



Diversidade, inclusão e formação

SÉRIE

ASAS

DO CONHECIMENTO

AERODINÂMICA DO VOO



A Agência Nacional de Aviação Civil (Anac) criou a série “Asas do Conhecimento” com o objetivo de disponibilizar manuais teóricos sobre temas aeronáuticos para interessados em ingressar em profissões da aviação civil. As apostilas estão disponíveis para acesso no [portal da Anac](#). O projeto faz parte do Asas para Todos, programa estratégico da Agência que fomenta a diversidade, a inclusão, a capacitação e a formação no setor aéreo brasileiro.

Neste manual, serão abordados a história da aviação civil brasileira, da criação da Anac como órgão de fiscalização e da regulação da aviação civil brasileira. O material também traz conhecimentos básicos para o piloto aluno e para o piloto já certificado que busca certificação mais avançada e específica, como licenças e habilitações.

FORÇAS ATUANDO NA AERONAVE

Tração, arrasto, sustentação e peso são forças que atuam sobre todas as aeronaves em voo. Compreender como funcionam essas forças e saber controlá-las por meio da potência e dos controles de voo são essenciais para o voo. Este capítulo discute a aerodinâmica do voo – como o projeto, o peso, os fatores de carga e a gravidade afetam uma aeronave durante as manobras.

As quatro forças que atuam em uma aeronave em voo reto, nivelado e não acelerado são **tração, arrasto, sustentação e peso**. Elas são definidas da seguinte forma:

- Tração ou empuxo – força de avanço produzida pelo motor/hélice ou rotor. Ela se opõe ou supera a força de arrasto. Geralmente atua paralelamente ao eixo longitudinal da aeronave. No entanto, nem sempre é esse o caso, como será explicado mais adiante.
- Arrasto – força de retardo para trás causada pela interrupção do fluxo de ar pela asa, rotor, fuselagem e outros objetos salientes. Como regra geral, o arrasto se opõe ao empuxo e atua paralelamente ao vento relativo.
- Sustentação – força gerada pelo efeito dinâmico do ar agindo sobre o aerofólio. Atua perpendicularmente à trajetória de voo, através do centro de sustentação (CL) e também perpendicular ao eixo lateral. No voo nivelado, a sustentação se opõe à força do peso.
- Peso – carga combinada da aeronave, da tripulação, do combustível e da carga ou bagagem. É a força que puxa a aeronave para baixo devido à gravidade. O peso se opõe à sustentação e atua verticalmente para baixo, passando pelo centro de gravidade (CG) da aeronave.

Em voo constante, a soma dessas forças opostas é sempre zero. Não pode haver forças desequilibradas em voo constante e retilíneo com base na Terceira Lei de Newton, que afirma que, para cada ação ou força, há uma reação ou força igual, porém oposta. Isso é verdade esteja o avião voando nivelado, subindo ou descendo.

Isso não significa que as quatro forças sejam iguais. Significa que as forças opostas são iguais e, portanto, cancelam os efeitos umas das outras. Na figura 1, os vetores de força de tração, arrasto, sustentação e peso parecem ter valores iguais. A explicação usual afirma (sem esclarecer que tração e arrasto não são iguais a peso e sustentação) que tração é igual a arrasto e que sustentação é igual a peso.



Figura 1. Relação de forças que atuam em uma aeronave.

Embora verdadeira, essa afirmação pode ser enganosa. Deve ser entendido que em voo reto, nivelado e não acelerado, é verdade que as forças opostas de sustentação/peso são iguais. Essas forças também são maiores do que as forças opostas de tração/arrasto, que são iguais apenas entre si. Portanto, em voo constante:

- A soma de todos os componentes ascendentes das forças (não apenas de sustentação) é igual à soma de todos os componentes descendentes das forças (não apenas do peso).
- A soma de todos os componentes de forças para frente (não apenas de tração) é igual à soma de todos os componentes de forças para trás (não apenas de arrasto).

Este refinamento da antiga fórmula “tração é igual a arrasto; sustentação é igual a peso” explica que uma porção da tração é direcionada para cima em subidas e em voo lento e age como se fosse sustentação, enquanto uma porção do peso é direcionada para trás oposta à direção do voo e age como se fosse arrasto.

Em voo lento, a tração tem um componente ascendente. Mas como a aeronave está em voo nivelado, o peso não contribui para o arrasto [Figura 2].

Nos planeios, uma porção do vetor de peso é direcionada ao longo da trajetória de voo para frente e, portanto, atua como tração. Em outras palavras, sempre que a trajetória de voo da aeronave não for horizontal, os vetores de sustentação, peso, tração e arrasto devem ser divididos em dois componentes.

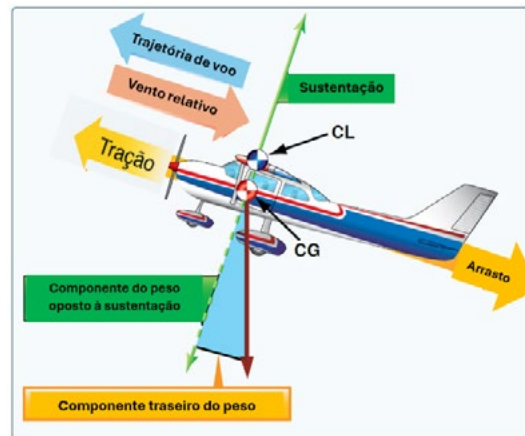


Figura 2. Vetores de força durante uma subida estabilizada.

Outro conceito importante a ser entendido é o ângulo de ataque (AOA - *Angle Of Attack*). Desde os primeiros voos, o AOA é fundamental para a compreensão de muitos aspectos do desempenho, estabilidade e controle do avião. O AOA é definido como o ângulo agudo entre a corda do aerofólio e a direção do vento relativo.

As discussões dos conceitos anteriores são frequentemente omitidas em textos, guias ou manuais aeronáuticos. A razão não é que sejam irrelevantes, mas porque as principais ideias a respeito das forças aerodinâmicas que atuam sobre uma aeronave em voo podem ser apresentadas em seus elementos mais essenciais, sem estarem envolvidas nos aspectos técnicos da aerodinâmica avançada. Na verdade, considerando apenas o voo nivelado e as subidas e planeios normais em estado estacionário, ainda é verdade que a sustentação fornecida pela asa ou rotor é a principal força ascendente, e o peso é a principal força descendente.

Ao usar as forças aerodinâmicas de tração, arrasto, sustentação e peso, os pilotos podem realizar um voo controlado e seguro. A seguir, uma discussão mais detalhada destas forças.

TRAÇÃO

Para que uma aeronave comece a se mover, a tração exercida deve ser maior que o arrasto. A aeronave continuará a se mover e ganhar velocidade até que a tração e o arrasto se igualem. Para manter uma velocidade constante, tração e arrasto devem permanecer iguais, assim como sustentação e peso devem ser iguais para manter uma altitude constante. Se em voo nivelado a potência do motor for reduzida, a tração diminuiu e a aeronave desacelera. Enquanto a tração for menor que o arrasto, a aeronave continua a desacelerar. Até certo ponto, à medida que a aeronave desacelera, a força de arrasto também diminui. A aeronave continuará a desacelerar até que a tração seja novamente igual ao arrasto, ponto em que a velocidade no ar se estabilizará.

Da mesma forma, se a potência do motor for aumentada, a tração se torna maior que o arrasto e a velocidade aumenta. Enquanto a tração continuar maior que o arrasto, a aeronave continuará a acelerar. Quando o arrasto é igual à força de tração, a aeronave voa a uma velocidade constante.

O voo reto nivelado pode ser sustentado em uma ampla gama de velocidades. O piloto coordena o AOA e a tração em todos os regimes de velocidade se a aeronave for mantida em voo nivelado. Um fato importante relacionado ao princípio da sustentação (para um determinado formato de aerofólio) é que a sustentação varia com o AOA e a velocidade no ar. Portanto, um grande AOA em baixas velocidades produz uma quantidade igual de sustentação em altas velocidades com um pequeno AOA. Os regimes de velocidade de voo podem ser agrupados em três categorias: voo de baixa velocidade, voo de cruzeiro e voo de alta velocidade.

Quando a velocidade do ar é baixa, o AOA deve ser relativamente grande para que o equilíbrio entre sustentação e peso seja mantido. [Figura 3] Se a tração diminuir e a velocidade no ar diminuir, a sustentação se tornará menor que o peso e a aeronave começará a descer. Para manter o voo nivelado, o piloto pode aumentar o AOA até que a força de sustentação volte a se igualar ao peso da aeronave. Embora a aeronave voe mais lentamente, ainda assim permanecerá em voo nivelado. O AOA é ajustado para manter sustentação igual ao peso. A velocidade no ar se ajustará naturalmente até que o arrasto seja igual à tração e então manterá a velocidade no ar (supondo que o piloto não esteja tentando manter uma velocidade exata).

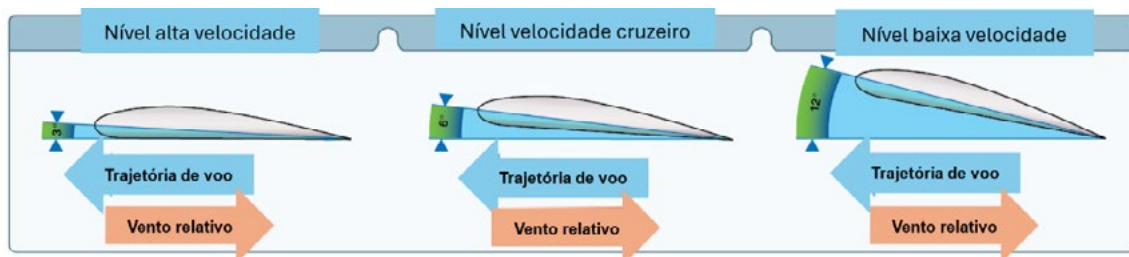


Figura 3. Ângulo de ataque em várias velocidades.

O voo reto e nivelado no regime de baixa velocidade fornece algumas condições interessantes relativas ao equilíbrio de forças. Com a aeronave em atitude de nariz levantado, há um componente vertical de tração que ajuda a sustentá-la. Por um lado, a carga alar tende a ser menor do que o esperado. Em voo nivelado, quando a força de tração aumenta, a aeronave acelera e a sustentação aumenta. A aeronave começará a subir a menos que o AOA diminua o suficiente para manter a relação entre sustentação e peso. O momento da diminuição do AOA precisa ser coordenado com o aumento da tração e velocidade no ar. Caso contrário, se o AOA diminuir muito rápido, a aeronave descenderá e se o AOA diminuir muito lentamente, a aeronave subirá.

Como a velocidade varia de acordo com a força de tração, o AOA também deve variar para manter o voo nivelado. Em velocidades muito altas e voo nivelado, é até possível ter um AOA ligeiramente negativo. À medida que a tração é reduzida e a velocidade no ar diminui, o AOA deve aumentar para manter a altitude. Se a velocidade diminuir o suficiente, o AOA necessário aumentará para o AOA crítico. Qualquer aumento adicional no AOA resultará no estol da asa. Portanto, é necessária vigilância extra em configurações de tração reduzidas e baixas velocidades para não exceder o ângulo de ataque crítico. Se o avião estiver equipado com um indicador de AOA, ele deverá ser referenciado para ajudar a monitorar a proximidade do AOA crítico. Algumas aeronaves têm a capacidade de mudar a direção da tração em vez de mudar o AOA. Isto é conseguido girando os motores ou vetorizando os gases de escape. [Figura 4]



Figura 4. Algumas aeronaves têm a capacidade de mudar a direção do empuxo.

SUSTENTAÇÃO

O piloto pode controlar a sustentação. Sempre que o manche ou *stick* é movido para frente ou para trás, o AOA é alterado. À medida que o AOA aumenta, a sustentação aumenta (todos os outros fatores permanecendo iguais). Quando a aeronave atinge o AOA máximo, a sustentação começa a diminuir rapidamente. Este é o ponto de estagnação, conhecido como AOA crítico do CL-MAX. Examine a figura 5, observando como o coeficiente de sustentação (CL) aumenta até que o ângulo de ataque crítico seja alcançado, e depois diminui rapidamente com qualquer aumento adicional no AOA.

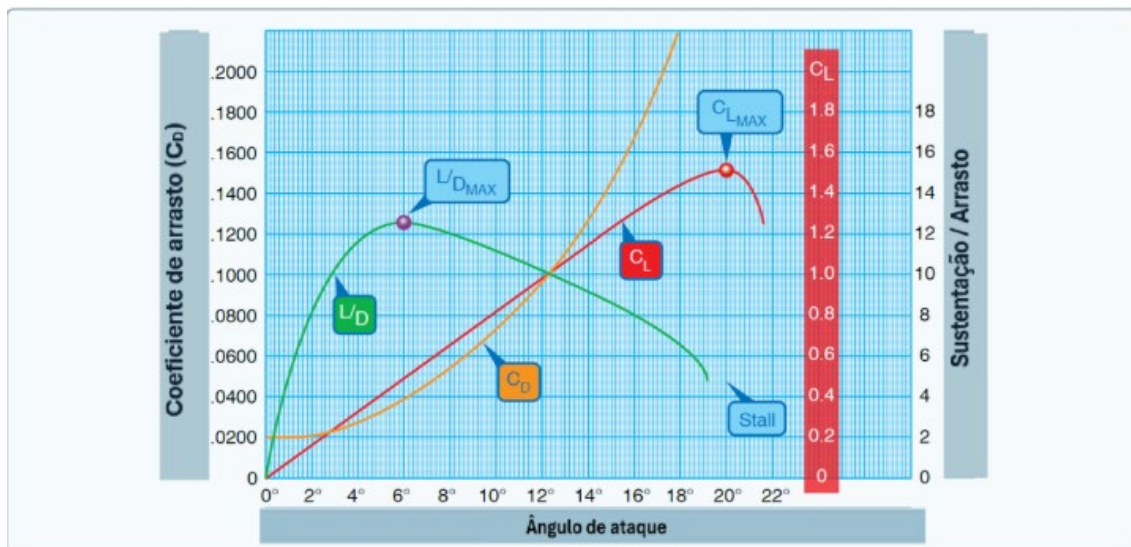


Figura 5. Coeficientes de sustentação e arrasto em vários ângulos de ataque.

Antes de prosseguir com o tópico da sustentação e como ela pode ser controlada, é importante discutir a velocidade. O formato da asa ou do rotor não pode ser eficaz a menos que continue “atacando” ar novo. Para que uma aeronave continue voando, o aerofólio produtor de sustentação deve continuar se movendo. Em um helicóptero ou autogiro, isso é obtido pela rotação das pás do rotor. Para outros tipos de aeronaves, como aviões, ultraleves ou planadores, o ar deve estar se movendo através da superfície de sustentação. Isto é conseguido pela velocidade de avanço da aeronave. A sustentação é proporcional ao quadrado da velocidade da aeronave. Por exemplo, um avião viajando a 200 nós gera quatro vezes mais sustentação que o mesmo avião viajando a 100 nós, se o AOA e demais fatores permanecerem constantes.

$$L = \frac{C_L \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2}$$

A equação de sustentação acima exemplifica isso matematicamente, demonstrando que dobrar a velocidade no ar resulta em quatro vezes mais sustentação. Como resultado, percebe-se que a velocidade é um componente essencial para a geração de sustentação, que pode ser afetada pela variação do AOA. Ao examinar a equação, a sustentação (L) é determinada através da relação entre a densidade do ar (ρ), a velocidade do aerofólio (V), a área de superfície da asa (S) e o coeficiente de sustentação (C_L) para um determinado aerofólio.

Prosseguindo com essa equação, observa-se que uma aeronave não poderia continuar a viajar em voo nivelado a uma altitude constante e manter o mesmo AOA se a velocidade aumentasse. A sustentação aumentaria e a aeronave subiria como resultado do aumento da força de sustentação ou aceleração. Portanto, para manter a aeronave reta e nivelada (sem acelerar) e em estado de equilíbrio, à medida que a velocidade aumenta, a sustentação deve ser mantida constante. Isto normalmente é conseguido reduzindo o AOA, abaixando o nariz. Por outro lado, à medida que a aeronave diminui a velocidade, a redução de velocidade requer o aumento do AOA para manter a sustentação suficiente para manter o voo. Existe, claro, um limite para o quanto o AOA pode ser aumentado, se quisermos evitar um estol.

Todos os outros fatores permanecendo constantes, para cada AOA há uma velocidade correspondente necessária para manter a altitude em voo reto nivelado — e isso só é verdadeiro se o voo nivelado for efetivamente mantido. Como um aerofólio sempre estola no mesmo AOA, se aumentar o peso, a sustentação também deverá ser aumentada. O único método de aumentar a sustentação é aumentar a velocidade se o AOA for mantido constante logo abaixo do AOA “crítico” ou de estol (assumindo que não há *flaps* ou outros dispositivos hiper sustentadores).

A sustentação e o arrasto também variam diretamente com a densidade do ar. A densidade é afetada por vários fatores: pressão, temperatura e umidade. A uma altitude de 18.000 pés, a densidade do ar é metade da densidade do ar ao nível do mar. Para manter sua sustentação em uma altitude mais elevada, uma aeronave deve voar a uma velocidade verdadeira maior para qualquer AOA.

O ar quente é menos denso que o ar frio e o ar úmido é menos denso que o ar seco. Assim, em um dia quente e úmido, uma aeronave deve voar a uma velocidade verdadeira maior para qualquer AOA do que em um dia frio e seco.

Se o fator de densidade for diminuído e a sustentação total tiver que ser igual ao peso total para permanecer em voo, importa que um dos outros fatores deve ser aumentado. O fator normalmente aumentado é a velocidade no ar ou o AOA, já que estes são controlados diretamente pelo piloto.

A sustentação varia diretamente com a área da asa, desde que não haja alteração na forma plana da asa. Se as asas tiverem a mesma proporção e seções de aerofólio, uma asa com área plana de 200 pés quadrados sustenta duas vezes mais no mesmo AOA que uma asa com área de 100 pés quadrados.

Dois fatores aerodinâmicos importantes do ponto de vista do piloto são a sustentação e a velocidade no ar, porque podem ser controlados com rapidez e precisão. É claro que o piloto também pode controlar a densidade ajustando a altitude e pode controlar a área da asa se a aeronave tiver *flaps* do tipo que aumentam a área da asa.

No entanto, para a maioria das situações, o piloto controla a sustentação e a velocidade no ar para manobrar uma aeronave. Por exemplo, em voo reto e nivelado, navegando a uma altitude constante, a altitude é mantida ajustando a sustentação para corresponder à velocidade da aeronave ou velocidade de cruzeiro, enquanto mantém um estado de equilíbrio em que a sustentação é igual ao peso. Numa aproximação para pouso, quando o piloto deseja pousar o mais lentamente possível, é necessário aumentar o AOA próximo ao máximo para manter a sustentação igual ao peso da aeronave.

RELAÇÃO SUSTENTAÇÃO/ARRASTO

A relação sustentação-arrasto (L/D, do inglês *lift-to-drag ratio*) é a quantidade de sustentação gerada por uma asa ou aerofólio em comparação com seu arrasto. Uma relação L/D indica a eficiência do aerofólio. Aeronaves com relações L/D mais altas são mais eficientes do que aquelas com relações L/D mais baixas. Em voo reto e nivelado com os dados de sustentação e arrasto constantes as proporções do coeficiente de sustentação (CL) e do coeficiente de arrasto (CD) podem ser calculadas para um AOA específico. [Figura 5]

O coeficiente de sustentação é adimensional e relaciona a sustentação gerada por um corpo sustentador com a pressão dinâmica do fluido que o percorre ao redor do corpo e com uma área de referência associada ao corpo. Já o coeficiente de arrasto, também adimensional, é usado para quantificar o arrasto de um objeto em um ambiente fluido, como o ar, e está sempre associado a uma área específica da superfície.

A relação L/D é determinada dividindo o CL pelo CD, que é o mesmo que dividir a equação de sustentação pela equação de arrasto, já que todas as variáveis, exceto os coeficientes, se cancelam. As equações de sustentação e arrasto são as seguintes (L = sustentação em libras; D = arrasto; CL = coeficiente de sustentação; ρ = densidade (expressa em slugs por pés cúbicos); V = velocidade (em pés por segundo); q = pressão dinâmica por pé quadrado ($q = S$ = a área do corpo sustentador em pés quadrados); e CD = Razão entre pressão de arrasto e pressão dinâmica:

$$D = \frac{C_D \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2}$$

Normalmente em pequeno AOA, o coeficiente de arrasto é baixo e pequenas alterações no AOA criam apenas pequenas alterações no coeficiente de arrasto. Em grande AOA, pequenas alterações no AOA causam alterações significativas no arrasto. A forma de um aerofólio, bem como as mudanças no AOA, afeta a produção de sustentação.

