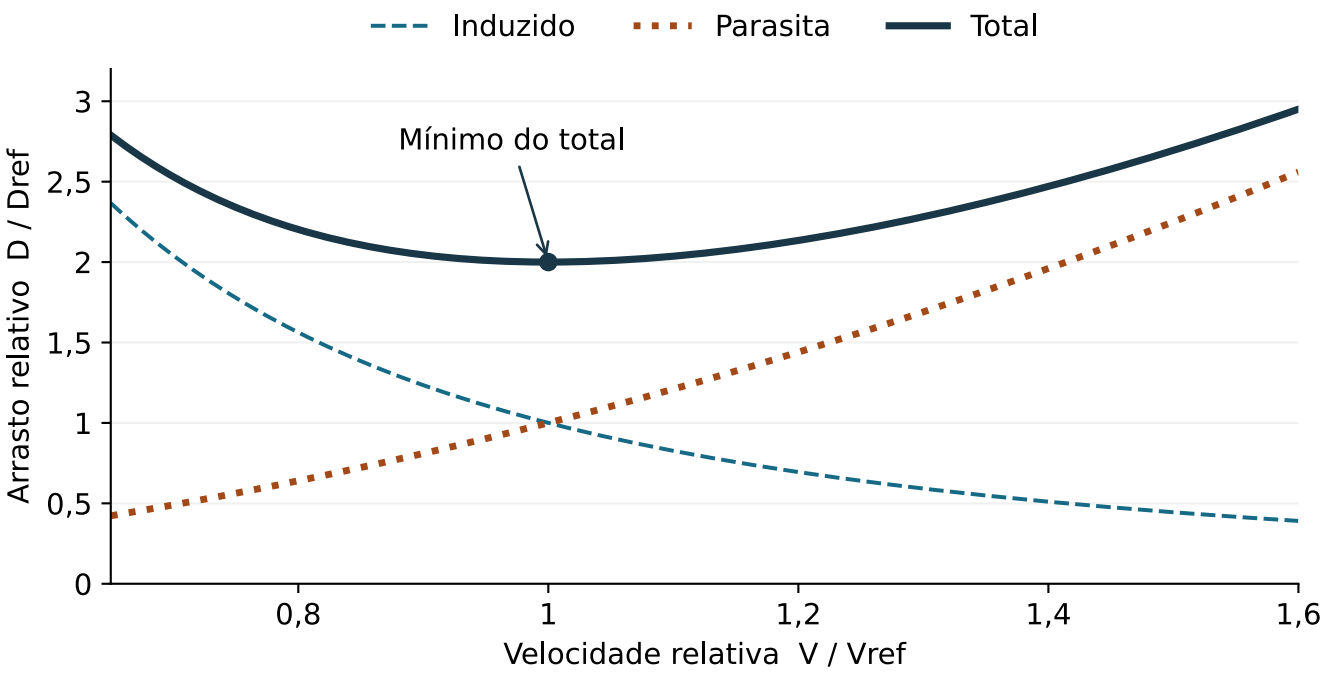
Em dois ensaios no mesmo ângulo e com a mesma convenção de área, uma asa limpa apresenta CL = 0,70 e CD = 0,040. Com flape, CL = 0,90 e CD = 0,075. L/D passa de 17,5 para 12,0. A leitura mostra aumento do coeficiente de sustentação e queda de eficiência naquele ângulo. Um único ponto em cada configuração deixa os dois CL máximos desconhecidos.

Atividade

Faça duas vistas laterais de papel, uma com flape Fowler e outra com slat estendido. Identifique o bordo correspondente e nomeie cada passagem de ar representada. Em seguida, indique os dois tipos de gráfico necessários para comparar CL máximo e eficiência nas configurações.

Para aprofundar: B6, B3, B5

Como ler a curva de arrasto



O gráfico compara estados de equilíbrio em voo retilíneo e nivelado, com as asas niveladas e sustentação igual ao peso constante. Configuração, densidade e coeficientes da polar parabólica permanecem constantes. Vref é a velocidade em que as duas parcelas se igualam. Dref é o valor de cada parcela nesse ponto. Para x = V/Vref, o arrasto parasita relativo vale x^2, o induzido vale $1/x^2$ e o total é a soma. Em x = 1, cada parcela vale 1 e o total mínimo vale 2. Qual parcela domina de cada lado do mínimo?
Induced Drag Coefficient

Parte 3 · Aerodinâmica de alta velocidade no voo civil

Qual velocidade do som usar?

