Aerodinâmica · Gabarito comentado

Use o comentário para discutir a alternativa correta e localizar a fonte. Cada identificador de referência leva à lista ao final deste gabarito.

Aerodinâmica de baixa velocidade: referências, forças e sustentação

001 · C — 35 m/s para leste.

Somam-se os vetores avião/ar e ar/solo. Como têm o mesmo sentido, 30 + 5 = 35 m/s.

Referência: A1

002 · A — A velocidade vetorial do ar em relação ao solo em cada ensaio.

Para obter a velocidade modelo/ar, subtrai-se o vetor ar/solo do vetor modelo/solo. Só o deslocamento sobre o solo não resolve a questão.

Referência: A1

003 · C — A 12 m/s para a esquerda.

A mudança de referencial inverte a velocidade relativa. O ar que estava parado na sala se aproxima do perfil pelo lado para o qual ele avança.

Referência: A1

004 · B — Uma seta de mesmo comprimento para sudoeste.

O vetor ar/avião é o oposto do vetor avião/ar. Inverter as duas componentes transforma nordeste em sudoeste.

Referência: A1

005 · C — 8 m/s.

Ar e vento fornecem componentes perpendiculares da velocidade sobre o solo. A componente norte é $\sqrt{(17^2 - 15^2)} = \sqrt{64} = 8$ m/s.

Referência: A1

006 · A — Com a linha da trajetória relativa ao ar.

Sustentação é a componente da força aerodinâmica perpendicular à velocidade relativa ao ar. A horizontal e o eixo da fuselagem podem ter outras direções.

Referência: A2

007 · B — Sentido oposto ao movimento do avião através do ar.

A definição usa o movimento relativo ao ar. Vento e ângulo entre fuselagem e trajetória podem separar as outras duas referências dessa direção.

Referência: A2

008 · C — Arfagem em torno do eixo lateral.

A haste define o eixo lateral. A rotação ao redor dele corresponde à arfagem.

Referência: A3

009 · A — O eixo longitudinal, do nariz à cauda.

A alteração oposta das alturas das pontas caracteriza rolamento em torno do eixo longitudinal.

Referência: A3

010 · B — Guinada.

Na condição desenhada, o giro visto de cima ocorre em torno do eixo vertical do corpo e recebe o nome de guinada.

Referência: A3

011 · C — A linha presa ao modelo, perpendicular aos seus eixos lateral e longitudinal.

Os eixos do corpo acompanham a orientação da maquete. O seu chamado eixo vertical pode deixar de coincidir com a vertical terrestre.

Referência: A3

012 · B — Sustentação = peso; tração = arrasto.

Nesse modelo, sustentação e peso se opõem na vertical. Tração e arrasto se opõem na horizontal.

Referência: A1

013 · A — 0,50 m/s² para a frente.

A resultante horizontal é 50 N para a frente. Dividida por 100 kg, produz 0,50 m/s².

Referência: A1

014 · C — Se a velocidade horizontal permanece constante em módulo e direção.

Manter a altura limita o movimento vertical. A velocidade horizontal ainda pode variar em módulo ou direção, o que implica aceleração.

Referência: A1

015 · A — Cada objeto conserva sua velocidade inicial.

Resultante nula implica aceleração translacional nula. As velocidades iniciais podem ser diferentes e permanecer diferentes.

Referência: A1

016 · C — W cos γ, perpendicular à trajetória.

O peso é vertical. Ao projetá-lo na normal à trajetória, obtém-se W cos γ. A componente paralela tem módulo W sen γ.

Referência: A2

017 · A — No sentido descendente da trajetória, somando resistência ao avanço.

A gravidade aponta para baixo. Na projeção ao longo da trajetória ascendente, o peso tem componente oposta ao avanço.

Referência: A2

018 · B — 200 N.

A componente do peso oposta ao avanço é 3.000 × 0,125 = 375 N. Como a tração equilibra arrasto mais essa componente, D = 575 − 375 = 200 N.

Referência: A2

019 · A — Sustentação mais a componente vertical da tração iguala o peso.

Na vertical entra apenas a projeção da tração nessa direção. O restante da tração participa do balanço horizontal.

Referência: A2

020 · B — A linha de corda.