Observe na figura 5 que a curva do coeficiente de sustentação (vermelho) atinge seu máximo para esta seção de asa específica em 20° AOA e então diminui rapidamente. 20° AOA é, portanto, o ângulo de ataque crítico. A curva do coeficiente de arrasto (laranja) aumenta muito

rapidamente a partir de 14° AOA e supera completamente a curva de sustentação em 21° AOA. A relação sustentação/arrasto (verde) atinge seu máximo em 6° AOA, o que significa que neste ângulo, a maior sustentação é obtida com a menor quantidade de arrasto.

Note que a relação máxima de sustentação/arrasto (L/D_{MAX}) ocorre em um CL e AOA específicos. Se a aeronave for operada em voo constante em L/D_{MAX} , o arrasto total será mínimo. Qualquer AOA inferior ou superior ao L/D_{MAX} reduz o L/D e, consequentemente, aumenta o arrasto total para a sustentação de uma determinada aeronave.

A figura 6 representa o L/D_{MAX} pela parte mais baixa da linha azul, rotulada como “arrasto total”. A configuração da aeronave tem um grande efeito no L/D .

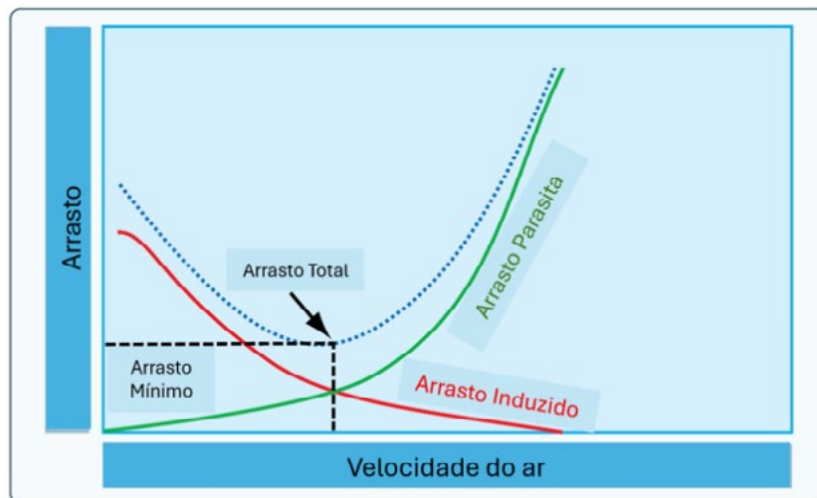


Figura 6. Arrasto versus velocidade.

ARRASTO

Arrasto é a força que faz resistência ao movimento de uma aeronave através do ar. Existem dois tipos básicos: arrasto parasita e arrasto induzido. O primeiro é chamado parasita porque de forma alguma ajuda no voo, enquanto o segundo, o arrasto induzido, é o resultado de um aerofólio desenvolvendo sustentação.

ARRASTO PARASITA

Arrasto parasita é composto por todas as forças que atuam para desacelerar o movimento de uma aeronave. Como o termo “parasita” sugere, trata-se do arrasto que não está associado à produção de sustentação. Isso inclui o deslocamento do ar pela aeronave, a turbulência gerada na corrente de ar ou o impedimento do ar que se move sobre a superfície da aeronave e do aerofólio. Existem três tipos de arrasto parasita: arrasto de forma, arrasto de interferência e atrito de superfície.

ARRASTO DE FORMA

O arrasto de forma é parte do arrasto parasita gerado pela aeronave devido à sua forma e ao fluxo de ar em sua volta. Exemplos incluem as carenagens do motor, as antenas e a forma aerodinâmica de outros componentes. Quando o ar precisa se separar para contornar uma aeronave e seus componentes em movimento, eventualmente se junta novamente após passar pelo corpo. A rapidez e a suavidade com que esse ar se junta novamente é indicativo da resistência que cria, o que exige força adicional para ser superada.

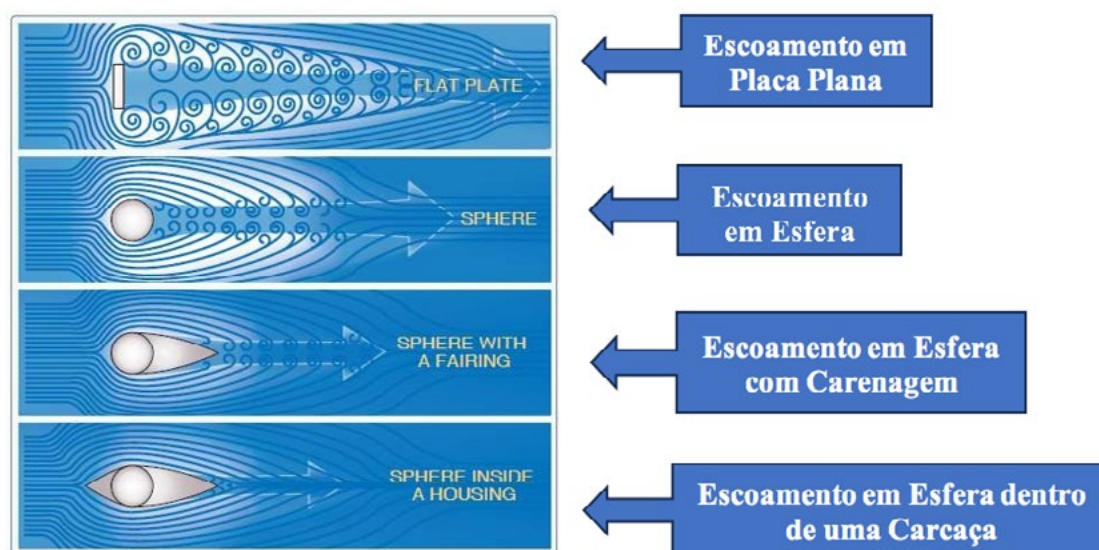


Figura 7. Arrasto de forma.

Observe como a placa plana na figura 7 faz o ar girar ao redor das bordas até eventualmente se reunir novamente. O arrasto de forma é o mais fácil de se reduzir ao se projetar uma aeronave. A solução é tornar o formato o mais aerodinâmico possível para o maior número possível de partes.

ARRASTO INTERFERÊNCIA

Arrasto de interferência surge da interseção de correntes de ar que cria correntes de turbulência, redemoinhos ou restringe o fluxo suave do ar. Por exemplo, a interseção da asa com a fuselagem na raiz da asa gera um arrasto significativo de interferência. O ar que flui ao redor da fuselagem colide com o ar que flui sobre a asa, fundindo-se em uma corrente de ar diferente das duas correntes originais. O arrasto de interferência é mais pronunciado quando duas superfícies se encontram em ângulos perpendiculares. Carenagens são usadas para reduzir essa tendência. Se um caça a jato carrega dois tanques de asa idênticos, o arrasto total é maior do que a soma dos tanques individuais porque ambos criam e geram arrasto de interferência. As carenagens e a distância entre as superfícies de sustentação e os componentes externos (como antenas de radar penduradas nas asas) reduzem o arrasto de interferência [Figura 8].



Figura 8. A raiz da asa pode causar arrasto de interferência.

ARRASTO DE FRICÇÃO

Arrasto de fricção é a resistência aerodinâmica que ocorre devido ao contato do ar em movimento com a superfície de uma aeronave. Cada superfície, por mais visivelmente lisa que pareça, possui uma superfície áspera e irregular quando vista sob um microscópio. As moléculas de ar que entram em contato direto com a superfície da asa são praticamente imóveis. Cada camada de moléculas acima da superfície se move um pouco mais rápido até que as moléculas estejam se movendo na mesma velocidade do ar ao redor da aeronave. Essa velocidade é chamada de velocidade de fluxo livre. A área entre a asa e o nível de velocidade de fluxo livre é aproximadamente da espessura de uma carta de baralho e é chamada de camada limite. No topo da camada limite, as moléculas aumentam a velocidade e se movem na mesma velocidade que as moléculas fora da camada limite. A velocidade verdadeira com que as moléculas se movem depende da forma da asa, da viscosidade (aderência) do ar através do qual a asa ou aerofólio está se movendo, e sua compressibilidade (quanto pode ser compactado).

O fluxo de ar fora da camada limite reage à forma da borda da camada limite, assim como faria com a superfície física de um objeto. A camada limite confere à qualquer corpo uma forma “efetiva” que geralmente é ligeiramente diferente da sua forma física. A camada limite também pode se desprender do corpo, criando assim uma forma efetiva muito diferente da forma física do objeto. Essa alteração na forma física da camada limite causa uma diminuição drástica da sustentação e um aumento no arrasto. Quando isso acontece, o aerofólio entra em estol.

Para reduzir o efeito do arrasto de fricção, os projetistas de aeronaves utilizam rebites de montagem embutidos na estrutura e removem quaisquer irregularidades que possam se projetar acima da superfície da asa. Além disso, um acabamento liso e brilhante facilita a transição do ar através da superfície da asa. Como a sujeira em uma aeronave interrompe o fluxo livre de ar e aumenta o arrasto, mantenha as superfícies de uma aeronave limpas e enceradas.

ARRASTO INDUZIDO

O segundo tipo básico de arrasto é o arrasto induzido. Trata-se de um fenômeno físico decorrente do fato de que nenhum sistema que realiza trabalho mecânico pode ser 100% eficiente. Isso significa que, seja qual for a natureza do sistema, o trabalho necessário é obtido à custa de certo trabalho adicional, que é dissipado ou perdido no sistema. Quanto maior a eficiência do sistema, menor será essa perda.

Em voo nivelado, as propriedades aerodinâmicas de uma asa ou rotor produzem uma sustentação necessária, mas isso só pode ser obtido com uma certa penalidade: o arrasto induzido. Esse tipo de arrasto é inerente sempre que um aerofólio está produzindo sustentação e, de fato, é inseparável desse processo. Portanto, ele está sempre presente se a sustentação é produzida.

Um aerofólio (asa ou pá do rotor) produz a força de sustentação ao utilizar a energia do fluxo de ar livre. Sempre que um aerofólio está produzindo sustentação, a pressão na superfície inferior é maior do que na superfície superior, conforme o Princípio de Bernoulli. Como resultado, o ar tende a fluir da área de maior pressão (abaixo da ponta da asa) para a área de menor pressão (acima da asa). Nas proximidades das pontas, há uma tendência de que essas pressões se igualem, resultando em um fluxo lateral para fora da parte inferior para a superfície superior. Esse fluxo lateral confere uma velocidade rotacional ao ar nas pontas, criando vórtices que seguem o rastro do aerofólio. Quando a aeronave é vista da cauda, esses vórtices giram no sentido anti-horário sobre a ponta direita da asa e no sentido horário sobre a ponta esquerda [Figura 9].



Figura 9. Vórtice da ponta da asa de um pulverizador agrícola.

À medida que o ar – juntamente com os vórtices – se desloca para trás da asa, ele se inclina para baixo, fenômeno conhecido como *downwash*. A figura 10 mostra a diferença no *downwash* em voo em altitude comparado ao voo próximo ao solo. Levando em consideração a direção da rotação desses vórtices, pode-se observar que eles induzem um fluxo de ar para cima além da ponta e um fluxo de *downwash* atrás do bordo de fuga da asa.

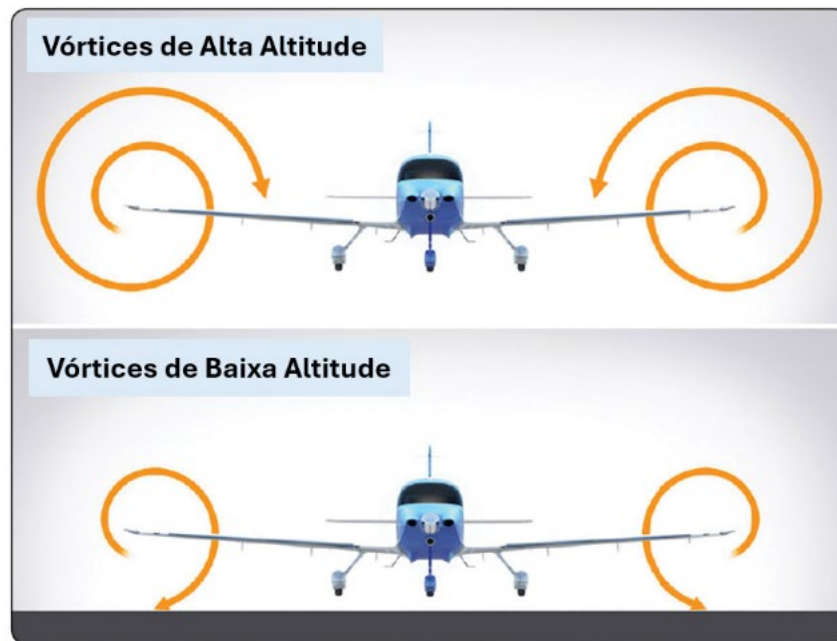


Figura 10. A diferença no tamanho do vórtice da ponta da asa em altitude versus perto do solo.

Este *downwash* induzido não deve ser confundido com o *downwash* necessário para produzir sustentação. Ele é, de fato, a fonte de arrasto induzido. O *downwash* direciona o vento relativo para baixo; portanto, quanto maior o *downwash*, mais inclinado para baixo estará o vetor do vento relativo. Isso é relevante por uma razão fundamental: a sustentação é sempre perpendicular ao vento relativo. Na figura 11, observa-se que com menor *downwash*, o vetor de sustentação se mantém mais vertical, opondo-se à gravidade. Por outro lado, com maior *downwash*, esse vetor se inclina para trás, o que resulta em maior componente de arrasto – o chamado arrasto induzido. Além disso, leva energia para suas asas criarem *downwash* e vórtices, e essa energia cria arrasto.

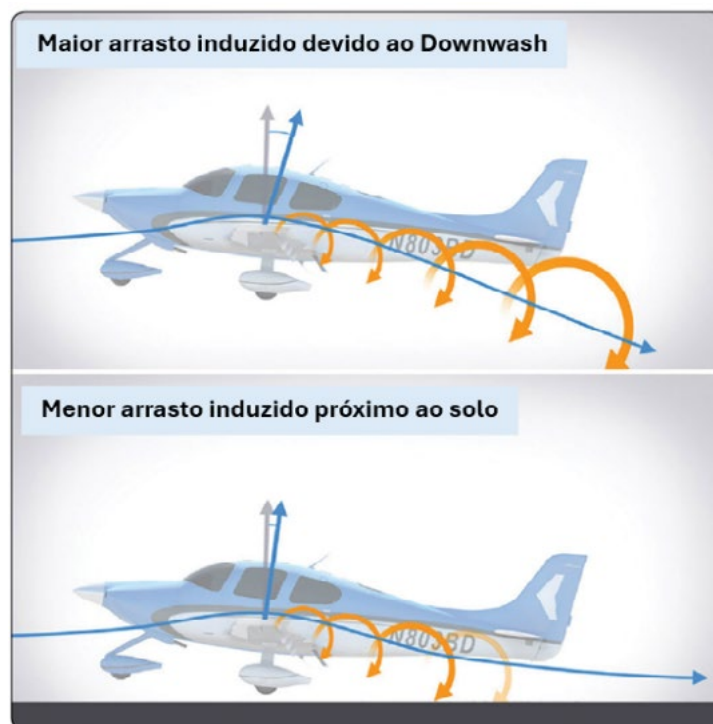


Figura 11. A diferença no downwash em altitude versus próximo o chão.

Quanto maior o tamanho e a força dos vórtices e o consequente componente de *downwash* no fluxo de ar sobre o aerofólio, maior será o efeito de arrasto induzido. O *downwash* sobre a parte superior na ponta do aerofólio tem o mesmo efeito que inclinar o vetor de sustentação para trás; portanto, a sustentação está ligeiramente atrás da perpendicular ao vento relativo, criando um componente de sustentação para trás. Isso é o arrasto induzido.

Para criar uma pressão negativa maior na parte superior de um aerofólio, o aerofólio pode ser inclinado para um ângulo de ataque (AOA) maior. Se o AOA de um aerofólio simétrico fosse zero, não haveria diferença de pressão e, consequentemente, nenhum componente de *downwash* e nenhum arrasto induzido. Em todo caso, à medida que o AOA aumenta, o arrasto induzido aumenta proporcionalmente. Em outras palavras, quanto menor a velocidade do ar, maior o AOA necessário para produzir sustentação igual ao peso da aeronave e, portanto, maior o arrasto induzido. A quantidade de arrasto induzido varia inversamente com o quadrado da velocidade do ar.

Por outro lado, o arrasto parasita aumenta proporcionalmente ao quadrado da velocidade do ar. Assim, em estado estacionário, à medida que a velocidade do ar diminui até próximo à velocidade de estol, o arrasto total se torna maior, principalmente devido ao rápido aumento do arrasto induzido. Da mesma forma, quando a aeronave atinge a velocidade que não deve ser excedida (VNE), o arrasto total aumenta rapidamente devido ao acentuado aumento do arrasto parasita. Conforme ilustrado na figura 6, em uma determinada velocidade do ar, o arrasto total é mínimo. Ao calcular o alcance máximo da aeronave, a potência necessária para superar o arrasto é mínima quando o arrasto está no mínimo. A potência mínima e a máxima resistência ocorrem em um ponto diferente.

PESO

A gravidade é a força de atração que tende a puxar todos os corpos em direção ao centro da Terra. O CG (centro de gravidade) pode ser considerado como um ponto no qual todo o peso da aeronave está concentrado. Se a aeronave fosse apoiada exatamente sobre seu CG, ela permaneceria equilibrada em qualquer atitude. É importante observar que o CG exerce um papel crucial na aeronave, pois sua posição afeta significativamente a estabilidade. A localização permitida do CG é determinada pelo projeto geral de cada aeronave específica. Os projetistas determinam os limites de deslocamento do centro de pressão (CP). É fundamental entender que o peso da aeronave está concentrado no CG, enquanto as forças aerodinâmicas de sustentação ocorrem no CP. Quando o CG está à frente do CP, há uma tendência natural para a aeronave querer mergulhar o nariz. Se o CP estiver à frente do CG, será gerado um momento de arfagem para cima, elevando o nariz da aeronave. Portanto, os projetistas fixam o limite traseiro do CG à frente do CP para a velocidade de voo correspondente, a fim de manter o equilíbrio do voo.

A relação entre peso e sustentação é direta e essencial para compreender a aerodinâmica do voo. A sustentação é a força ascendente na asa, atuando perpendicularmente ao vento relativo e perpendicularmente ao eixo lateral da aeronave. A sustentação é necessária para contrabalançar o peso da aeronave. Em voo estabilizado nivelado, quando a força de sustentação é igual à força de peso, a aeronave está em equilíbrio e não acelera para cima ou para baixo. Se a sustentação for menor que o peso, a velocidade vertical diminuirá. Quando a sustentação for maior que o peso, a velocidade vertical aumentará.

VÓRTICES DE PONTA DE ASA

FORMAÇÃO DE VÓRTICES

A sustentação gerada pelo aerofólio também resulta em arrasto induzido. Quando um aerofólio opera com um ângulo de ataque (AOA) positivo, existe uma diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior do aerofólio. A pressão sobre a superfície superior da asa é menor que a atmosférica, enquanto, na superfície inferior, ela é igual ou superior à pressão atmosférica. Como o ar sempre se move da alta pressão para a baixa pressão, e o caminho de menor resistência é em direção às pontas do aerofólio, ocorre um movimento transversal do ar a partir da parte inferior do aerofólio para fora da fuselagem, ao redor das pontas. Esse fluxo de ar resulta em um “derramamento” sobre as pontas, criando um redemoinho de ar chamado vórtice [Figura 12].