Uma pequena perturbação de pressão se propaga pelo ar a uma velocidade que depende do estado do gás. Para ar seco tratado como gás ideal com propriedades constantes, use $a = \sqrt{(\gamma RT)}$. Aqui T é a temperatura estática absoluta do ar em kelvin, R é a constante específica do ar e γ é a razão entre seus calores específicos. Nos exercícios, R = 287 J/(kg·K) e γ = 1,4. Para passar de graus Celsius a kelvin, some 273,15.

A 288 K, $a \approx \sqrt{(1{,}4 \times 287 \times 288)} \approx 340$ m/s. A 225 K, com a mesma composição, a ≈ 301 m/s. A raiz quadrada importa: uma queda de 10% em T não produz queda de 10% em a. Nesse modelo, se o ar em dois locais tem a mesma temperatura, terá a mesma velocidade do som, ainda que a pressão atmosférica seja diferente.

> ### Caso para discussão
>
> Uma turma prepara uma escala de velocidades para um túnel de vento. A folha registra 15 °C. Um grupo insere 15 diretamente na raiz e encontra cerca de 78 m/s. Outro converte para 288,15 K e encontra cerca de 340 m/s. Ao substituir cada valor na fórmula inversa $T = a^2/(\gamma R)$, os grupos recuperam 15 K como resultado puramente algébrico da substituição inválida. Esse valor não representa a temperatura do ar do túnel.

Atividade

Calculem a para 220, 240, 260, 280 e 300 K. Façam um gráfico de T em K no eixo horizontal e a em m/s no vertical. Marquem as coordenadas com uma casa decimal. Expliquem por que a inclinação diminui ligeiramente para o lado mais quente.

Para aprofundar: C1

O que Mach 0,80 mede?

O número de Mach compara duas velocidades no mesmo estado de referência: M = V/a. Para a aeronave, use sua velocidade verdadeira em relação ao ar não perturbado e a velocidade do som nesse ar. Para um ponto sobre a asa, use velocidade e velocidade do som daquele ponto. A divisão cancela as unidades. Quem mistura velocidade sobre o solo e velocidade do som no ar acaba descrevendo outra razão.

Compare dois exemplos fictícios. Num avião leve a 51 m/s em ar onde a = 340 m/s, M = 0,15. Num jato civil em cruzeiro a 240 m/s em ar onde a = 300 m/s, M = 0,80. A razão entre os dois valores de Mach é maior que a razão entre as velocidades verdadeiras porque a velocidade do som também mudou. Os números servem ao cálculo e não especificam desempenho de nenhum modelo.

Caso para discussão

Em voo nivelado, com vento horizontal de cauda de 20 m/s na mesma direção e sentido do deslocamento, um jato didático a 230 m/s em relação ao ar teria 250 m/s sobre o solo. Se a = 300 m/s, seu Mach de voo é 230/300 ≈ 0,77. Usar 250 faria o vento aparecer indevidamente na medida de compressibilidade.

Atividade

Desenhem duas colunas para V e a. Construam dois casos em que a velocidade verdadeira seja diferente, mas M seja igual. Construam depois dois casos com a mesma V e números de Mach distintos. Justifiquem cada par com a divisão.

Para aprofundar: C1, C2

Quando aparece a primeira região sônica?

A asa altera a velocidade e a pressão das partículas que passam por ela. Em baixa velocidade, as mudanças de densidade provocadas pelo movimento podem ser pequenas o bastante para tratarmos a densidade como aproximadamente constante. Perto das condições sônicas, essas mudanças locais ganham importância. A velocidade varia ao redor do perfil e a velocidade do som também pode variar porque depende da temperatura local.