A linha de corda é a reta entre os dois bordos. A linha média acompanha a geometria média do perfil e pode ser curva.

Referência: A4

021 · C — O ângulo entre a corda e o eixo longitudinal do corpo.

O ângulo entre a corda da asa e o eixo longitudinal do corpo é a incidência de montagem. A rotação rígida mantém essa geometria e pode alterar as orientações em relação à sala e ao escoamento.

Referência: A4

022 · B — A orientação da corda e a direção do escoamento relativo incidente.

O ângulo de ataque relaciona corda e direção do escoamento. A foto da atitude do nariz, sozinha, não fornece ambas as referências.

Referência: A4

023 · C — 4°.

A orientação da corda é 5° + 2° = 7°. Em relação à linha de trajetória a +3°, a corda tem ângulo de ataque de 4°.

Referência: A4

024 · A — Diminui 4°.

A orientação da corda ficou constante. Elevar a linha de trajetória em 4° reduz em 4° o ângulo da corda em relação a ela.

Referência: A4

025 · C — +3°.

A orientação da corda menos a da trajetória é 0° − (−3°) = +3°. A corda horizontal pode ter ângulo de ataque diferente de zero.

Referência: A4

026 · B — Os dois possuem o mesmo ângulo de ataque geométrico.

Ângulo de ataque depende da corda e da direção incidente. Os contornos podem alterar a distribuição de pressão e o coeficiente.

Referência: A4

027 · A — Marcadores liberados juntos passam pelo bordo de fuga em instantes diferentes.

A premissa impõe coincidência dos instantes de chegada para partículas inicialmente emparelhadas. A ausência dessa coincidência a contradiz.

Referência: A5

028 · B — As duas faces influenciam o escoamento e a distribuição de pressão.

Ignorar a face superior exclui parte da interação entre perfil e ar. Ambas as superfícies contribuem para a mudança de direção do escoamento.

Referência: A8

029 · A — Descrevem a mesma interação a partir de observações diferentes.

Pressões sobre a superfície e balanço de quantidade de movimento são abordagens compatíveis para a mesma interação. Somar os resultados a contaria duas vezes.

Referência: A5

030 · B — Existe uma diferença de pressão local naquele ponto.

A leitura informa a pressão no sensor. A força depende da distribuição espacial das pressões e das orientações da superfície.

Referência: A7

031 · A — 30 N para cima.

A força líquida é $\Delta p \times$ área = 150 N/m² × 0,20 m² = 30 N. A pressão maior embaixo produz a resultante para cima.

Referência: A7

032 · B — É preciso considerar a área representada e projetar cada força normal.

Pressão é força por área e sua força elementar atua normal à superfície. Somar pressões sem pesos e direções não produz a componente de sustentação.

Referência: A7

033 · A — O ar exerce sobre a asa uma contribuição de força para cima.

A ação da asa sobre o ar e a reação do ar sobre a asa atuam em corpos diferentes e têm sentidos opostos.

Referência: A5

034 · C — A desigualdade geométrica entre os comprimentos das faces não é requisito para gerar sustentação.

A orientação relativa ao escoamento quebra a simetria das condições. A igualdade dos comprimentos não impõe igualdade das pressões nem dos tempos de trânsito.

Referência: A8

035 · B — 178,2 Pa.

A velocidade ao quadrado é 324 m²/s². Multiplicando por 1,10 e dividindo por dois, obtêm-se 178,2 Pa.

Referência: A9

036 · C — 2,25.

$q_2/q_1 = (30/20)^2 = 1{,}5^2 = 2{,}25$.

Referência: A9

037 · B — √(2 × 320 / 1,0).

De $q = \rho V^2/2$ segue que $V^2 = 2q/\rho$. A raiz quadrada recupera a velocidade.

Referência: A9

038 · A — A nova pressão dinâmica equivale a 80% da inicial.

A dependência de q com a densidade é linear quando V é fixo. O quadrado incide sobre a velocidade.

Referência: A9

039 · C — 86,4 N.

O produto qS vale 180 × 0,75 = 135 N. Aplicar $C_L = 0{,}64$ a esse valor dá 86,4 N de sustentação.

Referência: A6

040 · A — 0,60.

qS = 150 N. O coeficiente é L/(qS) = 90/150 = 0,60.