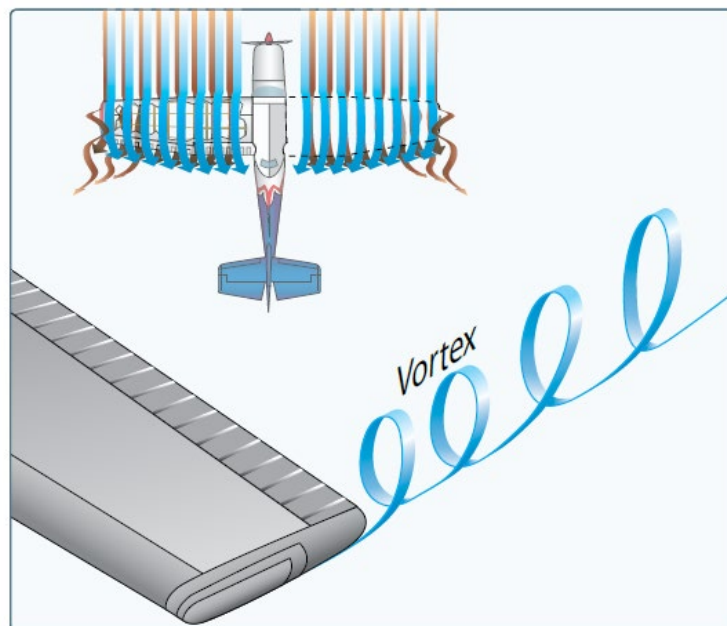


Figura 12. Vórtice de ponta de asa.

Ao mesmo tempo, o ar na superfície superior tem a tendência de fluir em direção à fuselagem e para fora do bordo de fuga. Esse fluxo de ar forma um vórtice semelhante na parte interna do bordo de fuga do aerofólio. No entanto, devido à limitação imposta pela fuselagem, esse vórtice é insignificante. Consequentemente, a maior variação na direção do fluxo ocorre nas pontas externas, onde o fluxo lateral irrestrito é mais forte.

À medida que o ar se curva para cima ao redor da ponta, ele se combina com o *downwash* para formar um vórtice de rápida rotação. Esses vórtices aumentam o arrasto devido à energia gasta na produção da turbulência. Sempre que um aerofólio está gerando sustentação, ocorre o arrasto induzido e são criados vórtices nas pontas das asas. Assim como a sustentação aumenta com o aumento do AOA, o arrasto induzido também aumenta. Isso ocorre porque, à medida que o AOA aumenta, há uma maior diferença de pressão entre a parte superior e inferior do aerofólio, bem como um maior fluxo lateral de ar. Consequentemente, isso provoca a formação de vórtices mais violentos, resultando em mais turbulência e mais arrasto induzido.

Na figura 12, é fácil observar a formação dos vórtices nas pontas das asas. A intensidade ou força dos vórtices é diretamente proporcional ao peso da aeronave e inversamente proporcional à envergadura e à velocidade da aeronave. Quanto mais pesada e mais lenta a aeronave, maior o AOA e mais fortes os vórtices nas pontas das asas. Assim, uma aeronave criará vórtices nas pontas das asas com máxima intensidade durante as fases de decolagem, subida e pouso do voo. Esses vórtices levam a um perigo particularmente arriscado para o voo, a esteira de turbulência.

EVITANDO ESTEIRA DE TURBULÊNCIA

Os vórtices de ponta de asa são mais intensos quando a aeronave geradora está “pesada, limpa e lenta”. Essa condição é mais comum durante aproximações ou decolagens, pois o AOA da aeronave está no máximo para produzir a sustentação necessária para pousar ou decolar. Para minimizar as chances de voar através da esteira de turbulência de outra aeronave:

- Evite voar pela trajetória de voo de outra aeronave.
- Rotacione antes do ponto em que a aeronave anterior rotacionou quando decolar atrás de outra aeronave.
- Evite seguir outra aeronave em uma trajetória de voo semelhante em uma altitude dentro de 1.000 pés. [Figura 13]
- Na aterrissagem atrás de outra aeronave, aproxime-se da pista acima da trajetória da aeronave anterior e toque o solo após o ponto em que as rodas da outra aeronave entraram em contato com a pista. [Figura 14]



Figura 13. Evite seguir outra aeronave em uma altitude dentro 1.000 pés.

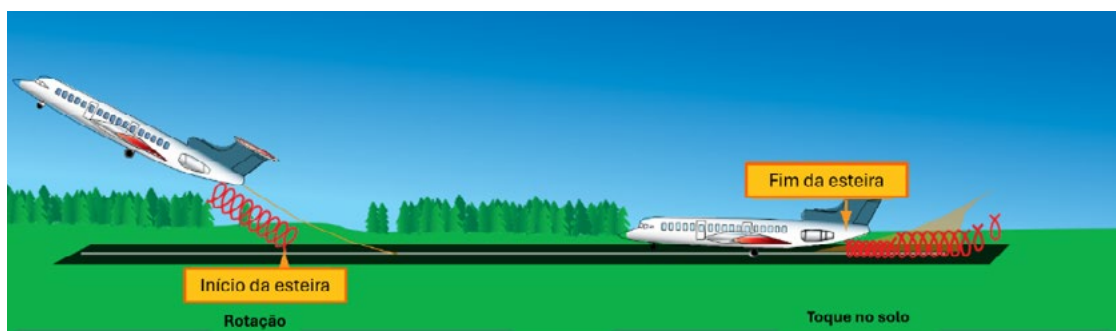


Figura 14. Evite turbulência de outra aeronave.

Um helicóptero pairando gera um *downwash* semelhante aos vórtices de um avião a partir de seu(s) rotor(es) principal(is). Pilotos de aeronaves pequenas devem evitar um helicóptero pairando por pelo menos três diâmetros de disco do rotor para evitar os efeitos dessa descarga descendente. Em voo para a frente, essa energia é transformada em um par de vórtices de arrasto fortes e de alta velocidade, semelhantes aos vórtices nas pontas das asas de grandes aeronaves de asa fixa. Os vórtices de helicóptero devem ser evitados porque as velocidades de voo para a frente dos helicópteros costumam ser muito lentas e podem gerar esteira de turbulência excepcionalmente forte.

O vento é um fator importante para evitar a turbulência de esteira, pois os vórtices nas pontas das asas se deslocam com o vento à velocidade do vento. Por exemplo, uma velocidade do vento de 10 nós, faz com que os vórtices se desloquem cerca de 1.000 pés em um minuto na direção do vento. Ao seguir outra aeronave, o piloto deve considerar a velocidade e direção do vento ao selecionar um ponto de decolagem ou pouso pretendido. Se o piloto não tiver certeza do ponto de decolagem ou pouso da outra aeronave, aproximadamente 3 minutos proporcionam uma margem de segurança que permite a dissipação da esteira de turbulência [Figura 15]. Para obter mais informações sobre a esteira de turbulência, consulte a Instrução do Comando da Aeronáutica - ICA 100-37.

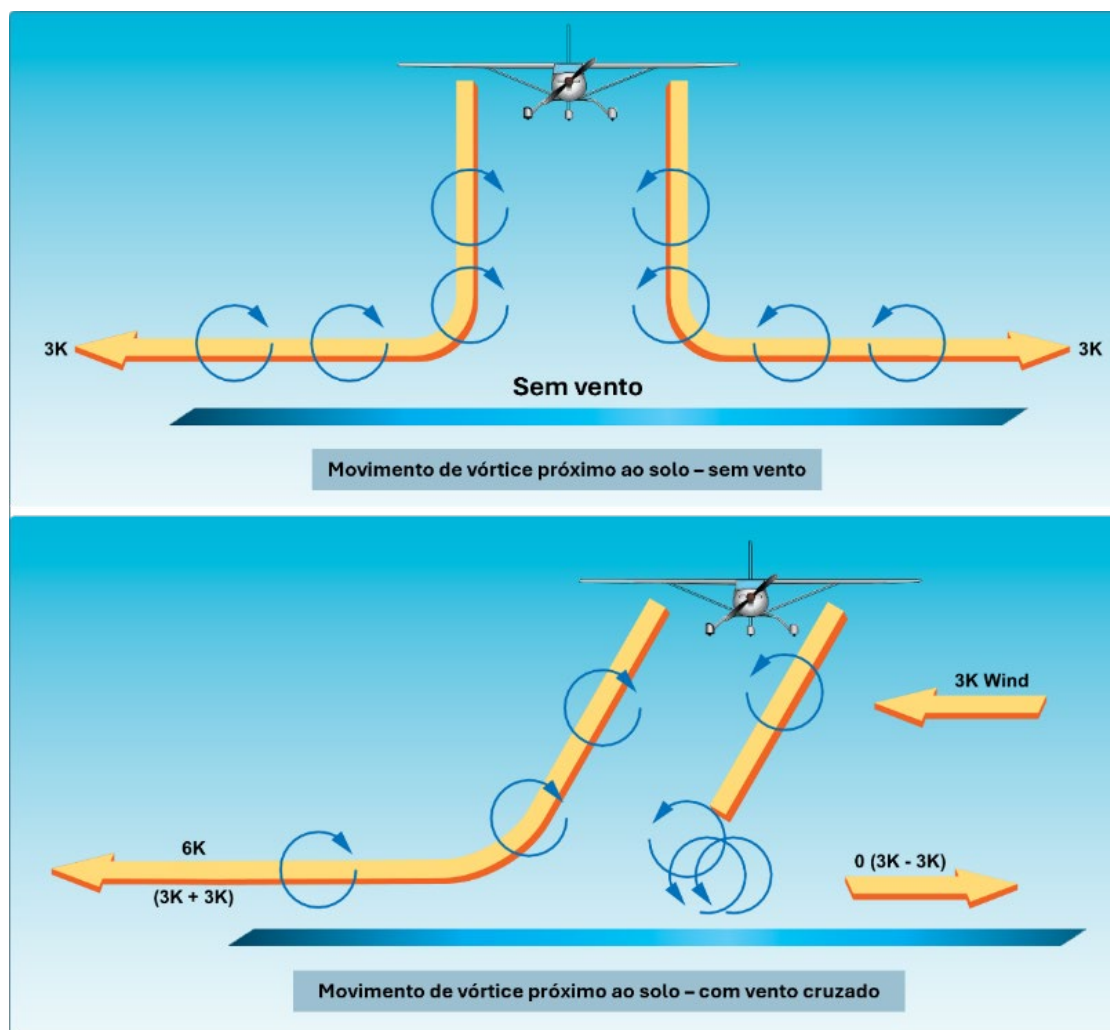


Figura 15. Quando os vórtices de aeronaves maiores se aproximam do solo (a uma altura de 100 a 200 pés), eles tendem a mover-se lateralmente sobre o solo a uma velocidade de 2 a 3 nós (parte superior). Um vento cruzado diminuirá o movimento lateral do vórtice contra o vento e aumentará o movimento do vórtice a favor do vento. Assim, um vento leve com um componente de vento cruzado de 1 a 5 nós, pode resultar no vórtice contra o vento permanecendo na zona de toque por um período de tempo e acelerar o deslocamento do vórtice a favor do vento em direção a outra pista (parte inferior).

EFEITO SOLO

Desde o início do voo tripulado, os pilotos perceberam que, pouco antes do toque, de repente parecia que a aeronave não queria descer mais e só queria continuar em voo. Isso ocorre devido ao ar que fica preso entre a asa e a superfície de pouso, como se houvesse um colchão de ar. Esse fenômeno é chamado de efeito solo.

Quando uma aeronave em voo se aproxima a poucos pés da superfície, seja do solo ou da água, ocorre uma mudança no padrão de fluxo tridimensional ao redor da aeronave, porque o componente vertical do fluxo de ar ao redor da asa é restrito pela superfície. Isso altera o *upwash*, o *downwash* e os vórtices nas pontas das asas [Figura 16]. O efeito solo ocorre devido à interferência da superfície do solo (ou da água) nos padrões de fluxo de ar em torno da aeronave em voo.

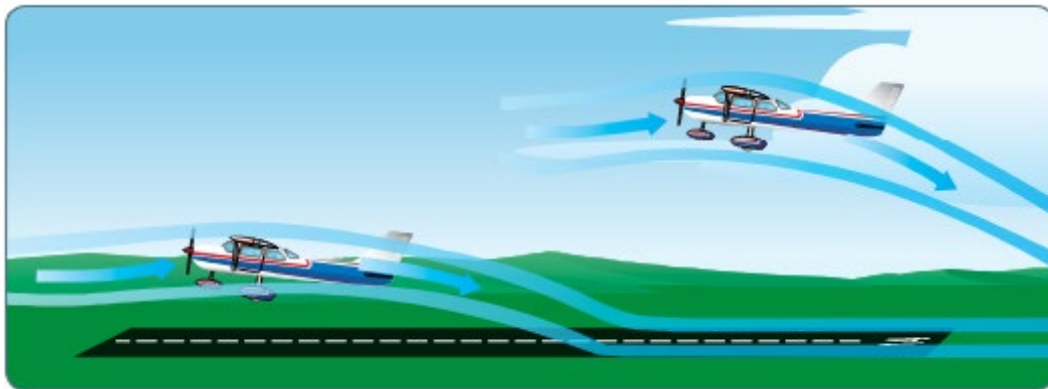


Figura 16. O efeito solo altera o fluxo de ar.

Embora as características aerodinâmicas das superfícies de cauda e da fuselagem sejam alteradas pelo efeito solo, os principais efeitos devido à proximidade do solo são as mudanças nas características aerodinâmicas da asa. À medida que a asa encontra o efeito solo e é mantida em um AOA constante, há uma consequente redução no *upwash*, *downwash* e vórtices de ponta de asa.

Arrasto induzido é o resultado do trabalho do aerofólio em sustentar a aeronave, e uma asa ou rotor sustenta a aeronave simplesmente acelerando uma massa de ar para baixo. É verdade que a pressão reduzida na parte superior de um aerofólio é essencial para a sustentação, mas isso é apenas uma das coisas que contribuem para o efeito geral de empurrar uma massa de ar para baixo. Quanto mais *downwash* houver, mais forte a asa empurra a massa de ar para baixo. Em ângulos de ataque elevados, a quantidade de arrasto induzido é alta; desde que isso corresponda a velocidades mais baixas em voo real, pode-se dizer que o arrasto induzido predomina em baixa velocidade. No entanto, a redução dos vórtices nas pontas das asas devido ao efeito solo altera a distribuição de sustentação e reduz o AOA

induzido e o arrasto induzido. Portanto, a asa exigirá um AOA menor no efeito solo para produzir o mesmo CL (coeficiente de sustentação). Se um AOA constante for mantido, ocorrerá um aumento no CL [Figura 17].

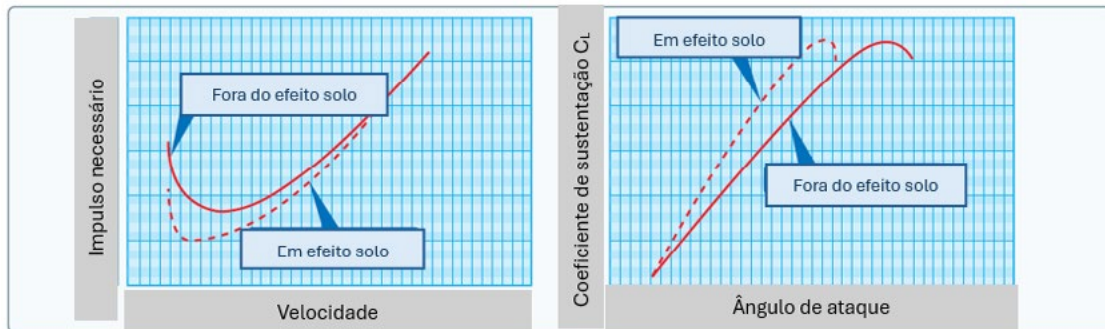


Figura 17. O efeito solo altera o arrasto e a sustentação.

O efeito solo também altera a relação entre a potência necessária e a velocidade. Como o arrasto induzido predomina em baixas velocidades, a redução desse arrasto devido ao efeito solo causa uma redução significativa na potência necessária (arrasto parasita mais arrasto induzido) em baixas velocidades. Devido à mudança no *upwash*, *downwash* e nos vórtices das pontas das asas, pode haver um erro de posição (instalação) associado ao sistema de velocidade do ar relacionado ao efeito solo. Na maioria dos casos, o efeito solo provoca um aumento na pressão local na fonte estática, o que resulta em uma indicação menor de velocidade do ar e altitude. Assim, uma aeronave pode estar no ar com uma velocidade do ar indicada menor do que a normalmente necessária.

Para que o efeito solo tenha uma magnitude significativa, a asa deve estar bastante próxima ao solo. Um dos resultados diretos do efeito solo é a variação do arrasto induzido com a altura da asa acima do solo, mantendo-se constante o coeficiente de sustentação (CL). Quando a asa está a uma altura igual à sua envergadura, a redução do arrasto induzido é de apenas 1,4%.

Entretanto, quando a asa está a uma altura igual a um quarto da envergadura, a redução no arrasto induzido é de 23,5% e, quando a asa está a uma altura igual a um décimo da envergadura, a redução no arrasto induzido é de 47,6%. Assim, uma grande redução no arrasto induzido ocorre apenas quando a asa está muito próxima ao solo. Devido a essa variação, o efeito solo é mais comumente reconhecido durante a decolagem ou imediatamente antes do pouso.

Durante a decolagem, o efeito solo produz algumas relações importantes. Uma aeronave que sai do efeito solo após a decolagem experimenta exatamente o oposto de uma aeronave que entra no efeito solo durante o pouso. A aeronave que sai do efeito solo irá:

- Necessitar de um aumento no AOA para manter o coeficiente de sustentação (CL).
- Experimentar um aumento no arrasto induzido e na potência requerida.
- Experimentar uma diminuição na estabilidade e uma mudança momentânea de nariz para cima.
- Experimentar uma redução na fonte da pressão estática e um aumento na velocidade indicada.

O efeito solo deve ser considerado durante decolagens e pousos. Por exemplo, se um piloto não compreende a relação entre a aeronave e o efeito solo durante a decolagem, uma situação perigosa pode ocorrer, pois a velocidade de decolagem recomendada pode não ser alcançada. Devido à redução do arrasto no efeito solo, a aeronave pode parecer capaz de decolar bem abaixo da velocidade recomendada. À medida que a aeronave sai do efeito solo com uma deficiência de velocidade, o arrasto induzido maior pode resultar em desempenho inicial de subida marginal. Em condições extremas, como peso bruto elevado, altitude densa e temperatura alta, uma deficiência de velocidade durante a decolagem pode permitir que a aeronave decole, mas que seja incapaz de sustentar o voo fora do efeito solo. Nesse caso, a aeronave pode decolar com uma deficiência de velocidade e depois retornar à pista.

Um piloto não deve tentar forçar a decolagem de uma aeronave com deficiência de velocidade. A velocidade de decolagem recomendada pelo fabricante é necessária para fornecer um desempenho inicial de subida adequado. Também é importante que uma subida definitiva seja estabelecida antes que o piloto retraia o trem de pouso ou os *flaps*. Nunca retraia o trem de pouso ou os *flaps* antes de estabelecer uma taxa de subida positiva e somente após atingir uma altitude segura.

Se, durante a fase do pouso, a aeronave for levada para o efeito solo com um AOA constante, ela experimentará um aumento do Coeficiente de Sustentação (CL) e uma redução no empuxo necessário, podendo ocorrer um efeito de “flutuação”. Devido à redução do arrasto e à falta de desaceleração no efeito solo, qualquer velocidade excedente no ponto de arremetida pode incorrer em uma distância de “flutuação” considerável. À medida que a aeronave se aproxima do ponto de toque, o efeito solo é mais percebido em altitudes menores que a envergadura da asa. Durante as fases finais da aproximação, conforme a aeronave se aproxima do solo, é necessária uma redução de potência para compensar o aumento da sustentação causada pelo efeito solo; caso contrário, a aeronave tenderá a subir acima da trajetória de planeio desejada (GP, do inglês *Glide Path*).

EIXOS DE UMA AERONAVE

Os eixos de uma aeronave são três linhas imaginárias que passam através do centro de gravidade (CG) de uma aeronave. Eles podem ser considerados como eixos imaginários em torno dos quais a aeronave gira. Os três eixos passam pelo CG em ângulos de 90° entre si.

O eixo longitudinal passa pelo CG e é paralelo a uma linha do nariz à cauda da aeronave. O eixo lateral passa pelo CG e é paralelo a uma linha de uma ponta a outra da asa. O eixo vertical passa pelo CG perpendicularmente aos outros dois eixos. Sempre que uma aeronave muda sua atitude ou posição de voo, ela gira em torno de um ou mais dos três eixos [Figura 18].