Fixadas a geometria e a condição de sustentação analisada, Mach crítico é o menor Mach da corrente livre no qual algum ponto do escoamento ao redor da aeronave alcança Mach 1. Logo acima desse marco pode haver uma bolsa supersônica cercada por regiões subsônicas. Essa coexistência caracteriza o regime transônico do exemplo. Divergência de arrasto é outro marco, associado ao aumento acentuado do coeficiente de arrasto. Identificá-lo requer informação sobre arrasto.

Caso para discussão

Num ensaio idealizado, os pares (Mach da corrente livre; maior Mach local) são (0,70; 0,94), (0,74; 1,00) e (0,77; 1,06). A condição sônica observada está no segundo par; o número que a identifica na corrente livre é 0,74. Numa campanha com poucos sensores, porém, o ponto mais rápido pode cair entre eles. Uma leitura subsônica isolada não prova que toda a asa ficou subsônica.

Atividade

Preparem duas curvas: máximo Mach local e coeficiente de arrasto contra Mach da corrente livre. Na primeira, indiquem como localizar o início sônico. Na segunda, marquem onde a subida se acentua. Expliquem qual conclusão ficaria sem base se apenas uma das curvas fosse entregue.

Para aprofundar: C1, C2

Por que pressão estática e pressão total contam histórias diferentes?

Uma onda de choque comprime o gás em uma camada muito estreita. Para um choque normal estacionário em ar ideal entrando supersônico, a velocidade cai, o escoamento sai subsônico e pressão estática, temperatura estática e densidade sobem. Pressão estática é uma propriedade do gás naquele ponto. Pressão total é a pressão que ele atingiria se fosse desacelerado até o repouso de modo isentrópico a partir daquele estado.

O choque é irreversível: parte da capacidade de recuperar pressão se perde, embora a energia total se conserve. No modelo adiabático sem trabalho externo, a temperatura total é a mesma nos dois lados e a pressão total diminui. Já um leque de expansão ideal em corrente supersônica que contorna um canto convexo acelera o escoamento de forma contínua. O Mach sobe, a pressão estática cai e a pressão total se conserva. Essas afirmações distinguem o leque ideal de perdas reais por atrito.

> ### Caso para discussão
>
> Um cartão de ensaio idealizado de choque normal em ar com $\gamma = 1{,}4$ registra entrada a Mach 1,50 e saída a cerca de Mach 0,70. A pressão estática passa de 50,0 para aproximadamente 122,9 kPa, enquanto a pressão total passa de 183,6 para 170,7 kPa. Quem anota apenas «a pressão aumentou» perde a distinção entre compressão local e perda de pressão recuperável. A turma rotula as duas colunas antes de comparar os números.

Atividade

Em duas colunas, anotem o sentido da variação de Mach, pressão estática e pressão total para choque normal e leque ideal. Troquem as colunas entre grupos sem mostrar os títulos e peçam que cada grupo reconstrua o título a partir dos três sinais.

Para aprofundar: C3, C4

O que uma subida no gráfico de arrasto revela?

Em regime transônico, a recompressão de uma bolsa supersônica pode ocorrer por choque. Há uma contribuição de pressão ao arrasto associada às ondas. Além disso, a elevação brusca da pressão pode favorecer o descolamento da camada limite. O arrasto medido reúne várias contribuições; uma balança que mede força total não isola o arrasto de onda.

Escreva $D = q\,S\,C_D$, com $q = \rho V^2/2$, S como área de referência e C_D como coeficiente. Para comparar duas medições de força, verifique se q e S são iguais. Comparar coeficientes obtidos com a mesma definição de área ajuda a separar o simples aumento de pressão dinâmica das mudanças de comportamento aerodinâmico. A forma e o Mach afetam o coeficiente, e o ângulo de ataque também importa.

> ### Caso para discussão
>
> Para $q = 12\,000$ Pa e $S = 10$ m², um coeficiente de 0,025 corresponde a 3 000 N. Se o coeficiente passa a 0,035 com o mesmo produto qS, a força passa a 4 200 N. A

> diferença é 1 200 N. A conta explica o que a balança mostraria; atribuir toda a diferença a ondas exigiria evidência adicional sobre o escoamento.