Referência: A6

041 · B — Newton.

Um pascal equivale a um newton por metro quadrado. Multiplicar pela área deixa a unidade de força.

Referência: A9

042 · A — 20.

Para passar de km/h a m/s, divide-se por 3,6. Assim, 72 km/h correspondem a 20 m/s. É esse V relativo ao ar que entra na equação de sustentação.

Referência: A6

043 · C — 0,80 m².

Coeficiente e área devem usar a mesma convenção. Trocar a área mantendo esse C_L alteraria artificialmente o resultado.

Referência: A10

044 · A — 1,5.

A área aparece como fator linear em L = qSC_L. Mantidos os outros fatores, a razão de forças é a razão de áreas.

Referência: A6

045 · C — A segunda é 50% maior que a primeira.

A razão é 0,60/0,40 = 1,50. A diferença absoluta dos coeficientes, 0,20, não é sua variação percentual.

Referência: A6

046 · A — Diminui 20%.

A razão de velocidades é 0,80 e a de densidades é 1,25. A razão de forças é 1,25 × 0,80² = 0,80; restam 80% da sustentação inicial.

Referência: A6

047 · C — 0,63.

Como L e S são os mesmos, qC_L é constante. Assim, o coeficiente passa a 0,42 × 450/300 = 0,63 para compensar a redução de q.

Referência: A6

048 · B — Aumento de 21%.

A razão de forças é 1,10² = 1,21. A variação relativa é 0,21 do valor inicial.

Referência: A6

049 · C — Que ρ, S e C_L sejam os mesmos nos dois casos.

Na equação, os fatores além de V² são ρ, S e C_L. Perfis diferentes podem ter coeficientes diferentes até no mesmo ângulo.

Referência: A6

050 · B — O C_L correspondente ao novo perfil nas condições do ensaio.

O efeito da geometria e das condições de escoamento está no coeficiente. A igualdade de q e S não estabelece seu valor.

Referência: A6

Asas finitas, arrasto e limites da sustentação em baixa velocidade

051 · B — A contribuição de arrasto induzido.

A inclinação do escoamento local muda a orientação da força associada à sustentação. Sua componente para trás no referencial da corrente distante é o arrasto induzido.

Referência: B1

052 · C — A indução associada à distribuição de sustentação e à esteira.

O efeito induzido depende da distribuição tridimensional da carga ao longo da asa. Pressão e camada limite também podem ser estudadas em um corte bidimensional.

Referência: B1

053 · B — Fica quatro vezes maior.

A razão dos coeficientes induzidos é $(0{,}60/0{,}30)^2 = 4$. O quadrado incide sobre a razão entre os dois valores de CL.

Referência: B1

054 · C — A parcela induzida está expressa como coeficiente adimensional.

CDi é referido à pressão dinâmica e à área de referência. Para informar força ou fração do arrasto total seriam necessários outros dados.

Referência: B1

055 · C — Aproximadamente 0,83.

Com CL e AR constantes, CDi é inversamente proporcional a e. A razão vale $0{,}75/0{,}90 \approx 0{,}83$.

Referência: B1

056 · C — Alteração do escoamento de ponta e da parcela induzida.

Winglets alteram o escoamento próximo às pontas e podem reduzir a parcela induzida. O efeito líquido sobre a eficiência precisa ser medido nas condições comparadas.

Referência: B1

057 · A — A sustentação ao longo da envergadura.

A condição ideal da teoria clássica refere-se à distribuição de carga de ponta a ponta. O contorno desenhado em planta, por si só, não fornece essa distribuição.

Referência: B1

058 · B — 7.

$AR = b^2/S = 196/28 = 7$. A divisão usa o quadrado da envergadura total.

Referência: B1

059 · B — Usar a envergadura total ao quadrado dividida pela área em planta.

A definição geral usa b^2/S. A corda da raiz ou da ponta, isoladamente, não representa a área total de uma asa afilada.

Referência: B1

060 · A — Igual ao da original.

Na réplica, b^2 e S caem para um quarto do valor original. Como as duas grandezas são divididas uma pela outra, o alongamento permanece.

Referência: B1

061 · B — A de 12 m, pois seu AR é 9.