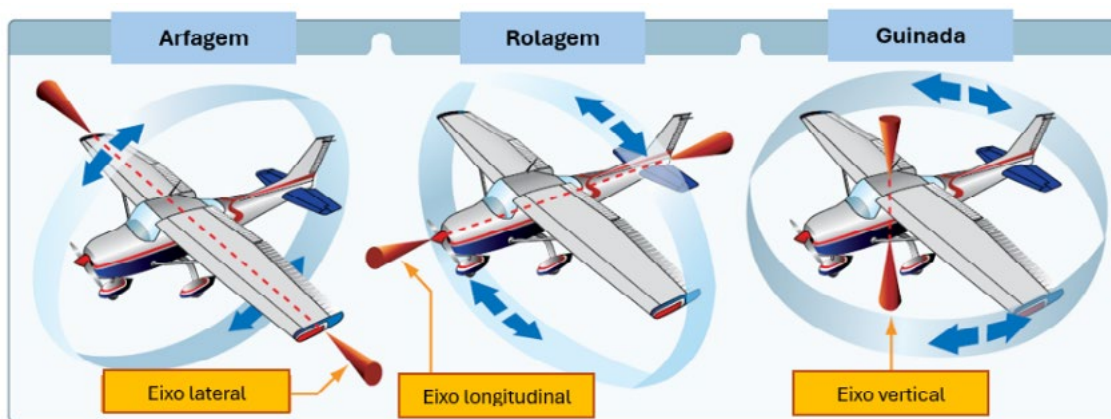


Figura 18. Eixos de um avião.

O movimento da aeronave em torno do seu eixo longitudinal assemelha-se ao rolamento de um navio de um lado para o outro. Na verdade, os nomes usados para descrever o movimento em torno dos três eixos de uma aeronave eram originalmente termos náuticos. Eles foram adaptados para a terminologia aeronáutica devido à similaridade do movimento de aeronaves e navios. O movimento em torno do eixo longitudinal da aeronave é chamado de "rolagem". O movimento em torno do eixo lateral é chamado de "arfagem". E o movimento em torno do eixo vertical é chamado de "guinada". Guinada é o movimento lateral do nariz da aeronave para a esquerda e para a direita.

As três movimentações do avião convencional (rolagem, arfagem e guinada) são controladas por três superfícies de controle. A rolagem é controlada pelos ailerons; a arfagem é controlada pelos profundores; e a guinada é controlada pelo leme. O uso desses controles será tratado nas próximas edições. Outros tipos de aeronaves podem utilizar métodos diferentes para controlar os movimentos em torno dos diversos eixos.

Por exemplo, as aeronaves de controle por deslocamento de peso controlam dois eixos (rolagem e arfagem) usando uma estrutura em forma de "A" suspensa a partir da asa flexível, que está conectada a um carrinho de três rodas. Essas aeronaves são controladas movendo uma barra horizontal (chamada de barra de controle) de maneira semelhante aos pilotos de asa-delta [Figura 19].



Figura 19 - Aeronave de controle por deslocamento de peso.

Elas são chamadas de aeronaves de controle por deslocamento de peso porque o piloto controla a aeronave mudando o centro de gravidade (CG). No caso de paraquedas motorizados, paramotores, o controle da aeronave é realizado alterando o perfil aerodinâmico por meio de linhas de direção.

Um paramotor possui uma asa que tem uma superfície superior curvada e uma superfície inferior mais plana. Essas duas superfícies são separadas por costelas que funcionam como células, abrindo-se para o fluxo de ar na borda de ataque e possuindo aberturas internas para permitir o fluxo lateral. O princípio subjacente é que a pressão dentro das células é maior do que a pressão externa, formando assim uma asa que mantém sua forma aerodinâmica durante o voo. O piloto e o passageiro sentam-se no assento à frente do motor, que está localizado na parte traseira do veículo. A estrutura da aeronave é conectada ao paraquedas por meio de dois pontos de fixação e linhas. O controle é realizado por meio da potência do motor e alterando o perfil aerodinâmico com as linhas de controle [Figura 20].



Figura 20. Um paramotor.

MOMENTO E BRAÇO DE MOMENTO

Um estudo de física demonstra que um corpo livre para girar sempre girará em torno de seu CG (centro de gravidade). Em termos aerodinâmicos, a medida matemática da tendência de uma aeronave girar em torno de seu CG é chamada de “momento”. Diz-se que um momento é igual ao produto da força aplicada pela distância na qual a força é aplicada. (Um braço de momento é a distância de um ponto [ou linha de referência] à força aplicada.) Para cálculos de peso e balanceamento de aeronaves, os “momentos” são expressos em termos da distância do braço multiplicada pelo peso da aeronave, ou simplesmente, libra-polegada.

Os projetistas de aeronaves posicionam o centro de gravidade (CG) da aeronave o mais próximo possível do ponto de 20% da corda média aerodinâmica (MAC). Se a linha de empuxo for projetada para passar horizontalmente pelo CG, isso não causará arfagem quando a potência for alterada, e não haverá diferença no momento devido ao empuxo entre as condições de voo com potência ligada ou desligada. Embora os projetistas tenham algum controle sobre a localização das forças de arrasto, nem sempre conseguem fazer com que as forças de arrasto resultantes passem pelo CG da aeronave. No entanto, o elemento sobre o qual têm maior controle é o tamanho e a localização da empenagem. O objetivo é minimizar os momentos (devido à tração, arrasto e sustentação) e, por meio da localização adequada da empenagem, fornecer os meios para equilibrar longitudinalmente uma aeronave em qualquer condição de voo.

O piloto não tem controle direto sobre a localização das forças que atuam na aeronave em voo, exceto por controlar o centro de sustentação ao alterar o ângulo de ataque (AOA). O piloto pode controlar a magnitude das forças. No entanto, qualquer mudança imediata em uma força envolve alterações em outras forças, de forma que o piloto não consegue alterar independentemente a localização de uma força sem afetar outras. Por exemplo, uma mudança na velocidade do ar resulta em alterações na sustentação, bem como mudanças no arrasto e na força aplicada para cima ou para baixo na empenagem. À medida que forças como turbulência e rajadas atuam para deslocar a aeronave, o piloto reage fornecendo forças de controle opostas para contrabalançar esse deslocamento.

Algumas aeronaves estão sujeitas a alterações na localização do CG (centro de gravidade) com variações de carga. Dispositivos de ajuste, como abaixadores de guinada e estabilizadores horizontais ajustáveis, são usados para compensar os momentos criados pelo consumo de combustível e pelo carregamento ou descarregamento de passageiros ou carga.

CARACTERÍSTICAS DE PROJETO DE AERONAVES

Cada aeronave se comporta de maneira um pouco diferente, pois resiste ou responde às pressões de controle de sua própria maneira. Por exemplo, uma aeronave de treinamento responde rapidamente às aplicações de controle, enquanto uma aeronave de transporte parece pesada nos controles e responde às pressões de controle de forma mais lenta. Essas características podem ser projetadas em uma aeronave para facilitar o propósito específico da aeronave, considerando determinados requisitos de estabilidade e manobrabilidade. A discussão a seguir resume os aspectos mais importantes da estabilidade, manobrabilidade e controlabilidade de uma aeronave, como eles são analisados e sua relação com diversas condições de voo.

ESTABILIDADE

A estabilidade é a qualidade inerente de uma aeronave para corrigir condições que possam perturbar seu equilíbrio e retornar ou continuar na trajetória de voo original. Essa característica está principalmente relacionada ao projeto da aeronave. Os caminhos de voo e atitudes que uma aeronave segue são limitados pelas características aerodinâmicas da aeronave, seu sistema de propulsão e sua resistência estrutural. Essas limitações indicam o desempenho máximo e a manobrabilidade da aeronave. Para que a aeronave ofereça utilidade máxima, ela deve ser controlável com segurança até os limites completos, sem exceder a força do piloto ou exigir habilidades excepcionais de pilotagem. Se uma aeronave deve voar em linha reta e estável ao longo de qualquer trajetória de voo arbitrária, as forças atuando sobre ela devem estar em equilíbrio estático. A reação de qualquer corpo quando seu equilíbrio é perturbado é chamada de estabilidade. Existem dois tipos de estabilidade: estática e dinâmica.

ESTABILIDADE ESTÁTICA

A estabilidade estática se refere à tendência inicial, ou direção do movimento, de voltar ao equilíbrio. Na aviação, ela se refere à resposta inicial da aeronave quando perturbada em relação a um determinado ângulo de arfagem, guinada ou inclinação.

- Estabilidade estática positiva - tendência inicial da aeronave voltar ao estado de equilíbrio original após ser perturbada.
- Estabilidade estática neutra – a tendência inicial da aeronave de permanecer em uma nova condição após seu equilíbrio ter sido perturbado.
- Estabilidade estática negativa – a tendência inicial da aeronave de continuar longe do estado original de equilíbrio após ser perturbada [Figura 21].

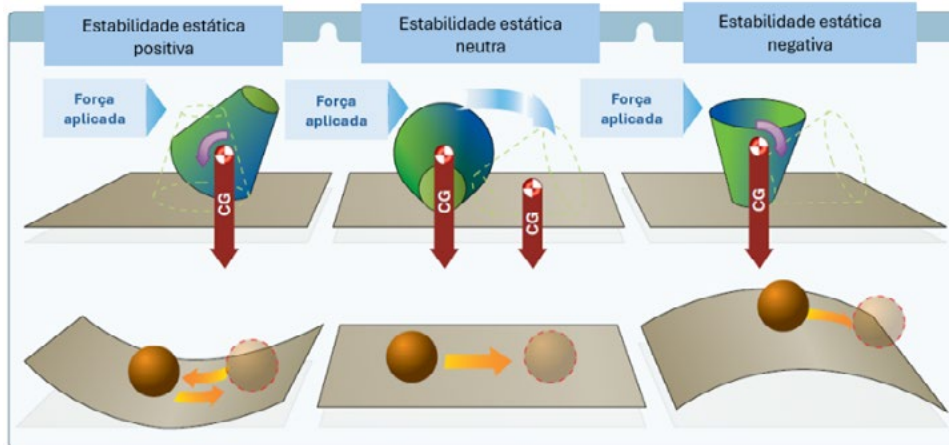


Figura 21. Tipos de estabilidade estática.

ESTABILIDADE DINÂMICA

A estabilidade estática foi definida como a tendência inicial de uma aeronave de retornar ao equilíbrio após ser perturbada de sua condição ajustada. Às vezes, essa tendência inicial difere ou é oposta à tendência geral, tornando-se necessário fazer uma distinção entre ambas. Por outro lado, a estabilidade dinâmica refere-se à resposta da aeronave ao longo do tempo quando perturbada em relação a um determinado ângulo de arfagem, guinada ou inclinação. Essa categoria de estabilidade também possui três subtipos: [Figura 22]

- Estabilidade dinâmica positiva – com o tempo, o movimento do objeto deslocado diminui em amplitude e, por ser positivo, o objeto deslocado retorna ao estado de equilíbrio.
- Estabilidade dinâmica neutra – uma vez deslocado, o objeto deslocado não diminui nem aumenta em amplitude. Um amortecedor de automóvel desgastado apresenta esta tendência.
- Estabilidade dinâmica negativa – Estabilidade dinâmica negativa – com o tempo, o movimento do objeto deslocado aumenta e se torna mais divergente.

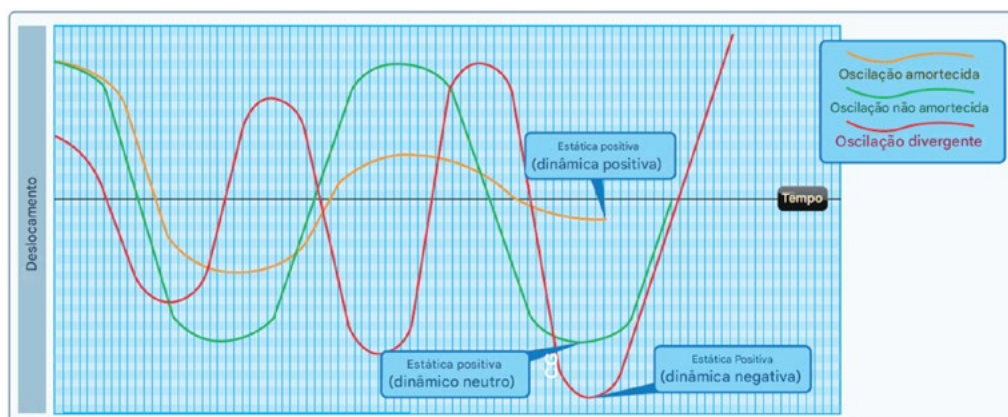


Figura 22. Estabilidade amortecida versus estabilidade não amortecida.

Estabilidade em uma aeronave afeta significativamente duas áreas:

- Manobrabilidade - a qualidade de uma aeronave que permite que ela seja manobrada facilmente e resista às tensões impostas pelas manobras. Isso é determinado pelo peso da aeronave, inércia, tamanho e localização dos controles de voo, resistência estrutural e planta motriz. Também é uma característica de projeto da aeronave.
- Controlabilidade - a capacidade de uma aeronave de responder aos comandos do piloto, especialmente em relação à trajetória de voo e atitude. É a qualidade da resposta da aeronave à aplicação de controle pelo piloto durante a manobra da aeronave, independentemente de suas características de estabilidade.

ESTABILIDADE LONGITUDINAL (INCLINAÇÃO)

Ao projetar uma aeronave, um grande esforço é dedicado ao desenvolvimento do grau desejado de estabilidade em torno dos três eixos. No entanto, a estabilidade longitudinal em relação ao eixo lateral é considerada a mais afetada por certas variáveis em diferentes condições de voo.

A estabilidade longitudinal é a qualidade que torna uma aeronave estável em relação ao seu eixo lateral. Ela envolve o movimento de arqueamento à medida que o nariz da aeronave se move para cima e para baixo durante o voo. Uma aeronave longitudinalmente instável tem a tendência de mergulhar ou subir progressivamente em um mergulho, ou subida muito íngreme, ou até mesmo entrar em estol. Portanto, uma aeronave com instabilidade longitudinal dificulta e, às vezes, perigosa a atividade de pilotar.

A estabilidade longitudinal estática, ou instabilidade em uma aeronave, depende de três fatores:

1. Localização da asa em relação ao CG;
2. Localização das superfícies horizontais da cauda em relação ao CG;
3. Área ou tamanho das superfícies da cauda.

Ao analisar a estabilidade, é importante lembrar que um corpo livre para girar sempre gira em torno de seu centro de gravidade (CG).

Para obter estabilidade longitudinal estática, a relação entre os momentos da asa e da cauda deve ser tal que, se os momentos estiverem inicialmente equilibrados e a aeronave subitamente elevar o nariz, os momentos da asa e da cauda mudam de forma que a soma de suas forças forneça um momento desequilibrado, mas restaurador, que, por sua vez, faz o nariz descer novamente. Da mesma forma, se a aeronave estiver com o nariz para baixo, a mudança resultante nos momentos faz o nariz subir novamente.

O Centro de Sustentação (CL) na maioria dos perfis aerodinâmicos assimétricos tende a mudar suas posições dianteira e traseira com uma variação no AOA. O CL avança com um aumento no AOA e a recua com uma diminuição no AOA. Isso significa que quando o AOA de um perfil aerodinâmico aumenta, o Centro de Sustentação (CL), ao se deslocar para frente, tende a elevar ainda mais o bordo de ataque da asa. Essa tendência confere à asa uma qualidade inerente de instabilidade.

NOTA: O CL também é conhecido como o centro de pressão (CP).

Na figura 23 temos uma aeronave em voo reto e nivelado. A linha CG-CL-T representa o eixo longitudinal da aeronave, indo do CG (centro de gravidade) até um ponto T no estabilizador horizontal.

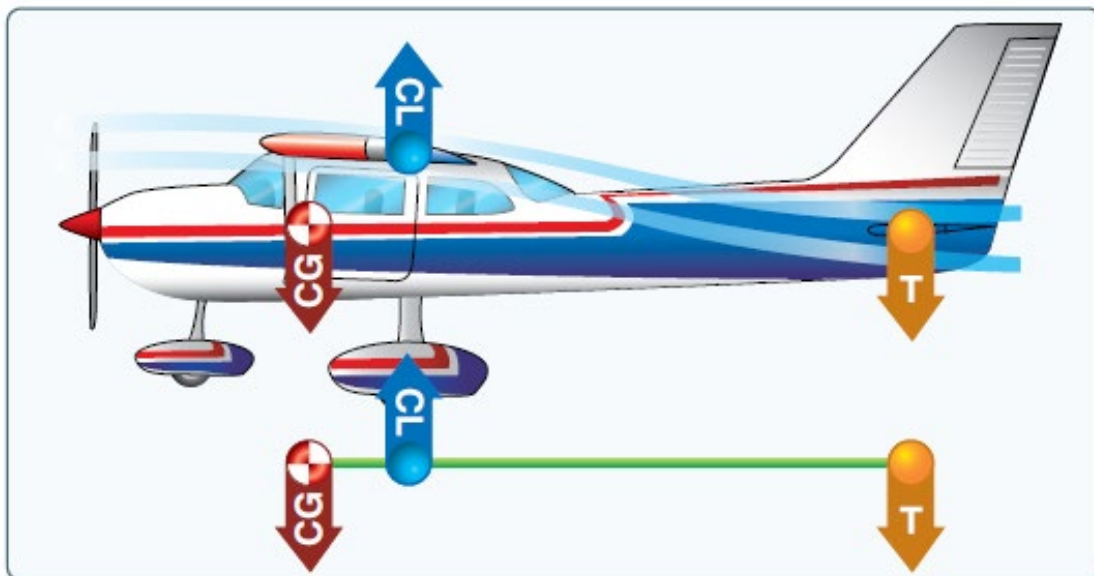


Figura 23. Estabilidade longitudinal.

A maioria das aeronaves é projetada de forma que o CL da asa fique atrás do CG. Isso faz com que a aeronave seja “nariz pesado” e exige que haja uma força ligeiramente descendente no estabilizador horizontal para equilibrar a aeronave e evitar que o nariz continue a inclinar-se para baixo. A compensação para esse excesso de peso no nariz é fornecida ajustando o estabilizador horizontal com um pequeno ângulo de ataque negativo. A força descendente assim produzida mantém a cauda para baixo, contrabalançando o nariz “pesado”. É como se a linha CG-CL-T fosse uma alavanca com uma força ascendente no CL e duas forças descendentes se equilibrando: uma força forte no ponto CG e outra, muito menor, no ponto T (pressão do ar descendente sobre o estabilizador). Para visualizar melhor esse princípio físico: se uma barra de ferro fosse suspensa no ponto CL, com um peso pesado pendurado nela no ponto CG, seria necessário aplicar pressão descendente no ponto T para manter a “alavanca” equilibrada.

Embora o estabilizador horizontal possa estar nivelado quando a aeronave está em voo nivelado, há um fluxo descendente de ar proveniente das asas. Esse fluxo descendente atinge a parte superior do estabilizador e produz uma pressão descendente, que a uma determinada velocidade é suficiente para equilibrar a “alavanca”. Quanto mais rápido a aeronave estiver voando, maior será esse fluxo descendente e, conseqüentemente, maior será a força descendente no estabilizador horizontal (exceto para estabilizadores em formato de T) [Figura 24].