Atividade

Marquem em uma tabela D, q, S e C_D. Criem uma dupla de ensaios em que D aumente sem alteração de C_D e outra em que D aumente mantendo qS. Digam qual comparação revela diretamente uma mudança do coeficiente.

Para aprofundar: C2, C6, C7

O que o enflechamento muda no cruzeiro?

Visto de cima, o bordo de ataque de uma asa enflechada forma um ângulo Λ com a direção transversal à corrente livre. Na idealização de asa alongada com bordo reto e sem derrapagem, a componente de velocidade perpendicular a esse bordo vale V cos Λ. O Mach associado à projeção é M_n = M∞ cos Λ, usando a velocidade do som da corrente livre. A componente paralela continua existindo. O avião mantém seu Mach de voo.

Ao reduzir a componente perpendicular, o enflechamento pode retardar efeitos acentuados da compressibilidade em relação a uma asa comparável. A projeção não fornece o Mach máximo real sobre o perfil nem define sozinha o Mach crítico. Espessura, distribuição de sustentação e geometria tridimensional do conjunto também influem. Em baixa velocidade, há compromissos de sustentação e comportamento próximo ao estol; um resultado favorável em cruzeiro não classifica o desempenho em todas as fases.

Caso para discussão

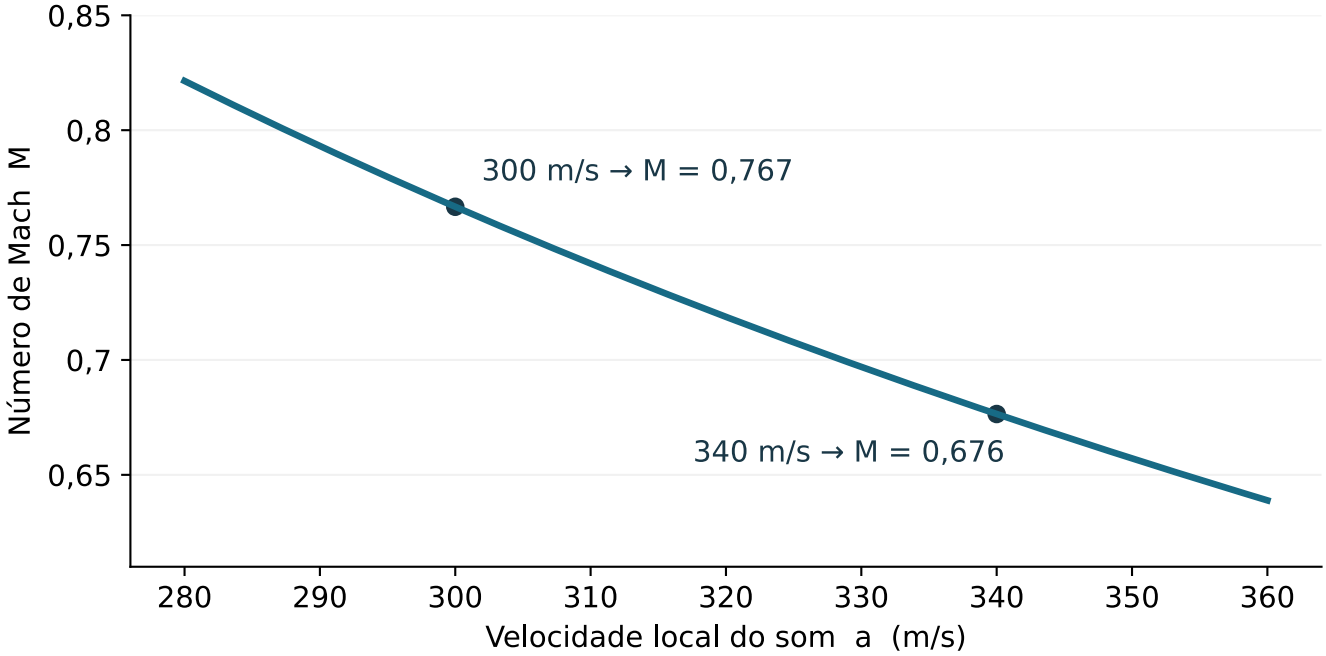
Dois desenhos recebem M∞ = 0,80. No primeiro, Λ = 0° e M_n = 0,80. No segundo, Λ = 30° e, com cos 30° ≈ 0,866, M_n ≈ 0,69. O grupo que anunciou «o avião passou a Mach 0,69» confundiu a projeção com a velocidade inteira. Para saber onde o escoamento se tornou sônico, seria necessário medir ou calcular o campo local.