As áreas iguais não anulam o efeito da envergadura. O maior AR está no denominador da expressão de CDi.

Referência: B1

062 · C — A igualdade de AR deixa a comparação entre os CDi em aberto.

CL e e também entram na expressão. AR sozinho descreve parte da geometria, sem determinar a carga ou a distribuição de sustentação em cada ponto.

Referência: B1

063 · C — Washout, uma torção geométrica da asa.

Washout é a torção que reduz a incidência da ponta em relação à raiz. Uma planta afilada pode ter ou não essa torção.

Referência: B7

064 · A — Arrasto de interferência na junção.

Os escoamentos em torno dos componentes podem interagir na junção. No estudo do arrasto parasita, essa contribuição é chamada de interferência.

Referência: B2

065 · A — Atrito superficial.

Atrito superficial é a contribuição das tensões tangenciais. Arrasto de forma envolve a distribuição de pressão, e o induzido está ligado à sustentação da asa finita.

Referência: B2

066 · B — 180 N.

A parcela em força cresce com V^2 nessas condições. O produto $80 \times 1{,}5^2$ é 180 N.

Referência: B2

067 · A — A sustentação requerida se mantém e CL diminui.

Para sustentar a mesma carga com maior velocidade nas condições comparáveis, basta um CL menor. Com CL fixo, o argumento para queda do arrasto induzido em força não se aplica.

Referência: B2

068 · C — 440 N.

A parcela parasita passa a 400 N e a induzida a 40 N. A soma é 440 N.

Referência: B2

069 · A — Quando $a \cdot V^2 = c/V^2$.

O produto das parcelas é constante. Para duas parcelas positivas de produto fixo, a soma é mínima quando elas são iguais.

Referência: B2

070 · B — A soma de parcelas com tendências diferentes.

Os eixos especificam arrasto em força versus velocidade. Uma polar de coeficientes e uma curva de CL por ângulo usam pares diferentes de grandezas.

Referência: B2

071 · C — 16.

Dividir 0,64 por 0,040 fornece 16. O inverso, 0,0625, representa D/L.

Referência: B3

072 · C — B.

Os quocientes CL/CD são cerca de 13,3, 15,6 e 12,5. O maior deles pertence ao ponto B.

Referência: B3

073 · B — A razão CL/CD daquele ponto.

A inclinação é a ordenada dividida pela abscissa. Com os eixos especificados, ela mede L/D quando as referências dos coeficientes coincidem.

Referência: B3

074 · C — A de menor inclinação CD/CL.

Com os eixos invertidos, a inclinação é D/L. Seu menor valor corresponde ao maior L/D.

Referência: B3

075 · A — É o maior L/D entre os pontos amostrados.

Uma amostra finita permite ordenar os resultados medidos. A posição e o valor exatos do máximo podem exigir pontos intermediários.

Referência: B3

076 · A — 0,034.

O termo quadrático é 0,040 × 0,25 = 0,010. Somando a parcela de base, chega-se a 0,034.

Referência: B1

077 · A — Converter ambos à mesma área de referência.

O cancelamento da área na divisão depende de referências iguais. Inverter a razão ou mudar a escala de apresentação não resolve a incompatibilidade.

Referência: B3

078 · B — 600 m.

Distância horizontal dividida pela altura perdida é igual a L/D nas hipóteses dadas. Multiplicam-se 50 m por 12.

Referência: B3

079 · A — Cai para 80% do anterior.

Com L constante, o arrasto varia inversamente a L/D. A razão final/inicial é 10/12,5 = 0,8.

Referência: B3

080 · C — Zero em relação à parede.

O ar em contato com a parede acompanha a velocidade da superfície. Nas regiões aderidas usuais, a velocidade aumenta ao se afastar dela.

Referência: B4

081 · A — Regime da camada e separação são fenômenos distintos.

A camada turbulenta apresenta flutuações. Separação descreve o afastamento do escoamento da superfície e não decorre automaticamente da transição.

Referência: B4

082 · B — O gradiente é adverso e dificulta o avanço do ar junto à parede.

No gradiente adverso o escoamento encontra pressão crescente a jusante. A região lenta da camada limite é sensível a essa desaceleração.