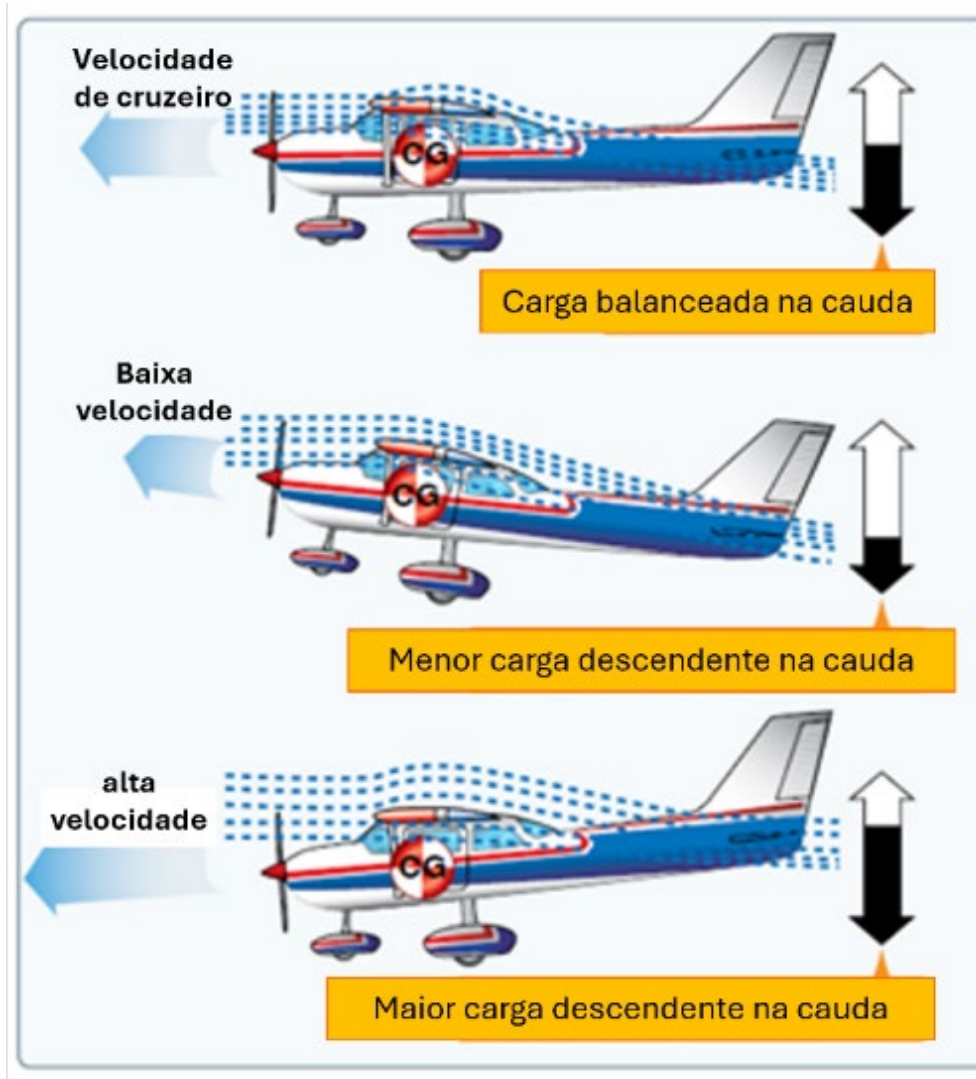


Figura 24. Efeito de velocidade sobre *downwash* descendente.

Em aeronaves com estabilizadores horizontais de posição fixa, o fabricante ajusta o estabilizador em um ângulo que proporciona a melhor estabilidade (ou equilíbrio) durante o voo na velocidade de cruzeiro e configuração de potência projetadas.

Se a velocidade da aeronave diminuir, a velocidade do fluxo de ar sobre a asa também diminuirá. Como resultado desse fluxo de ar reduzido sobre a asa, o downwash é diminuído,

resultando em uma força descendente menor no estabilizador horizontal. Por sua vez, a característica de nariz pesado é acentuada, fazendo com que o nariz da aeronave se incline ainda mais para baixo [Figura 25]. Isso coloca a aeronave em uma atitude de nariz baixo, reduzindo o AOA e o arrasto da asa, permitindo que a velocidade aumente. À medida que a aeronave continua na atitude de nariz baixo e sua velocidade aumenta, a força descendente no estabilizador horizontal é novamente ampliada. Consequentemente, a cauda é empurrada para baixo e o nariz se eleva em uma atitude de subida.

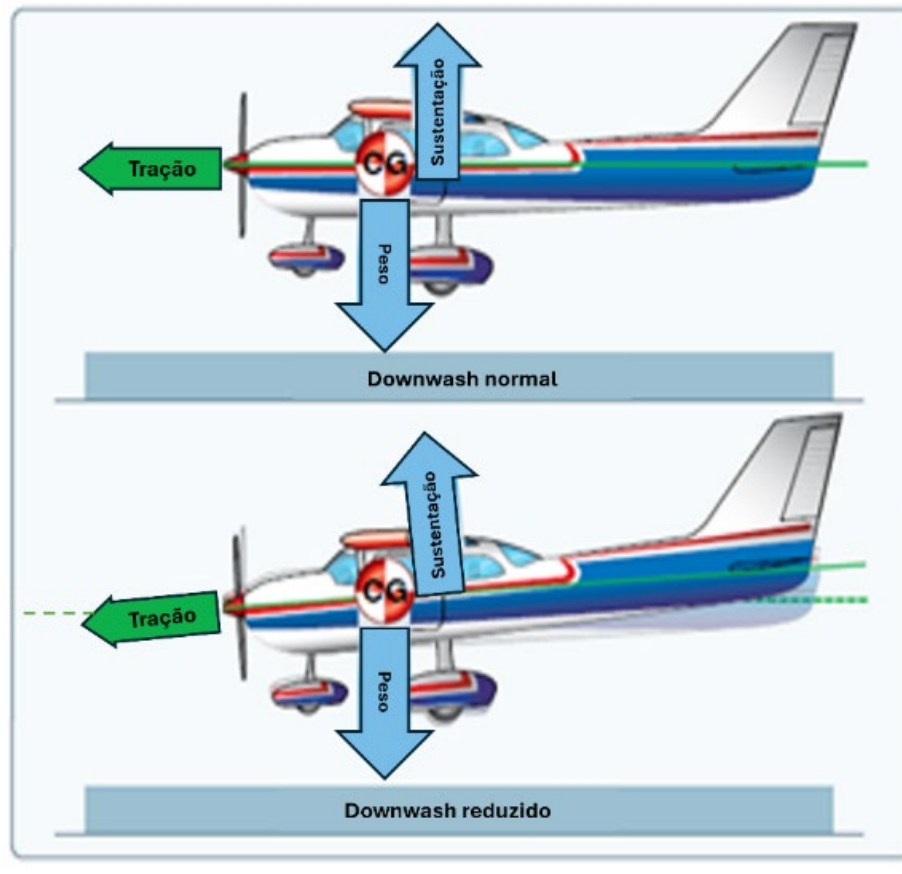


Figura 25. Potência reduzida permite inclinação para baixo.

À medida que essa subida continua, a velocidade do ar novamente diminui, causando uma força descendente menor na cauda até que o nariz abaixe novamente. Como a aeronave é dinamicamente estável, o nariz não abaixa tanto desta vez como antes. A aeronave adquire velocidade suficiente nesse mergulho mais gradual para iniciar outra subida, mas a subida não é tão íngreme quanto a anterior.

Após várias dessas oscilações diminutas, nas quais o nariz alterna entre subir e descer, a aeronave finalmente se estabiliza a uma velocidade em que a força descendente na cauda contrabalança exatamente a tendência da aeronave de mergulhar. Quando essa condição é alcançada, a aeronave está novamente em voo equilibrado e continua em voo estabilizado, desde que essa atitude e velocidade não sejam alteradas.

Um efeito semelhante é observado ao se reduzir a potência do motor. O *downwash* das asas é reduzido e a força em T na figura 23 não é suficiente para manter o estabilizador horizontal para baixo. Parece que a força em T na alavanca está permitindo que a força da gravidade puxe o nariz para baixo. Essa é uma característica desejável, pois a aeronave está inerentemente tentando recuperar a velocidade do ar e restabelecer o equilíbrio adequado.

A potência ou empuxo também pode ter um efeito desestabilizador, pois um aumento de potência pode fazer com que o nariz da aeronave suba. O projetista da aeronave pode compensar isso estabelecendo uma “linha de empuxo alta”, onde a linha de empuxo passa acima do centro de gravidade (CG). [Figuras 26 e 27].

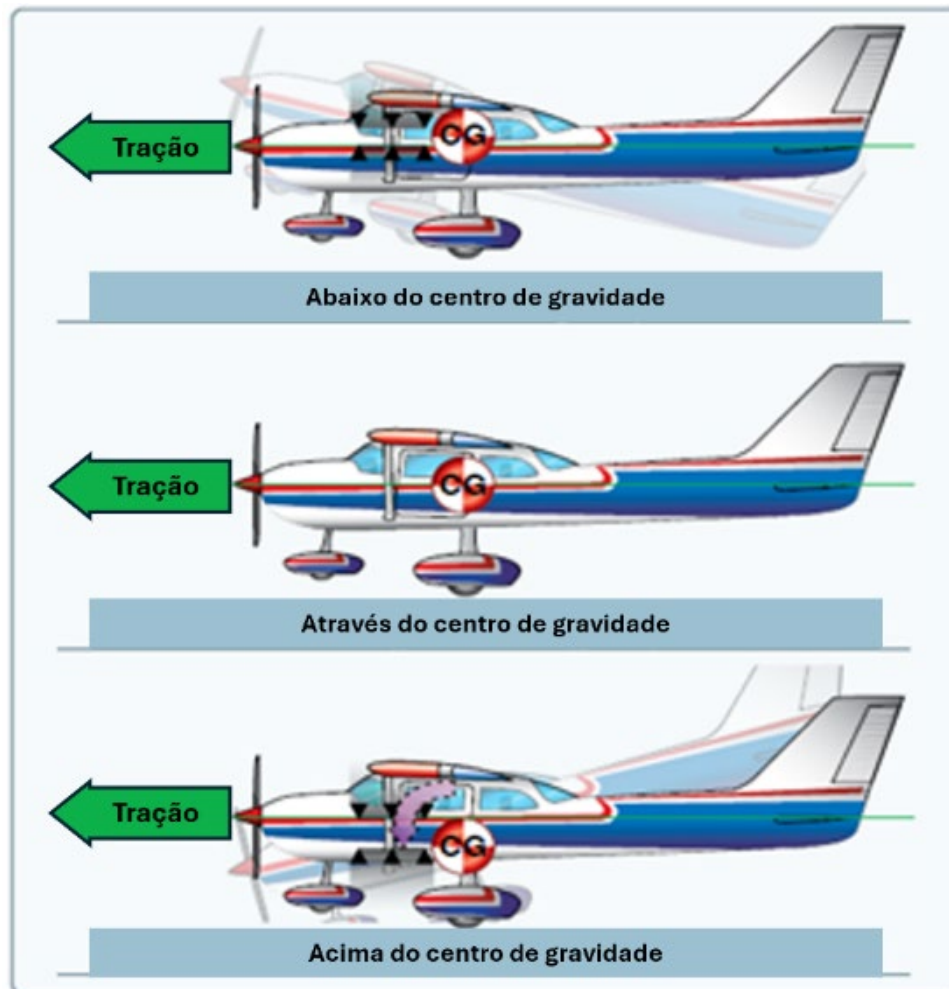


Figura 26. Linha de empuxo afeta a estabilidade a longitudinal.

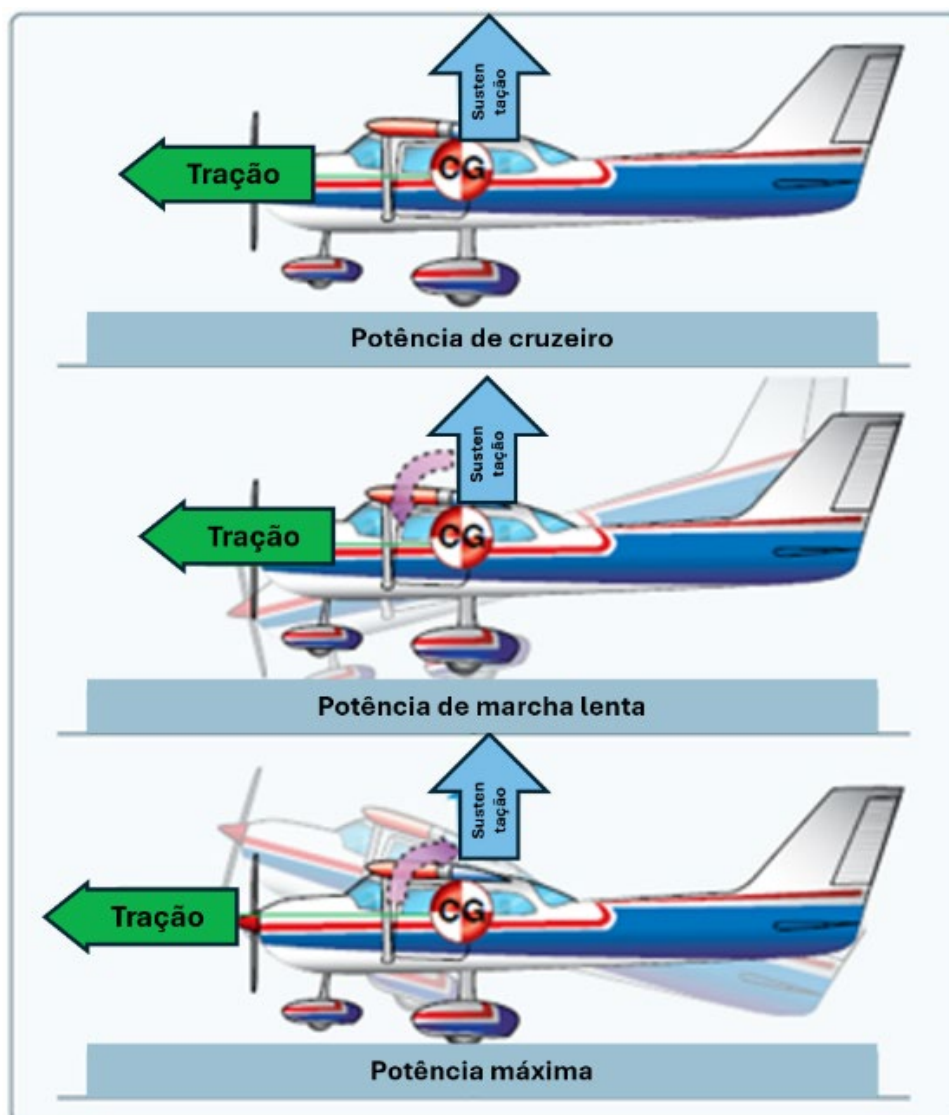


Figura 27. Mudanças na potência afetam estabilidade longitudinal.

Nesse caso, com o aumento da potência ou do empuxo, é produzido um momento para neutralizar a força descendente na cauda. Por outro lado, uma linha de empuxo muito “baixa” tenderia a aumentar o efeito de nariz para cima da superfície horizontal da cauda. Conclusão: com o CG à frente do CL e com uma força aerodinâmica descendente na cauda, a aeronave geralmente tenta retornar a uma atitude de voo segura.

A seguir, uma demonstração simples da estabilidade longitudinal. Ajuste a aeronave para um controle “sem mãos” em voo nivelado. Em seguida, dê um leve empurrão nos controles para baixar o nariz da aeronave. Se, dentro de um breve período, o nariz se elevar em direção à posição original, a aeronave é estaticamente estável.

Normalmente, o nariz ultrapassa a posição original (aquela de voo nivelado) e uma série de oscilações lentas de arqueamento segue. Se as oscilações gradualmente cessarem, a aeronave possui estabilidade positiva; se continuarem de forma irregular, a aeronave possui estabilidade neutra; se aumentarem, a aeronave é instável.

ESTABILIDADE LATERAL (ROLAGEM)

A estabilidade em torno do eixo longitudinal da aeronave, que se estende desde o nariz até a cauda, é chamada de estabilidade lateral. A estabilidade lateral positiva ajuda a estabilizar o efeito lateral ou de “rolagem” quando uma asa fica mais baixa do que a asa do lado oposto da aeronave. Existem 4 principais fatores de projeto que tornam uma aeronave lateralmente estável: diedro, enflechamento, efeito de quilha e distribuição de pesos.

DIEDRO

Algumas aeronaves são projetadas de forma que as pontas externas das asas fiquem mais altas do que as raízes das asas. O ângulo ascendente formado pelas asas é chamado de diedro [Figura 29].

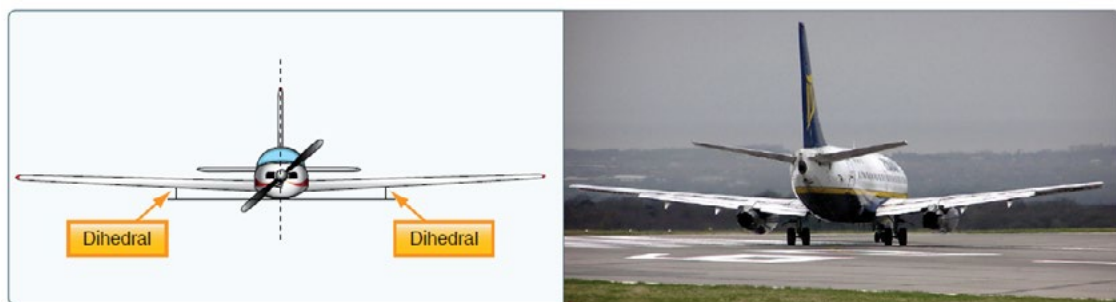


Figura 28. Diedro é o ângulo ascendente das asas em relação a um eixo horizontal (visão frontal/traseira) do avião, como mostrado na representação gráfica e na vista traseira de um Boeing 737 da Ryanair.

Quando uma rajada causa um rolamento, o resultado será uma derrapagem. Essa derrapagem faz com que o vento relativo que afeta todo o avião seja na direção da derrapagem. Quando o vento relativo vem lateralmente, a asa que desliza contra o vento está sujeita a um aumento na AOA e desenvolve um aumento na sustentação. A asa afastada do vento está sujeita a uma diminuição no ângulo de ataque e desenvolve uma diminuição na sustentação. As mudanças na sustentação provocam um momento de rolamento que tende a levantar a asa de barlavento, portanto, o diédrico contribui para um rolamento estável devido à derrapagem.

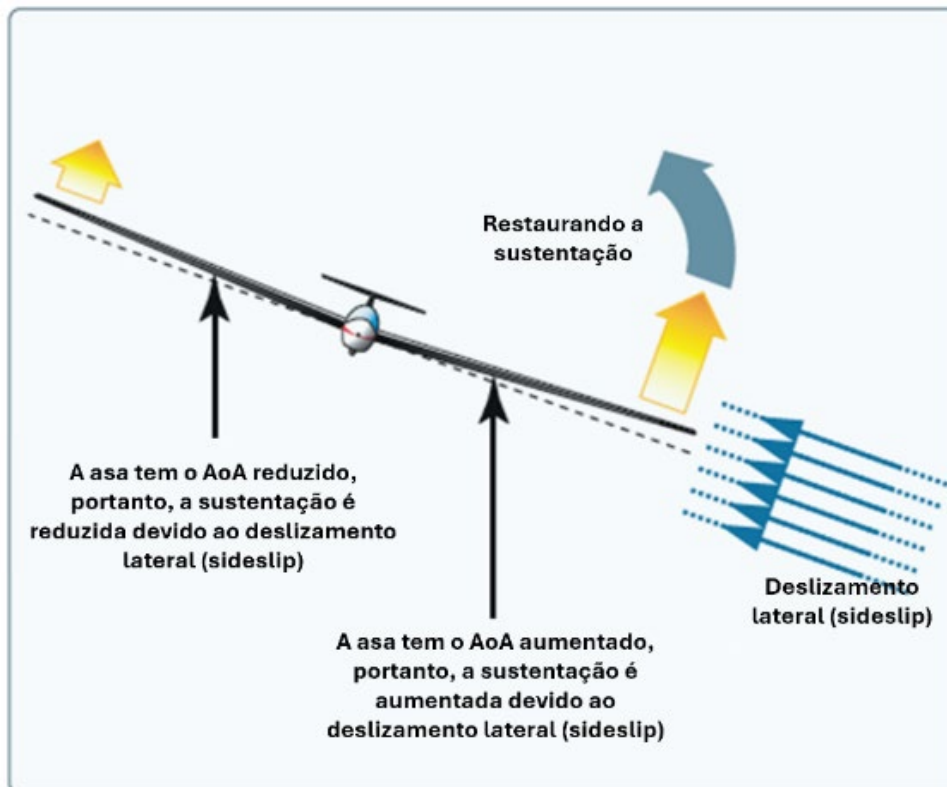


Figura 29. Deriva lateral causando diferentes ângulos de ataque em cada lâmina.

ENFLECHAMENTO E LOCALIZAÇÃO DA ASA

Muitos aspectos da configuração de uma aeronave podem afetar seu diedro efetivo, mas dois componentes principais são o enflechamento da asa e a localização da asa em relação à fuselagem (como uma asa baixa ou alta). Como uma estimativa aproximada, 10° de enflechamento em uma asa fornecem cerca de 1° de diedro efetivo, enquanto uma configuração de asa alta pode fornecer cerca de 5° de diedro efetivo sobre uma configuração de asa baixa.