Atividade

Comparem os desenhos em transparência: façam uma seta para a corrente livre e projetem-na sobre a normal a cada bordo. Escrevam uma conclusão que a geometria permite e uma pergunta para a qual seriam necessários dados de perfil ou de túnel.

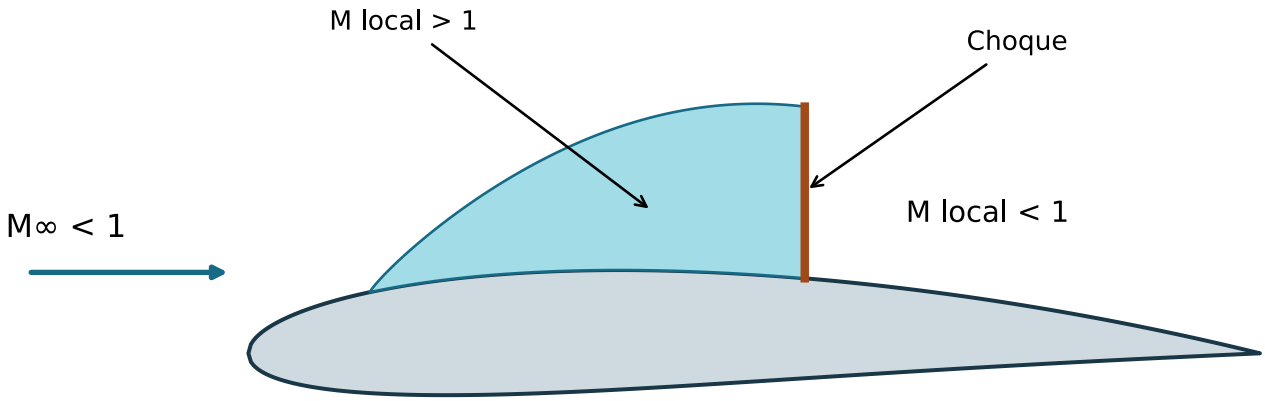
Para aprofundar: C2, C5, C8

A mesma velocidade verdadeira em dois ambientes



A velocidade verdadeira usada para toda a curva é 230 m/s. Divida esse valor pela velocidade local do som. Ao passar de 340 para 300 m/s no eixo horizontal, o número de Mach aumenta de aproximadamente 0,676 para 0,767. Explique por que uma leitura de velocidade verdadeira, sozinha, deixa o Mach indeterminado. Role of the Mach Number

Uma região supersônica sobre o perfil



O ar chega da esquerda com Mach de corrente livre inferior a 1. No caso ilustrado, acelera sobre o extradorso até superar a velocidade local do som. A faixa colorida termina em um choque aproximadamente normal, e o ar logo após o choque volta a ser subsônico. A posição e a forma são esquemáticas. Identifique no desenho onde vale cada número de Mach indicado. NACA · A Factor Affecting Transonic Leading-edge Flow Separation

Referências para consulta

A1 · NASA Glenn Research Center, Airplane Cruise – Balanced Forces
Four Forces, Cruise Velocity, Relative Velocity e Force.

A2 · NASA Glenn Research Center, Forces in a Climb
Four Forces e Vector Quantities, orientação das forças, projeções e balanços na subida.

A3 · FAA, Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge
Capítulo 5, Axes of an Aircraft, p. 5-12.

A4 · FAA, Aviation Maintenance Technician Handbook: Airframe
Capítulo 2, Angle of Incidence e Angle of Attack (AOA), figuras 2-4 e 2-5.

A5 · NASA Glenn Research Center, Bernoulli and Newton
Which camp is correct? How is lift generated? e What is the argument?, balanço de quantidade de movimento e hipótese dos tempos de trânsito.