Referência: B8

083 · C — Há indício de separação local.

O movimento reverso e o afastamento das linhas de corrente caracterizam a região observada. O pico de CL exige dados integrados da asa e uma varredura angular.

Referência: B8

084 · C — Velocidade a várias distâncias normais à parede na mesma estação.

Um perfil de velocidade atravessando a camada mostra a passagem do valor na parede para o valor externo local.

Referência: B4

085 · B — O número de Reynolds dos ensaios.

Reynolds caracteriza a relação entre inércia e viscosidade. Uma mudança de tamanho ou de velocidade pode alterar o regime mesmo quando a geometria é semelhante.

Referência: B4

086 · B — O ângulo crítico para essa configuração e condição.

O ângulo crítico está associado ao CL máximo. A eficiência exige conhecer também CD, e o horizonte não define α.

Referência: B5

087 · A — O coeficiente de sustentação diminuiu e continua positivo.

A queda após o máximo não equivale à perda total da sustentação. O CL positivo medido continua representando força de sustentação positiva.

Referência: B5

088 · C — A carga requerida e a configuração influem na velocidade associada ao CL máximo.

A velocidade indicada para um caso está ligada às hipóteses do ensaio. A asa encontra o limite aerodinâmico em função do ângulo de ataque e das condições.

Referência: B5

089 · A — O maior CL amostrado foi a 12°, podendo o pico contínuo estar entre medidas.

A ordenação dos valores medidos localiza o máximo da amostra. O ângulo exato do máximo da curva exigiria dados adicionais.

Referência: B5

090 · B — A direção do vento relativo à asa.

O ângulo de ataque relaciona a corda ao vento relativo. A referência ao horizonte informa orientação geométrica, não o ângulo com o escoamento.

Referência: B5

091 · A — CD pode crescer proporcionalmente mais que CL.

A eficiência depende do quociente. Mesmo que CL ainda cresça, o aumento proporcional maior de CD reduz esse quociente.

Referência: B5

092 · B — As seções podem atingir condições locais de estol em momentos diferentes.

O washout reduz a incidência da ponta e pode favorecer o início da separação na raiz. O comportamento da asa varia ao longo da envergadura.

Referência: B7

093 · C — A superfície recua aumentando a área em planta e se deflete.

O Fowler se desloca para trás, alterando área e curvatura. A lâmina inferior e o elemento de bordo de ataque caracterizam outros dispositivos.

Referência: B6

094 · B — Flape dividido, ou split flap.

O split flap se distingue pela porção inferior móvel. O desenho não mostra recuo nem rotação da seção em toda a espessura.

Referência: B6

095 · B — Conduzir ar ao extradorso do flape e retardar a separação.

A passagem modifica o escoamento sobre o elemento posterior. No dispositivo com fenda, isso ajuda a sustentar o escoamento aderido sobre o flape.

Referência: B6

096 · B — Slat para a peça e slot para a abertura.

O slat é o elemento móvel de bordo de ataque desse desenho. A abertura por onde passa ar é o slot.

Referência: B6

097 · A — Maior curvatura efetiva do perfil.

O flape simples aumenta a cambra, modificando a distribuição de pressão para o mesmo ângulo de ataque. A envergadura não precisa mudar.

Referência: B6

098 · C — Caiu de 18 para 12.

Os dois quocientes são 0,72/0,040 = 18 e 0,90/0,075 = 12. O ganho de CL foi proporcionalmente menor que o aumento de CD.

Referência: B3

099 · A — A passagem ajuda a retardar a separação no extradorso em ângulos maiores.

O escoamento sobre a superfície superior pode permanecer aderido até um ângulo de ataque maior na configuração com fenda. O limite de sustentação pode, assim, aumentar.

Referência: B6

100 · A — Medir séries de CL por ângulo abrangendo o pico em cada configuração.

Um ponto permite comparar os valores naquele ângulo. Encontrar o máximo exige caracterizar a curva perto de seu pico em cada configuração.

Referência: B5

Aerodinâmica de alta velocidade no voo civil

101 · A — 250 K.

A soma algébrica é 273,15 − 23,15 = 250 K. A raiz usa temperatura absoluta.

Referência: C1

102 · C — 317 m/s.