Uma asa enflechada é aquela em que o bordo de ataque inclina para trás. [Figura 30] Quando uma perturbação faz com que uma aeronave com enflechamento derrape ou abaixe uma asa, a asa baixa apresenta seu bordo de ataque em um ângulo mais perpendicular ao fluxo de ar relativo. Como resultado, a asa baixa adquire mais sustentação, sobe e a aeronave é restaurada à sua atitude original de voo.

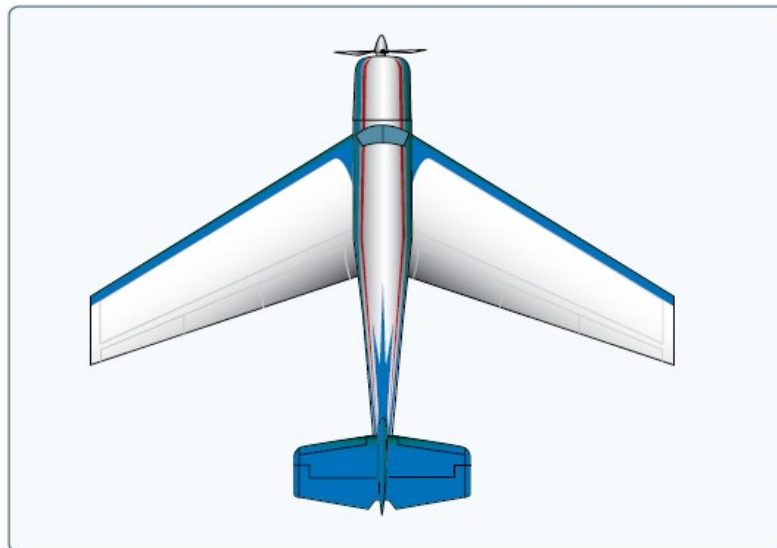


Figura 30. Enflechamento das asas.

EFEITO QUILHA E DISTRIBUIÇÃO DE PESOS

Aeronaves de asa alta têm sempre a tendência de alinhar o eixo longitudinal da aeronave com o vento relativo, o que é frequentemente chamado de efeito de quilha. Essas aeronaves são lateralmente estáveis simplesmente porque as asas estão fixadas em uma posição elevada na fuselagem, fazendo com que a fuselagem se comporte como uma quilha, exercendo uma influência estabilizadora na aeronave lateralmente em torno do eixo longitudinal. Quando uma aeronave de asa alta é perturbada e uma asa inclina, o peso da fuselagem age como um pêndulo, devolvendo a aeronave ao nível horizontal. Aeronaves lateralmente estáveis são construídas de forma que a maior parte da área da quilha esteja acima do CG [Figura 31]. Assim, quando a aeronave desliza para um lado, a combinação do peso da aeronave e a pressão do fluxo de ar contra a porção superior da área da quilha (ambos agindo em torno do CG) tende a rolar a aeronave de volta ao voo nivelado com as asas.



Figura 31. Área da quilha para estabilidade lateral.

ESTABILIDADE DIRECIONAL (GUINADA)

A estabilidade em torno do eixo vertical da aeronave (o momento lateral) é chamada de guinada ou estabilidade direcional. A guinada ou estabilidade direcional é a estabilidade mais facilmente alcançada no projeto de aeronaves. A área do estabilizador vertical e os lados da fuselagem após o CG são os principais contribuintes que fazem a aeronave agir como um cata-vento ou flecha, apontando seu nariz para o vento relativo.

Ao examinar um cata-vento, podemos observar que, se a mesma quantidade de superfície estiver exposta ao vento tanto à frente quanto atrás do ponto de pivô, as forças dianteira e traseira estarão em equilíbrio e pouco ou nenhum movimento direcional ocorrerá. Portanto, é necessário ter uma superfície maior atrás do ponto de pivô do que à frente dele.

Da mesma forma, o projetista da aeronave deve garantir estabilidade direcional positiva, fazendo a superfície lateral atrás maior do que à frente do CG [Figura 32]. Para fornecer estabilidade direcional adicional àquela fornecida pela fuselagem, é adicionado um estabilizador vertical. O estabilizador vertical age de forma semelhante à pena em uma flecha para manter o voo reto. Assim como o cata-vento e a flecha, quanto mais para trás esse estabilizador for colocado e maior for o seu tamanho, maior será a estabilidade direcional da aeronave.

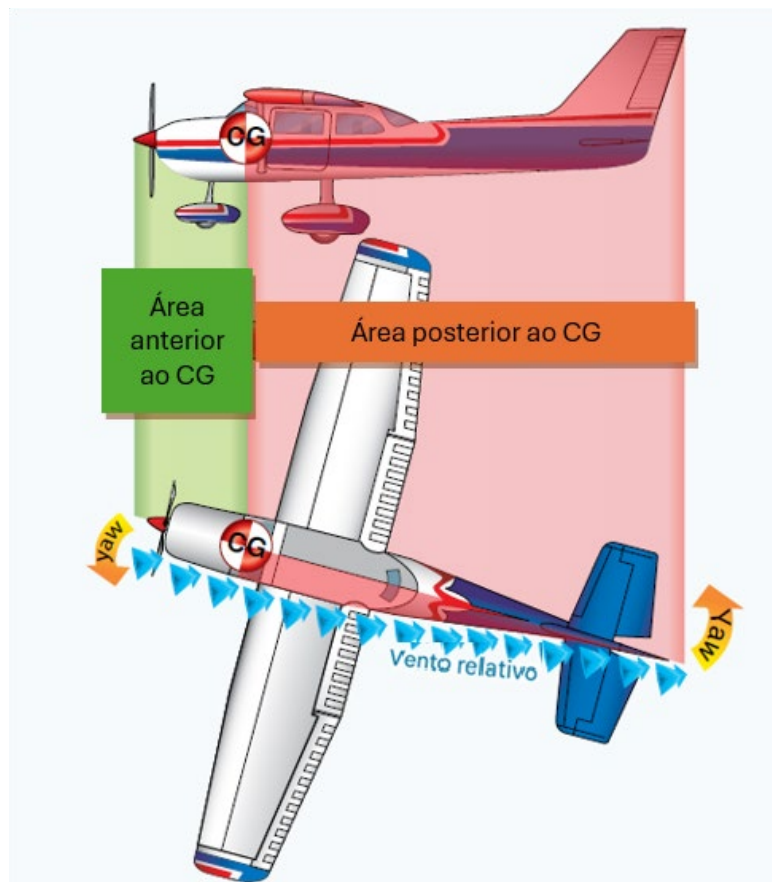


Figura 32. Fuselagem e estabilizador vertical para estabilidade direcional.

Se uma aeronave está voando em linha reta e uma rajada de ar lateral causa uma leve rotação da aeronave em torno de seu eixo vertical (ex., para a direita), o movimento é retardado e interrompido pelo estabilizador vertical. Isso ocorre porque, enquanto a aeronave está girando para a direita, o ar atinge o lado esquerdo do estabilizador vertical em um ângulo. Isso cria pressão no lado esquerdo do estabilizador vertical, que resiste ao movimento de rotação e diminui a guinada da aeronave. Ao fazer isso, o estabilizador vertical age de forma semelhante a um cata-vento, virando a aeronave em direção ao vento relativo. A mudança inicial na direção da trajetória de voo da aeronave geralmente ocorre ligeiramente atrás de sua mudança de direção. Portanto, após uma leve guinada da aeronave para a direita, há um breve momento em que a aeronave ainda está se movendo ao longo de sua trajetória original, mas seu eixo longitudinal está levemente apontado para a direita.

A aeronave está momentaneamente derrapando e, durante esse momento (assumindo que, embora o movimento de guinada tenha parado, a pressão excessiva no lado esquerdo do estabilizador vertical ainda persiste), há uma tendência necessária para que a aeronave seja parcialmente virada de volta para a esquerda. Ou seja, existe uma tendência momentânea de restauração causada pelo estabilizador vertical. Essa tendência de restauração se desenvolve relativamente devagar e cessa quando a aeronave para de derrapar. Quando isso acontece, a aeronave está voando em uma direção ligeiramente diferente da direção original. Em outras palavras, ela não retornará automaticamente à orientação original; o piloto deve reestabelecer a orientação inicial.

Uma pequena melhoria na estabilidade direcional pode ser obtida por meio do enflechamento. O enflechamento é incorporado ao projeto da asa, principalmente para atrasar o início da compressibilidade durante o voo em alta velocidade. Em aeronaves mais leves e mais lentas, o enflechamento auxilia na localização do CP em relação ao CG. Uma aeronave com estabilidade longitudinal é construída com o CP atrás do CG. Devido a razões estruturais, os projetistas de aeronaves às vezes não conseguem fixar as asas à fuselagem no ponto exato desejado. Se tivessem que montar as asas muito à frente e em ângulo reto com a fuselagem, o CP não estaria suficientemente para trás para resultar na quantidade desejada de estabilidade longitudinal. No entanto, incorporando o enflechamento nas asas, os projetistas podem mover o CP para a parte traseira. A quantidade de enflechamento e a posição das asas colocam o CP na localização correta.

Quando a turbulência ou a aplicação do leme fazem a aeronave guinar para um lado, a asa oposta apresenta um bordo de ataque mais longo perpendicular ao fluxo de ar relativo. A velocidade do ar na asa dianteira aumenta e ela adquire mais arrasto do que a asa traseira. O arrasto adicional na asa dianteira puxa a asa para trás, girando a aeronave de volta à sua trajetória original.

A contribuição da asa para a estabilidade direcional estática geralmente é pequena. A asa varrida fornece uma contribuição estável dependendo da quantidade de enflechamento, mas essa contribuição é relativamente pequena quando comparada a outros componentes.

OSCILAÇÕES DIRECIONAIS LIVRES (*DUTCH ROLL*)

O *Dutch roll* é uma oscilação acoplada lateral/direcional que geralmente é dinamicamente estável, mas é insegura em uma aeronave devido à sua natureza oscilatória. O amortecimento do modo oscilatório pode ser fraco ou forte, dependendo das propriedades da aeronave específica.

Se a aeronave estiver com a asa direita abaixada, o ângulo de derrapagem positivo corrige a asa lateralmente antes que o nariz seja realinhado com o vento relativo. À medida que a asa corrige a posição, uma oscilação direcional lateral pode ocorrer, resultando no nariz da aeronave desenhando um oito no horizonte como resultado de duas oscilações (rolamento e guinada), que, embora de magnitude aproximadamente igual, estão desalinhados entre si.

Na maioria das aeronaves modernas, exceto nos projetos de asas de alta velocidade, essas oscilações direcionais livres geralmente se dissipam automaticamente em poucos ciclos, a menos que o ar continue a ser turbulento ou com rajadas. As aeronaves com tendências contínuas de *Dutch roll* são geralmente equipadas com amortecedores de guinada giroestabilizados. Os fabricantes buscam um equilíbrio entre estabilidade direcional excessiva e insuficiente. Como é mais desejável que a aeronave tenha “instabilidade espiral” em vez de tendências de *Dutch roll*, a maioria das aeronaves é projetada com essa característica.

INSTABILIDADE ESPIRAL

A instabilidade espiral ocorre quando a estabilidade direcional estática da aeronave é muito forte em comparação com o efeito de seu diedro na manutenção do equilíbrio lateral. Quando o equilíbrio lateral da aeronave é perturbado por uma rajada de ar e uma derrapagem lateral é introduzida, a forte estabilidade direcional tende a guinar o nariz na direção do vento relativo resultante, enquanto o diedro comparativamente fraco demora a restaurar o equilíbrio lateral. Devido a essa guinada, a asa do lado externo ao momento de viragem avança mais rapidamente do que a asa interna e, como consequência, sua sustentação aumenta. Isso produz uma tendência de superinclinação, que, se não corrigida pelo piloto, resulta em um ângulo de inclinação cada vez mais acentuado. Ao mesmo tempo, a forte estabilidade direcional que guina a aeronave para o vento relativo está, na verdade, forçando o nariz a uma atitude de mergulho mais baixa. Inicia-se uma espiral descendente lenta, que, se não for contrabalançada pelo piloto, aumenta gradualmente até se tornar um mergulho em espiral íngreme. Geralmente, a taxa de divergência no movimento em espiral é tão gradual que o piloto pode controlar a tendência sem dificuldade.

Muitas aeronaves são afetadas em algum grau por essa característica, embora possam ser inerentemente estáveis em todos os outros parâmetros normais. Essa tendência explica por que uma aeronave não pode ser pilotada “sem as mãos” indefinidamente.

Muita pesquisa foi realizada no desenvolvimento de dispositivos de controle (niveladores de asa) para corrigir ou eliminar essa instabilidade. O piloto deve ter cuidado ao aplicar os controles de recuperação durante estágios avançados dessa condição em espiral, pois cargas excessivas podem ser impostas à estrutura. A recuperação inadequada da instabilidade em espiral, que leva a falhas estruturais em voo, provavelmente contribuiu para mais fatalidades em aeronaves de aviação geral do que qualquer outro fator. Como a velocidade do ar na condição em espiral aumenta rapidamente, a aplicação de força no estabilizador traseiro para reduzir essa velocidade e elevar o nariz apenas “aperta a curva”, aumentando o fator de carga. Os resultados de uma espiral descontrolada prolongada são falhas estruturais em voo, colisão com o solo ou ambos. As causas comuns registradas para pilotos que se encontram nessa situação incluem perda de referência de horizonte, incapacidade de controlar a aeronave por meio de instrumentos ou uma combinação de ambos.

EFEITO DO PERFIL DA ASA

Entender os efeitos de diferentes perfis de asa é crucial ao aprender sobre o desempenho das asas e as características de voo das aeronaves. Um perfil de asa é a forma da asa vista diretamente de cima e lida com o fluxo de ar em três dimensões. *Aspect ratio* (razão de aspecto), *taper ratio* (razão de afilamento) e enflechamento são fatores do *design* de perfil muito importantes para as características aerodinâmicas gerais de uma asa [Figura 33].

Razão de aspecto é a relação entre a envergadura e a corda da asa. Razão de afilamento pode ser aplicada tanto na forma quanto na espessura da asa, ou em ambas. Em termos simples, é uma diminuição da raiz para a ponta da asa em termos de corda ou espessura. Enflechamento é a inclinação para trás de uma asa, estabilizador horizontal ou outra superfície aerodinâmica.

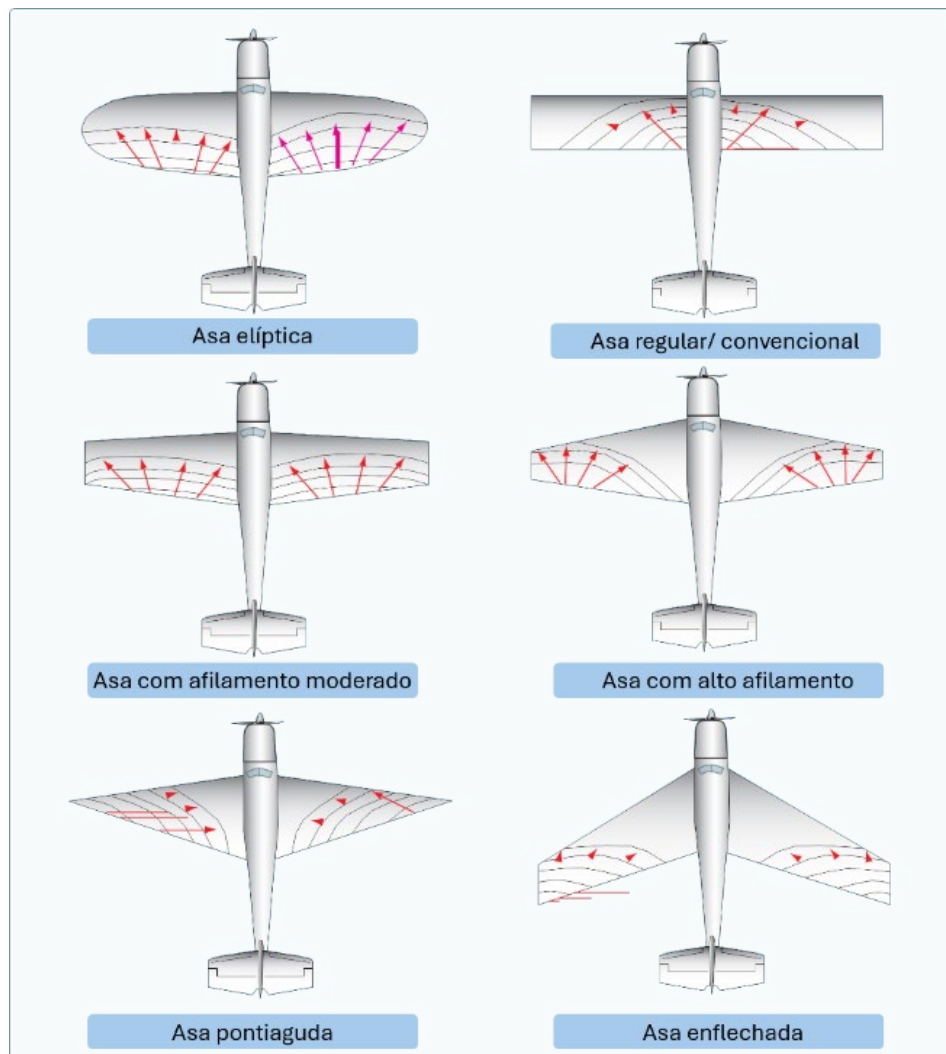


Figura 33. Diferentes tipos de perfil de asa.

Existem duas maneiras gerais pelas quais o projetista pode alterar o perfil da asa, e ambas afetam suas características aerodinâmicas. A primeira é efetuar uma mudança na razão de aspecto. A razão de aspecto é o fator primário na determinação das características tridimensionais da asa no que se refere à relação sustentação/arrasto. Aumentar a razão de aspecto com velocidade constante reduzirá o arrasto, especialmente em ângulos de ataque elevados, melhorando o desempenho da asa durante uma subida.

Uma diminuição na razão de aspecto resultará em um aumento correspondente no arrasto. No entanto, é importante observar que, com um aumento na razão de aspecto, há também um aumento no comprimento da envergadura, o que significa que a estrutura da asa deve ser mais pesada para suportar a mesma carga. Portanto, parte do ganho (devido à redução do arrasto) é perdida devido ao aumento do peso, e um compromisso no projeto é necessário para obter os melhores resultados dessas duas condições conflitantes.

A segunda maneira de alterar o perfil de asa é através do afinamento (diminuição do comprimento da corda da raiz para a ponta da asa). Em geral, o afinamento causa uma diminuição no arrasto (mais eficaz em altas velocidades) e um aumento na sustentação. Além disso, há um benefício estrutural devido à economia de peso da asa. A maioria dos aviões de treinamento e aviação geral opera em coeficientes de sustentação relativamente altos e, portanto, requer razões de aspecto comparativamente altas. Por outro lado, aviões desenvolvidos para operar em velocidades muito altas exigem maior limpeza aerodinâmica e maior resistência, o que requer razões de aspecto baixas. Razões de aspecto muito baixas resultam em cargas alares elevadas e velocidades de estol elevadas. Quando o enflechamento é combinado com uma razão de aspecto baixa, resulta em características de voo muito diferentes de uma configuração de asa convencional com razão de aspecto alta. Tais aeronaves exigem técnicas de pilotagem muito precisas e profissionais, especialmente em baixas velocidades, enquanto aeronaves com razão de aspecto alta geralmente são mais tolerantes a técnicas de pilotagem inadequadas.

A asa elíptica é o perfil de asa ideal para velocidades subsônicas, pois proporciona um mínimo de arrasto induzido para uma determinada razão de aspecto, embora, como veremos, suas características de estol em alguns aspectos sejam inferiores às da asa retangular. Também é comparativamente difícil de construir. O aerofólio afilado é desejável do ponto de vista de peso e rigidez, mas novamente não é tão eficiente aerodinamicamente quanto a asa elíptica. Para preservar a eficiência aerodinâmica da asa elíptica, as asas retangulares e afiladas às vezes são adaptadas através do uso de torção da asa e variação nas seções do aerofólio até fornecerem o mais próximo possível da distribuição de sustentação da asa elíptica. Embora seja verdade que a asa elíptica fornece os melhores coeficientes de sustentação antes de atingir um estol incipiente, ela dá pouco aviso antecipado de um estol completo, e o controle lateral pode ser difícil devido à baixa eficácia dos ailerons.