A6 · NASA Glenn Research Center, Lift Equation
Lift Coefficient, Flow Conditions e Density, equação da sustentação e dependências do coeficiente.

A7 · NASA Glenn Research Center, Aerodynamic Forces
Variation in Pressure, The Net Mechanical Force e Definitions of Lift and Drag, área, direção da normal e projeção.

A8 · NASA Glenn Research Center, Lift
How is Lift Generated?, perfis de comprimentos de face iguais, hipótese dos tempos de trânsito e contribuição das duas faces.

A9 · NASA Glenn Research Center, Dynamic Pressure
Pressure e Derivation, definição de pressão dinâmica e dimensões físicas.

A10 · NASA Glenn Research Center, Wing Geometry
Top View, área de asa projetada em planta e distinção da soma das áreas das faces.

B1 · NASA Glenn Research Center. Induced Drag Coefficient
Seções Drag Coefficient, Lifting Line Theory e Winglets. Definições de AR e e, relações para CDi e soma dos termos de CD.

B2 · FAA. Glider Flying Handbook
Cap. 3, pp. 3-3 e 3-4, seções Parasite Drag, Induced Drag e Total Drag; figuras 3-5 a 3-7, para uma sustentação requerida comparável.

B3 · NASA Glenn Research Center. Lift to Drag Ratio
Seções Drag Equation e Application, relação L/D = CL/CD e relação geométrica no planeio estacionário em ar calmo. Os pares de coeficientes deste texto são exemplos próprios.

B4 · NASA Glenn Research Center. Boundary Layer
Seções Viscosity of a Fluid, Velocity e Reynolds Number, perfil de velocidade, regime e separação da camada limite.

B5 · FAA. Airplane Flying Handbook, FAA-H-8083-3C
Cap. 5, seção Slow Flight e figura 5-6; seção Stalls e discussão sobre o início local do estol. Leitura física de CL máximo, ângulo crítico e condições associadas à velocidade de estol.

B6 · FAA. Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, FAA-H-8083-25B
Cap. 6, pp. 6-8–6-10, Flaps e Leading Edge Devices, figuras 6-17 e 6-18. Tipos de flape e dispositivos do bordo de ataque.

B7 · FAA. Glider Flying Handbook
Cap. 3, pp. 3-6 e 3-7, seções Wing Planform, Aspect Ratio, Winglets e Washout; figuras 3-9 e 3-10.

B8 · NACA. Summary of Airfoil Data, relatório 824. Acervo técnico da NASA
P. 15, Description of Flow Around Airfoils, desaceleração com pressão crescente, inversão local do movimento e separação da camada limite.

C1 · NASA Glenn Research Center, Role of the Mach Number
Seção Mach Number, definição de M e relações entre pressão, densidade, velocidade do som e temperatura absoluta.

C2 · FAA, Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge, FAA-H-8083-25C
Cap. 5, High Speed Flight, discussão sobre Critical Mach Number e curva de Mach crítico e divergência; figura 5-67, mudanças no escoamento sobre o perfil.

C3 · NASA Glenn Research Center, Normal Shock Wave Equations
Parágrafos sobre pressão estática e total, temperatura total, irreversibilidade e relação entre os números de Mach antes e depois do choque normal.

C4 · NASA Glenn Research Center, Prandtl-Meyer Angle
Discussão do leque de expansão, mudanças do Mach, pressão estática e pressão total.

C5 · FAA, Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge, FAA-H-8083-25C
Cap. 5, Sweepback, figura 5-68, efeito da componente perpendicular ao bordo de ataque e compromisso de desempenho em baixa velocidade.

C6 · NASA Glenn Research Center, Drag Equation
Seções Drag Coefficient, Reference Area e Density, relação $D = C_D \rho V^2 S/2$ e contribuições ao coeficiente.

C7 · NASA Glenn Research Center, Factors that Affect Drag
Discussão da compressibilidade e da parcela de arrasto de onda próxima à velocidade do som.

C8 · NASA Glenn Research Center, Similarity Parameters
Discussão dos números de Mach e de Reynolds para comparar efeitos de compressibilidade e viscosidade.