O produto sob a raiz é 100 450 m²/s². Sua raiz é aproximadamente 317 m/s.

Referência: C1

103 · B — 1,10.

A razão vale √(302,5/250) = √1,21 = 1,10. A temperatura entra sob a raiz.

Referência: C1

104 · A — São iguais nos dois.

Para composição e γ constantes, a = √(γRT) depende da temperatura, igual nos dois locais.

Referência: C1

105 · C — A temperatura estática local.

O estado termodinâmico do gás no ponto determina a velocidade de propagação de uma pequena perturbação.

Referência: C1

106 · B — 224 K.

Reorganizando, T = a²/(γR) = 90 000/401,8 ≈ 224 K.

Referência: C1

107 · B — Crescente, com inclinação cada vez menor.

A dependência pela raiz quadrada produz incrementos menores de a para incrementos iguais de T em temperaturas maiores.

Referência: C1

108 · A — 0,15.

A razão entre 48 e 320 é 0,15, sem unidade.

Referência: C1

109 · C — 234 m/s.

V = Ma = 0,78 × 300 = 234 m/s.

Referência: C1

110 · B — 0,75.

Com vento de proa, a velocidade verdadeira é 210 + 15 = 225 m/s. Logo M = 225/300.

Referência: C2

111 · A — B é 14 m/s mais rápido.

A diferença é 0,70 × (330 − 310) = 14 m/s, favorável a B.

Referência: C1

112 · C — De 0,675 para 0,720.

Com o numerador constante, reduzir a velocidade do som aumenta a razão V/a.

Referência: C1

113 · A — 0,625.

720 km/h equivalem a 200 m/s. Com unidades consistentes, 200/320 = 0,625.

Referência: C1

114 · B — 0,75 e 1,05.

Na corrente livre, 240/320 = 0,75. No ponto sobre o perfil, 320,79/305,51 ≈ 1,05. Em cada divisão, velocidade e velocidade do som devem pertencer ao mesmo ponto.

Referência: C1

115 · C — Fica menor que o valor local correto.

Um denominador maior reduz a razão com a velocidade mantida. A trajetória não corrige a troca de referência.

Referência: C1

116 · C — 0,73.

O marco é expresso no Mach da corrente livre. O valor 1,00 descreve o ponto local que define o marco.

Referência: C2

117 · A — Escoamento transônico sobre o perfil.

Há regiões dos dois lados de Mach 1 perto do perfil, embora a corrente livre seja subsônica.

Referência: C2

118 · B — Acima de 0,71 e abaixo de 0,73.

A passagem local por 1 está entre os ensaios. Sem relação funcional conhecida, o ponto médio é só uma hipótese.

Referência: C2

119 · C — A distribuição de Mach nos demais pontos.

A primeira região sônica pode aparecer longe da sonda. Mach também não se converte em km/h sem conhecer a.

Referência: C2

120 · B — Os perfis podem acelerar o ar localmente em graus diferentes.

A geometria modifica a distribuição local de velocidades. Igualdade da corrente livre não fixa o máximo local.

Referência: C2

121 · A — Perfil com aceleração local até próximo de Mach 1.

A compressibilidade ganha importância quando as variações locais de velocidade e pressão levam a mudanças apreciáveis de densidade.

Referência: C1

122 · C — O parâmetro associado à compressibilidade.

Mach compara velocidade e velocidade do som. Reynolds caracteriza a relação entre efeitos inerciais e viscosos.

Referência: C8

123 · A — Coeficiente de arrasto em função de M∞.

A divergência é reconhecida pelo crescimento acentuado do coeficiente, o que exige observações de arrasto.

Referência: C2

124 · B — Subsônico.

A solução física do choque normal leva o fluxo supersônico a uma condição subsônica a jusante.

Referência: C3

125 · B — A densidade sobe e a velocidade cai.

A compressão aumenta a densidade enquanto a velocidade normal cai, preservando o fluxo de massa por área.

Referência: C3

126 · C — A estática sobe e a total cai.

A compressão eleva a pressão estática. A irreversibilidade do choque reduz a pressão total recuperável.

Referência: C3

127 · A — Permanece igual.

A redução da energia cinética acompanha o aumento da temperatura estática. A entalpia total permanece constante.