Em comparação, a asa retangular tem uma tendência de estolar primeiro na raiz da asa e fornecer aviso adequado de estol, eficácia adequada dos ailerons, sendo geralmente bastante estável. Por esse motivo, ela é preferida no projeto de aeronaves de baixo custo e baixa velocidade.

FORÇAS AERODINÂMICAS EM MANOBRAS DE VOO

FORÇAS EM CURVAS

Se uma aeronave fosse vista em voo reto e nivelado de frente [Figura 34], e se as forças atuando na aeronave pudessem ser observadas, a sustentação e o peso seriam evidentes: duas forças. Se a aeronave estivesse inclinada, ficaria claro que a sustentação não atua diretamente oposta ao peso; em vez disso, ela agora atua na direção da inclinação. Uma verdade básica sobre curvas é que, quando a aeronave inclina, a sustentação age para dentro, em direção ao centro da curva, perpendicular ao eixo lateral, bem como para cima.

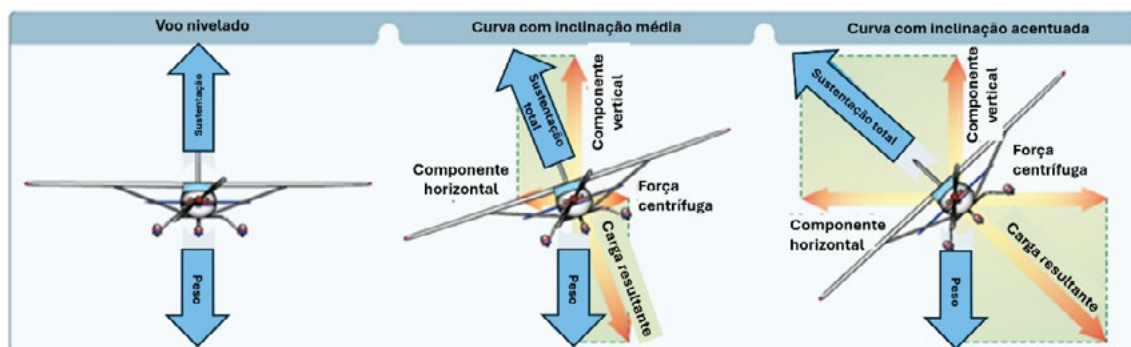


Figura 34. Forças durante curvas normais e coordenadas em altitude constante.

A Primeira Lei de Newton, conhecida como a Lei da Inércia, afirma que um objeto em repouso tende a permanecer em repouso, ou, se em movimento, tende a permanecer em movimento com a mesma velocidade e na mesma direção, a menos que alguma outra força aja sobre ele. Uma aeronave, como qualquer objeto em movimento, requer uma força lateral para executar uma curva.

Em uma curva normal, essa força é fornecida inclinando a aeronave de modo que a sustentação seja exercida para dentro, bem como para cima. A força de sustentação durante uma curva é separada em duas componentes em ângulos retos entre si. Uma componente, que age verticalmente e oposta ao peso (gravidade), é chamada de "componente vertical da sustentação". A outra, que age horizontalmente em direção ao centro da curva, é chamada de "componente horizontal da sustentação" ou força centrípeta. A componente horizontal da sustentação é a força que puxa a aeronave de uma trajetória de voo reto para fazê-la girar. A força centrífuga é a "reação igual e oposta" da aeronave à mudança de direção e age igual e oposta à componente horizontal da sustentação. Isso explica por que, em uma curva corretamente executada, a força que faz a aeronave girar não é fornecida pelo leme.

O leme é usado para corrigir qualquer desvio entre a trajetória reta do nariz e da cauda da aeronave em relação ao vento relativo.

Uma aeronave não é controlada como um barco ou um automóvel. Para que uma aeronave faça uma curva, ela deve ser inclinada. Se não estiver inclinada, não há força disponível para fazê-la desviar de uma trajetória de voo reto. Por outro lado, quando uma aeronave está inclinada, ela faz a curva, desde que não esteja derrapando para dentro da curva. O controle direcional eficaz baseia-se no fato de que a aeronave tenta fazer a curva sempre que está inclinada. Os pilotos devem ter isso em mente ao tentar manter a aeronave em voo reto e nivelado.

Simplesmente inclinar a aeronave para fazer uma curva não altera a quantidade total de sustentação gerada. Como a sustentação durante a inclinação é dividida em componentes vertical e horizontal, a quantidade de sustentação que se opõe à gravidade e suporta o peso da aeronave é reduzida. Consequentemente, a aeronave perde altitude, a menos que uma sustentação adicional seja criada. Isso é feito aumentando o AOA até que a componente vertical da sustentação seja novamente igual ao peso. Como a componente vertical da sustentação diminui à medida que o ângulo de inclinação aumenta, o AOA deve ser progressivamente aumentado para produzir sustentação vertical suficiente para suportar o peso da aeronave. Um fato importante para os pilotos lembrarem ao fazer curvas em altitude constante é que a componente vertical da sustentação deve ser igual ao peso para manter a altitude.

Em uma determinada velocidade do ar, a taxa na qual uma aeronave faz a curva depende da magnitude da componente horizontal da sustentação. Verifica-se que a componente horizontal da sustentação é proporcional ao ângulo de inclinação, ou seja, aumenta ou diminui conforme o ângulo de inclinação aumenta ou diminui. À medida que o ângulo de inclinação aumenta, a componente horizontal da sustentação também aumenta, aumentando assim a taxa de curva (ROT). Portanto, em qualquer velocidade do ar dada, o ROT pode ser controlado ajustando o ângulo de inclinação.

Para fornecer uma componente vertical de sustentação suficiente para manter a altitude em uma curva nivelada, é necessário aumentar o AOA. Como o arrasto do perfil aerodinâmico é diretamente proporcional ao seu AOA, o arrasto induzido aumenta à medida que a sustentação é aumentada. Isso, por sua vez, causa uma perda de velocidade do ar proporcional ao ângulo de inclinação. Um pequeno ângulo de inclinação resulta em uma pequena redução na velocidade do ar, enquanto um grande ângulo de inclinação resulta em uma grande redução na velocidade do ar. É necessário aplicar empuxo adicional (potência) para evitar uma redução na velocidade do ar em curvas niveladas. A quantidade necessária de empuxo adicional é proporcional ao ângulo de inclinação.

Para compensar a sustentação adicional que ocorreria se a velocidade do ar fosse aumentada durante uma curva, o AOA deve ser diminuído ou o ângulo de inclinação aumentado, se uma altitude constante deve ser mantida. Se o ângulo de inclinação for mantido constante e o AOA diminuído, a ROT diminui. Para manter uma ROT constante à medida que a velocidade do ar aumenta, o AOA deve permanecer constante e o ângulo de inclinação aumentado.

Um aumento na velocidade do ar resulta em um aumento no raio de curva, e a força centrífuga é diretamente proporcional ao raio de curva. Em uma curva corretamente executada, a componente horizontal da sustentação deve ser exatamente igual e oposta à força centrífuga. À medida que a velocidade do ar aumenta em uma curva nivelada com taxa constante, o raio de curva aumenta. Esse aumento no raio de curva causa um aumento na força centrífuga, que deve ser equilibrada por um aumento na componente horizontal da sustentação, que só pode ser aumentada com o aumento do ângulo de inclinação.

Em uma curva deslizada, a aeronave não está girando na taxa apropriada para o ângulo de inclinação usado, pois a aeronave está inclinada para o lado de fora da trajetória de voo da curva. A aeronave está inclinada demais para a ROT, então a componente horizontal da sustentação é maior que a força centrífuga [Figura 35]. O equilíbrio entre a componente horizontal da sustentação e a força centrífuga é restabelecido diminuindo o ângulo de inclinação, aumentando a ROT ou combinando as duas mudanças.



Figure 35. Curvas normais, deslizadas e derrapadas em altitude constante.

Uma curva deslizada resulta de um excesso de força centrífuga sobre a componente horizontal da sustentação, puxando a aeronave para o lado de fora da curva. A ROT é muito grande para o ângulo de inclinação. A correção de uma curva deslizada envolve, portanto, uma redução na ROT, um aumento no ângulo de inclinação ou uma combinação das duas mudanças.

Para manter uma ROT específica, o ângulo de inclinação deve variar com a velocidade do ar. Isso se torna particularmente importante em aeronaves de alta velocidade. Por exemplo, a 400 milhas por hora (mph), uma aeronave deve ser inclinada aproximadamente 44° para executar uma curva com taxa padrão (3° por segundo). Nesse ângulo de inclinação, apenas cerca de 79% da sustentação da aeronave compreende a componente vertical da sustentação. Isso causa uma perda de altitude, a menos que o AOA seja aumentado o suficiente para compensar a perda de sustentação vertical.

FORÇAS EM SUBIDAS

Para todos os fins práticos, a sustentação da asa em uma subida normal em estado estável é a mesma que em um voo nivelado estável na mesma velocidade do ar. Embora a trajetória de voo da aeronave mude quando a subida é iniciada, o AOA da asa em relação à trajetória de voo inclinada volta praticamente aos mesmos valores, assim como a sustentação. Há uma mudança momentânea inicial, conforme mostrado na Figura 36. Durante a transição do voo reto e nivelado para uma subida, ocorre uma mudança na sustentação quando a pressão nos profundos é aplicada pela primeira vez. Elevar o nariz da aeronave aumenta o AOA e momentaneamente aumenta a sustentação. A sustentação neste momento é maior que o peso e inicia a subida da aeronave. Depois que a trajetória de voo é estabilizada na inclinação ascendente, o AOA e a sustentação retornam novamente a valores aproximadamente iguais aos do voo nivelado.

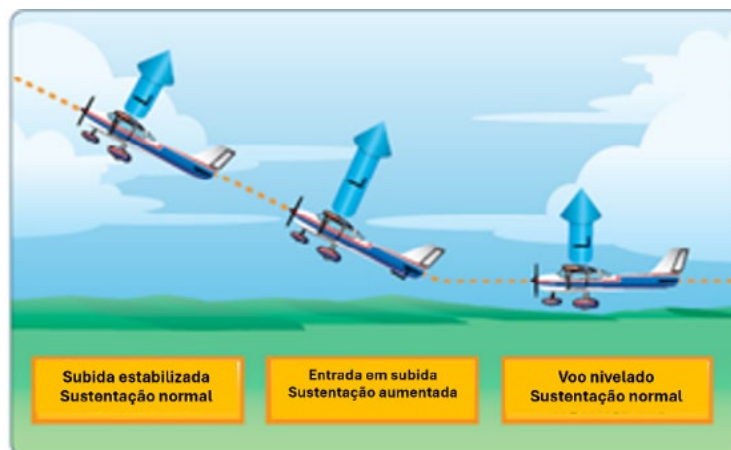


Figura 36. Mudanças na sustentação no início da subida.

Se a subida é iniciada sem nenhuma alteração na configuração de potência, a velocidade do ar diminui gradualmente porque o empuxo necessário para manter uma determinada velocidade do ar em voo nivelado é insuficiente para manter a velocidade do ar em uma subida. Quando a trajetória de voo é inclinada para cima, um componente do peso da aeronave atua na mesma direção e paralelo ao arrasto total da aeronave, aumentando assim o arrasto efetivo total. Consequentemente, o arrasto efetivo total é maior que a potência, e a velocidade do ar diminui. A redução na velocidade do ar resulta gradualmente em uma diminuição correspondente no arrasto até que o arrasto total (incluindo o componente do peso atuando na mesma direção) seja igual ao empuxo [Figura 37]. Devido ao momento, a mudança na velocidade do ar é gradual, variando consideravelmente com diferenças no tamanho da aeronave, peso, arrasto total e outros fatores. Consequentemente, o arrasto efetivo total é maior que o empuxo, e a velocidade do ar diminui.

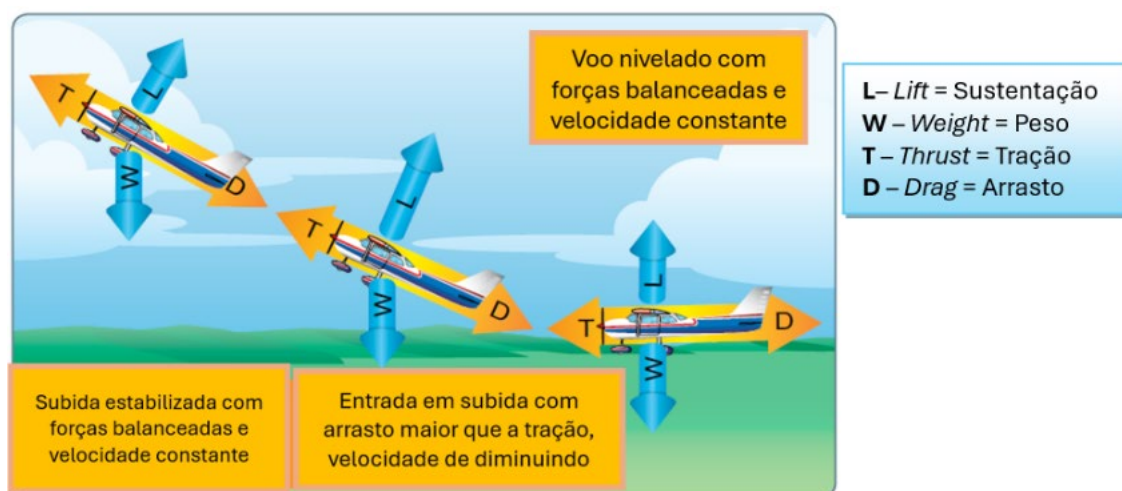


Figura 37. Mudanças em velocidade durante escalar entrada.

Geralmente, as forças de tração e arrasto, sustentação e peso novamente se equilibram quando a velocidade do ar se estabiliza, mas em um valor menor do que em voo reto e nivelado, na mesma configuração de potência. Como o peso da aeronave está atuando não apenas para baixo, mas também para trás, com o arrasto durante uma subida, é necessária potência adicional para manter a mesma velocidade do ar que em voo nivelado. A quantidade de potência depende do ângulo de subida. Quando a subida é estabelecida de forma íngreme o suficiente para que não haja potência disponível, resulta em uma velocidade mais lenta.

O empuxo necessário para uma subida estabilizada é igual ao arrasto mais uma porcentagem do peso, dependendo do ângulo de subida. Por exemplo, uma subida de 10° exigiria que o empuxo fosse igual ao arrasto mais 17% do peso. Para subir verticalmente, seria necessário que o empuxo fosse igual a todo o peso mais o arrasto. Portanto, o ângulo de subida para o desempenho de subida depende da quantidade de empuxo excedente disponível para superar uma parte do peso. Note que as aeronaves são capazes de sustentar uma subida devido ao empuxo excedente. Quando o empuxo excedente se esgota, a aeronave não é mais capaz de subir. Neste ponto, a aeronave atingiu seu “teto absoluto”.

FORÇAS EM DESCIDAS

Assim como nas subidas, as forças que atuam na aeronave passam por mudanças definidas quando uma descida é iniciada a partir de um voo reto e nivelado. Para o exemplo seguinte, a aeronave está descendo com a mesma potência usada em voo reto e nivelado.

À medida que a pressão para a frente é aplicada no manche para iniciar a descida, o AOA diminui momentaneamente. Inicialmente, o momento da aeronave faz com que ela continue brevemente ao longo da mesma trajetória de voo. Nesse instante, o AOA diminui, fazendo com que a sustentação total diminua. Com o peso sendo maior que a sustentação, a aeronave começa a descer. Ao mesmo tempo, a trajetória de voo passa de nivelada para uma trajetória de voo descendente. Não se deve confundir uma redução na sustentação com a incapacidade de gerar sustentação suficiente para manter o voo nivelado. A trajetória de voo está sendo manipulada com a potência disponível em reserva e com o profundor.

Para descer à mesma velocidade do ar usada em voo reto e nivelado, a potência deve ser reduzida à medida que a descida é iniciada. Ao entrar na descida, o componente do peso atuando para a frente ao longo da trajetória de voo aumenta à medida que o ângulo de descida aumenta e, inversamente, ao nivelar, o componente do peso atuando ao longo da trajetória de voo diminui à medida que o ângulo de descida diminui.

ESTOL

O estol é resultado de uma diminuição rápida na sustentação, causada pela separação do fluxo de ar da superfície da asa, provocada pelo excesso de AOA. Um estol pode ocorrer em qualquer atitude de inclinação ou velocidade do ar. O estol é uma das áreas mais mal compreendidas da aerodinâmica, porque os pilotos costumam acreditar que um aerofólio para de produzir sustentação quando ele estola. Em um estol, a asa não para totalmente de produzir sustentação. Em vez disso, ela não consegue gerar sustentação adequada para manter o voo nivelado.

Como o CL aumenta com o aumento do AOA, em algum ponto o CL atinge o pico e, então, começa a cair. Esse pico é chamado de CL-MAX. A quantidade de sustentação que a asa produz cai drasticamente após exceder o CL-MAX, ou ângulo de ataque crítico, mas, como afirmado acima, ela não para completamente de produzir sustentação.

Na maioria das aeronaves de asa reta, a asa é projetada para estolar primeiro na raiz da asa. A raiz da asa atinge seu ângulo de ataque crítico primeiro, fazendo com que o estol progrida para fora, em direção à ponta da asa. Ao fazer a raiz da asa estolar primeiro, mantém-se a eficácia dos ailerons nas pontas das asas, preservando a controlabilidade da aeronave. Vários métodos de projeto são usados para iniciar o estol a partir da raiz da asa. Em um deles, a asa é “torcida” para um AOA mais alto na raiz. A instalação de tiras de estol nos primeiros 20 a 25% do bordo de ataque da asa é outro método para induzir um estol prematuramente.

A asa nunca para de produzir sustentação completamente em uma condição de estol. Se parasse, a aeronave cairia no solo. A maioria das aeronaves de treinamento é projetada para que o nariz da aeronave caia durante um estol, reduzindo o AOA e “desestolando” a asa. A tendência de nariz para baixo é devido ao CL estar atrás do CG. A faixa de CG é muito importante para as características de recuperação de estol. Se uma aeronave for operada fora da faixa de CG, o piloto pode ter dificuldade em se recuperar de um estol. A violação de CG mais crítica ocorre quando se opera com o CG além do limite traseiro. Nessa situação, o piloto pode não ser capaz de gerar força suficiente com o profundor para contrabalançar o excesso de peso atrás do CG. Sem a capacidade de diminuir o AOA, a aeronave permanece em condição de estol até entrar em contato com o solo.

A velocidade de estol de uma aeronave específica não é um valor fixo para todas as situações de voo, mas uma determinada aeronave sempre estola no mesmo AOA, independentemente da velocidade do ar, peso, fator de carga ou altitude de densidade. Cada aeronave tem um AOA particular em que o fluxo de ar se separa da superfície superior da asa e o estol ocorre. Esse AOA crítico varia de aproximadamente 16° a 20°, dependendo do projeto da aeronave. Porém, cada aeronave tem apenas um AOA específico em que o estol ocorre.

Existem três situações de voo nas quais o AOA crítico é mais frequentemente excedido: baixa velocidade, alta velocidade e curvas.

Uma maneira de a aeronave estolar em voo reto e nivelado é voando muito devagar. À medida que a velocidade do ar diminui, o AOA deve ser aumentado para reter a sustentação necessária para manter a altitude. Quanto menor a velocidade do ar, mais o AOA deve ser aumentado. Eventualmente, alcança-se um AOA que resulta em a asa não produzir sustentação suficiente para suportar a aeronave, que então começa a afundar. Se a velocidade do ar for reduzida ainda mais, a aeronave estola, porque o AOA excedeu o ângulo crítico e o fluxo de ar sobre a asa é interrompido.

Não é necessária baixa velocidade para produzir um estol. A asa pode ser levada a um AOA excessivo em qualquer velocidade. Por exemplo, uma aeronave está em um mergulho com uma velocidade de 100 nós quando o piloto puxa bruscamente o controle do profundor. [Figura 38] A gravidade e a força centrífuga impedem uma alteração imediata da trajetória de voo, mas o AOA da aeronave muda abruptamente de muito baixo para muito alto. Como a trajetória de voo da aeronave em relação ao ar que se aproxima determina a direção do vento relativo, o AOA aumenta repentinamente, e a aeronave atinge o ângulo de estol a uma velocidade muito maior do que a velocidade normal de estol.