Referência: C3

128 · C — Aumento da entropia do gás.

O choque normal físico produz entropia mesmo quando não há troca de calor com o exterior.

Referência: C3

129 · B — Densidade constante e ausência de perda de pressão total.

O choque altera densidade e reduz pressão total. Conservar massa e energia continua necessário.

Referência: C3

130 · A — Mach crescente e pressão estática decrescente.

A expansão acelera o escoamento e reduz a pressão estática.

Referência: C4

131 · A — Porque a expansão ideal é isentrópica.

A pressão total se conserva em uma expansão isentrópica. Pressão estática, densidade e velocidade variam.

Referência: C4

132 · C — Leque de expansão centrado.

No leque ideal a mudança se distribui pelas ondas de expansão. Um choque concentra uma mudança finita em uma região estreita.

Referência: C4

133 · B — A identificação dos lados ou a medição da pressão total.

Em um choque passivo a pressão total a jusante deve ser menor. A troca da unidade preserva a ordem.

Referência: C3

134 · C — Permanece menor que a inicial.

O choque oblíquo reduz a pressão total. O escoamento ainda supersônico pode atravessar o leque isentrópico, que conserva essa pressão total reduzida mesmo com nova queda da pressão estática.

Referência: C4

135 · A — Arrasto de onda.

As ondas alteram o campo de pressão e podem gerar uma parcela de arrasto, distinta do atrito e do arrasto induzido.

Referência: C7

136 · B — Elevação brusca da pressão no sentido do escoamento.

A recompressão cria um gradiente adverso de pressão. Uma camada limite com pouco momento pode descolar.

Referência: C2

137 · B — 1 200 N.

O produto 8 000 × 5 × 0,030 é 1 200. Pascal vezes metro quadrado resulta em newton.

Referência: C6

138 · A — 0,030.

Dividindo a força por qS, temos 1 800/60 000 = 0,030.

Referência: C6

139 · C — Permaneceu constante.

A razão das forças, 1,20, é a mesma das pressões dinâmicas. Por isso a razão entre os coeficientes vale 1.

Referência: C6

140 · A — Metade do primeiro.

A área entra no denominador ao calcular C_D a partir da força. A convenção precisa ser informada para comparar coeficientes.

Referência: C6

141 · C — Separar ou controlar as demais contribuições ao arrasto.

A força medida reúne contribuições de pressão, atrito e outros efeitos. A diferença total não as separa.

Referência: C6

142 · B — 208 m/s.

A projeção normal vale 240 × 0,866 ≈ 208 m/s. A projeção paralela teria valor diferente.

Referência: C5

143 · B — A: 0,80 e B: 0,60.

A projeção geométrica usa M∞ cos Λ, sem alterar o Mach da corrente livre.

Referência: C5

144 · C — Uma linha transversal à corrente livre, vista em planta.

Nessa convenção, a normal ao bordo faz o próprio ângulo Λ com a corrente livre. Uma asa reta tem Λ = 0°.

Referência: C5

145 · A — A projeção não descreve a aceleração ao redor do perfil.

A projeção de uma velocidade incidente antecede as mudanças provocadas pela geometria real da asa.

Referência: C5

146 · C — Reduzir a componente incidente normal ao bordo e retardar efeitos de compressibilidade.

A decomposição geométrica explica parte do benefício transônico. A velocidade do som não muda pela rotação do bordo.

Referência: C5

147 · B — Comparar sustentação e arrasto nas condições lentas de interesse.

A asa envolve compromissos. Uma vantagem em alta velocidade não determina seu desempenho em outras condições.

Referência: C5

148 · A — O avião está subsônico na corrente livre e há região local supersônica.

O mapa contém dois valores com referências distintas. Um ponto acima de 1 indica que a primeira condição sônica já pode ter sido ultrapassada.

Referência: C2

149 · A — 3,75.

Os valores são 0,20 e 0,75. A razão 0,75/0,20 difere da razão 240/60 porque a também mudou.

Referência: C1

150 · B — Indicar a condição de sustentação associada a cada medida.

A condição de sustentação afeta a distribuição de pressão e a aceleração local. Para interpretar o primeiro ponto sônico, é preciso saber em que condição ele surgiu.

Referência: C2

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.