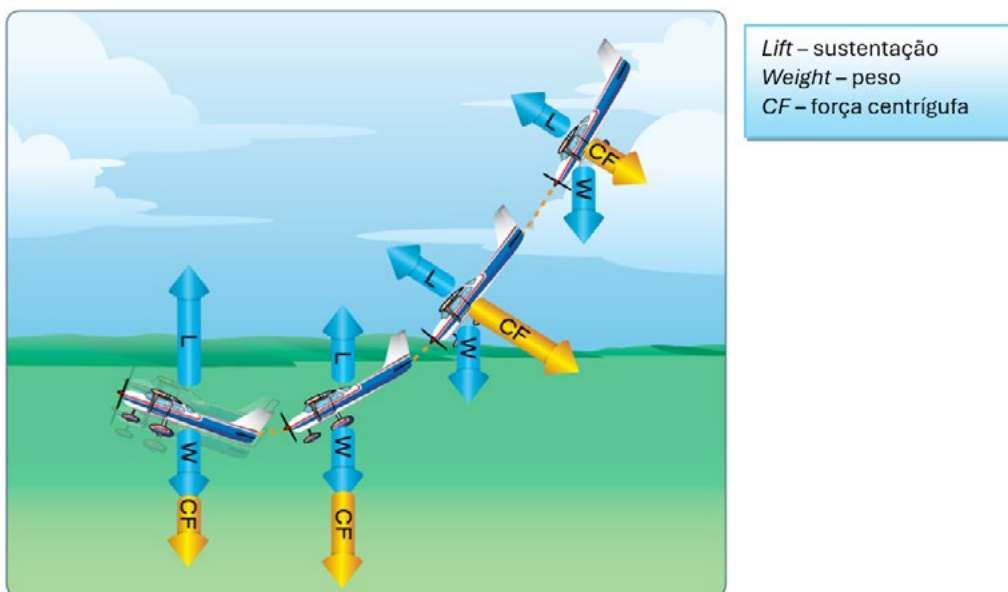


Figura 38. Forças exercidas ao sair de um mergulho.

A velocidade de estol de uma aeronave também é maior em uma curva nivelada do que em voo reto e nivelado. [Figura 39] A força centrífuga é adicionada ao peso da aeronave e a asa deve produzir sustentação adicional suficiente para contrabalançar a carga imposta pela combinação de força centrífuga e peso.

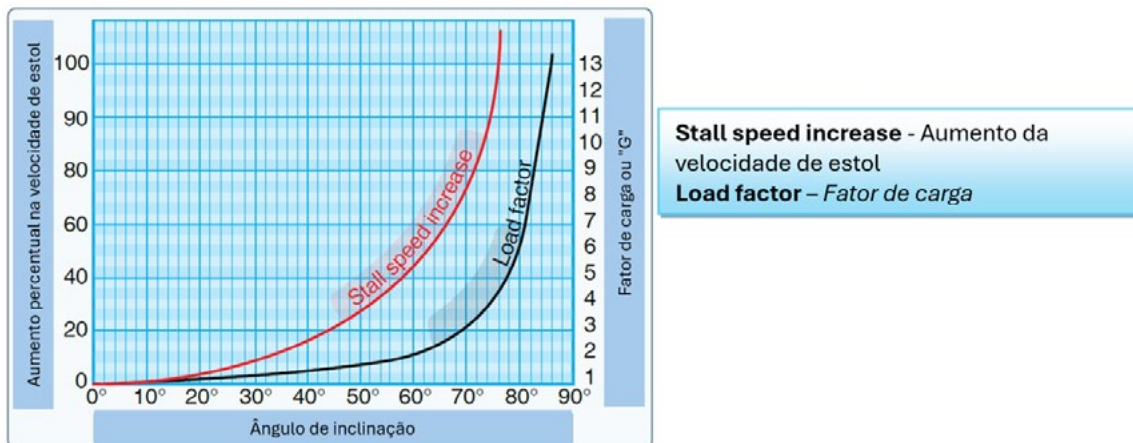


Figura 39. Aumento da velocidade de estol e do fator de carga.

Em uma curva, a sustentação adicional necessária é adquirida aplicando-se pressão traseira ao controle do profundor. Isso aumenta o AOA da asa e resulta em aumento da sustentação. O AOA deve aumentar à medida que o ângulo de inclinação aumenta para contrabalançar a carga crescente causada pela força centrífuga. Se, em qualquer momento durante uma curva, o AOA se tornar excessivo, a aeronave estola.

A forma do aerofólio e a degradação dessa forma também devem ser consideradas em uma discussão sobre estóis. Por exemplo, se gelo, neve ou geada se acumularem na superfície de uma aeronave, o fluxo de ar suave sobre a asa é interrompido. Isso faz com que a camada limite se separe em um AOA menor do que o do ângulo crítico. A sustentação é muito reduzida, alterando o desempenho esperado da aeronave. Se o gelo se acumular na aeronave durante o voo, o peso da aeronave aumenta enquanto a capacidade de gerar sustentação diminui. [Figura 40] Apenas 0,8 milímetro de gelo na superfície superior da asa aumenta o arrasto e reduz a sustentação da aeronave em 25%.



Figura 40. Formação de gelo em voo.

Neste ponto, a ação da aeronave durante um estol deve ser examinada. Para equilibrar a aeronave aerodinamicamente, o CL normalmente está localizado atrás do CG. Embora isso torne a aeronave inerentemente pesada no nariz, o fluxo descendente no estabilizador horizontal contrabalança essa condição. No ponto de estol, quando a força ascendente da sustentação da asa diminui abaixo do necessário para o voo sustentado e a força da cauda para baixo diminui até um ponto de ineficácia, ou faz com que tenha uma força para cima, existe uma condição desequilibrada. Isso faz com que a aeronave incline abruptamente para baixo, girando em torno de seu CG. Durante essa atitude de nariz para baixo, o AOA diminui e a velocidade do ar aumenta novamente. O fluxo suave de ar sobre a asa começa novamente, a sustentação retorna e a aeronave começa a voar novamente. Pode-se perder uma altitude considerável antes que esse ciclo esteja completo.

Os pilotos podem encontrar formação de gelo em qualquer estação, em qualquer lugar do país, em altitudes de até 18.000 pés e, às vezes, até mais alto. Pequenas aeronaves, incluindo aviões de passageiros, são mais vulneráveis porque voam em altitudes mais baixas, onde o gelo é mais prevalente. Elas também não possuem mecanismos comuns em aeronaves a jato que impedem o acúmulo de gelo, como o aquecimento as bordas frontais das asas. A formação de gelo pode ocorrer em nuvens a qualquer momento que a temperatura caia abaixo de zero graus e gotículas super-resfriadas se acumulam e congelam. (Gotículas super-resfriadas ainda são líquidas mesmo que a temperatura esteja abaixo de 32 graus Fahrenheit (°F) ou 0 graus Celsius (°C).)

INDICADORES DE ÂNGULO DE ATAQUE

A FAA, juntamente com o Comitê Diretor Conjunto de Aviação Geral (GAJSC), promove indicadores de AOA como uma das muitas iniciativas de segurança destinadas a reduzir a taxa de acidentes da aviação geral. Os indicadores de AOA visam especificamente acidentes de perda de controle (LOC). A perda de controle é a principal causa raiz de fatalidades, tanto na aviação geral quanto na aviação comercial.

Mais de 25% dos acidentes fatais de aviação geral ocorrem durante a fase de manobra do voo. Desses acidentes, metade envolve cenários de estol/giro. Tecnologias como indicadores de AOA podem ter um impacto tremendo na reversão dessa tendência e estão cada vez mais acessíveis para aviões da aviação geral. [Figura 41]



Figura 41. Uma variedade de indicadores de AOA

O objetivo de um indicador AOA é dar ao piloto uma melhor consciência situacional referente à saúde aerodinâmica do perfil. Isso também pode ser referido como consciência da margem de estol. Mais simplesmente explicado, é a margem que existe entre o AOA atual em que o aerofólio está operando e o AOA em que o aerofólio irá estolar (AOA crítico).

O ângulo de ataque é ensinado aos alunos pilotos como teoria no treinamento em solo. Quando começam o treinamento em voo, os alunos normalmente confiam apenas na velocidade do ar e na velocidade de estol 1G publicada para evitar estóis. Isso cria problemas, pois essa velocidade é válida apenas quando as seguintes condições são atendidas:

- Voo não acelerado (fator de carga 1G).
- Voo coordenado (inclinômetro centralizado).
- Peso (normalmente peso bruto máximo).

A velocidade por si só não é um parâmetro confiável para evitar um estol. Um avião pode estolar a qualquer velocidade. O AOA é um parâmetro melhor para evitar um estol. Para uma determinada configuração, o avião sempre estola no mesmo AOA, referido como AOA crítico. Este AOA crítico não muda com:

- Peso.
- Ângulo de inclinação.
- Temperatura.
- Altitude densidade.
- Centro de gravidade.

Um indicador de AOA pode ter vários benefícios quando instalado em aeronaves da aviação geral, não menos importante é o aumento da consciência situacional. Sem um indicador de AOA, o AOA é “invisível” para os pilotos. Esses dispositivos medem vários parâmetros simultaneamente e determinam o AOA atual, fornecendo uma imagem visual ao piloto do AOA atual, juntamente com representações da proximidade ao AOA crítico. [Figura 42] Esses dispositivos podem dar uma representação visual do estado de gerenciamento de energia do avião.

COEFICIENTE DA CURVA DE SUSTENTAÇÃO

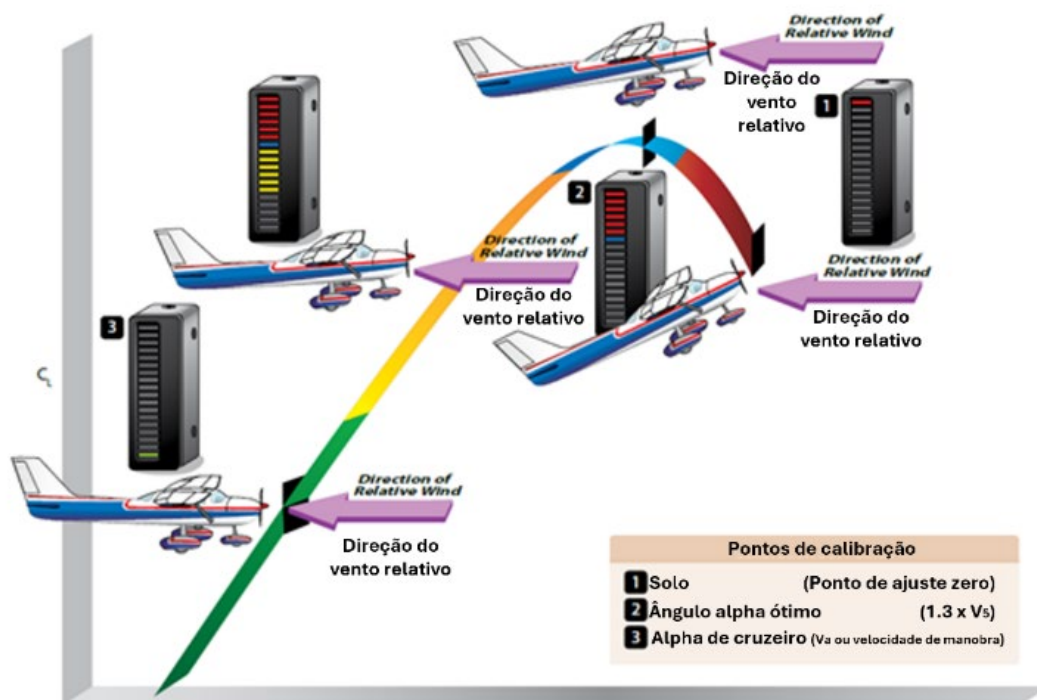


Figura 42. Um indicador de AOA apresenta vários benefícios quando instalado em aeronaves da aviação geral.

O estado de energia de um avião é o equilíbrio entre velocidade do ar, altitude, arrasto e empuxo, e representa o quão eficientemente o aerofólio está operando. Quanto mais eficientemente o aerofólio opera, maior é a margem de estol presente. Com essa maior consciência situacional em relação à condição de energia do avião, os pilotos terão informações de que precisam para ajudar a prevenir um cenário de Perda de Controle (LOC) resultante de um estol / giro. Além disso, quanto menos energia for utilizada para manter o voo, maior será a eficiência geral do avião, o que normalmente é percebido na economia de combustível. Isso equivale a um custo operacional menor para o piloto.

Assim como o treinamento é necessário para qualquer sistema em uma aeronave, os indicadores de AOA também têm considerações de treinamento. Uma compreensão mais abrangente do AOA em geral deve ser o objetivo desse treinamento, juntamente com as características operacionais específicas e limitações do indicador de AOA instalado. Instrutores de solo e de voo devem fazer todos os esforços para receber treinamento de um instrutor conhecedor sobre indicadores de AOA antes de dar instrução relacionada ou em aviões equipados com indicadores de AOA. As escolas de pilotos devem incorporar treinamento sobre indicadores de AOA em seus programas de estudo, independentemente de suas aeronaves de treinamento estarem equipadas com estes indicadores ou não.

A instalação de indicadores de AOA não exigidos pela certificação de tipo em aviões de aviação geral foi simplificada pela FAA, que estabeleceu uma política em fevereiro de 2014 referente a sistemas de AOA não exigidos e como eles podem ser instalados como uma alteração menor, dependendo de seus requisitos de instalação e utilização operacional, além dos procedimentos a serem seguidos para a certificação dessas instalações.

Embora os indicadores de AOA forneçam uma representação visual simples do AOA atual e sua proximidade com o AOA crítico, eles não estão sem suas limitações. Essas limitações devem ser compreendidas pelos operadores de aviões de aviação geral equipados com esses dispositivos. Como automação avançada, como pilotos automáticos e mapas móveis, o mal-entendido ou uso indevido do equipamento pode ter resultados desastrosos. Alguns itens que podem limitar a eficácia de um indicador de AOA estão listados abaixo:

- Técnicas de calibração.
- Sondas ou palhetas não sendo aquecidas.
- O tipo de indicador em si.
- Configuração de *flap*.
- Contaminação das asas.

Pilotos de aviões da aviação geral equipados com indicadores de AOA devem entrar em contato com o fabricante para limitações específicas aplicáveis à uma instalação específica.

PRINCÍPIOS BÁSICOS DA HÉLICE

A hélice de uma aeronave consiste em duas ou mais pás e um cubo central ao qual as pás estão fixadas. Cada pá de uma hélice de aeronave é essencialmente uma asa rotativa. Como resultado de sua construção, as pás da hélice funcionam como aerofólios e produzem forças que criam o empuxo para puxar ou empurrar a aeronave pelo ar.

O motor fornece a potência necessária para girar as pás da hélice pelo ar em altas velocidades, e a hélice transforma a potência rotativa do motor em empuxo para frente.

Uma seção transversal de uma pá de hélice típica é mostrada na Figura 43.

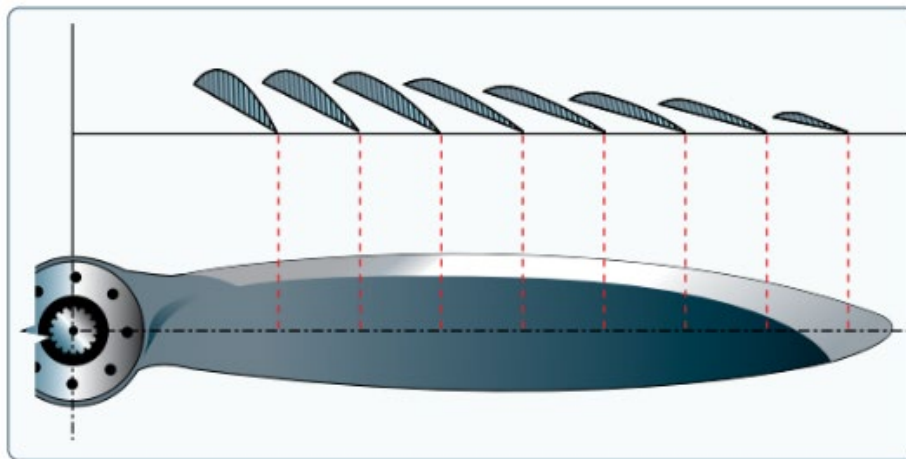


Figura 43. Seções de aerofólio da pá da hélice.

Esta seção ou elemento da lâmina é um aerofólio comparável a uma seção transversal de uma asa de aeronave. Uma superfície da lâmina é abaulada ou curvada, semelhante à superfície superior de uma asa de aeronave, enquanto a outra superfície é plana, como a superfície inferior de uma asa. A linha de corda é uma linha imaginária traçada através da lâmina da borda dianteira até sua borda traseira. Como em uma asa, a borda dianteira é a borda grossa da lâmina que encontra o ar à medida que a hélice gira. O ângulo da lâmina, geralmente medido em graus, é o ângulo entre a corda da lâmina e o plano de rotação e é medido em um ponto específico ao longo do comprimento da lâmina. [Figura 44]

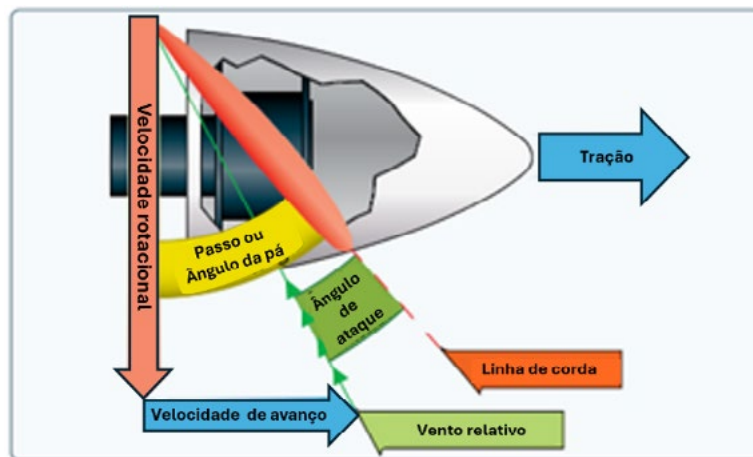


Figura 44. Ângulo da pá da hélice.

Como a maioria das hélices tem uma “face” de lâmina plana, a linha de corda é frequentemente desenhada ao longo da face da lâmina da hélice. O passo não é o ângulo da lâmina, mas como o passo é amplamente determinado pelo ângulo da lâmina, os dois termos são frequentemente usados de forma intercambiável. Um aumento ou diminuição em um geralmente está associado a um aumento ou diminuição no outro. O passo de uma hélice pode ser designado em polegadas. Uma hélice designada como “74–48” teria 74 polegadas de comprimento e teria um passo efetivo de 48 polegadas. O passo é a distância em polegadas, que a hélice gira e avança pelo ar em uma rotação.

Ao especificar uma hélice de passo fixo para um novo tipo de aeronave, o fabricante geralmente seleciona uma com um passo que opera eficientemente na velocidade de cruzeiro esperada da aeronave. Toda hélice de passo fixo deve ser um compromisso porque só pode ser eficiente em uma determinada combinação de velocidade do ar e rotações por minuto (rpm). Os pilotos não podem mudar essa combinação em voo.

Quando a aeronave está parada no solo com o motor funcionando, ou movendo-se lentamente no início da decolagem, a eficiência da hélice é muito baixa porque a hélice é impedida de avançar com velocidade suficiente para permitir que suas pás de passo fixo atinjam sua eficiência total. Nesta situação, cada pá da hélice está girando em um AOA que produz relativamente pouco empuxo para a quantidade de potência necessária para girá-la.

Para entender a ação de uma hélice, considere primeiro seu movimento, que é tanto rotacional quanto para frente. Como mostrado pelos vetores de forças da hélice na figura 44, cada seção de uma pá da hélice se move para baixo e para frente. O ângulo em que este ar (vento relativo) atinge a pá da hélice é o seu AOA. O desvio de ar produzido por este ângulo faz com que a pressão dinâmica no lado do motor da pá da hélice seja maior do que a pressão atmosférica, criando assim o empuxo.

A forma da lâmina também cria empuxo porque é curvada como a forma de um aerofólio de uma asa. À medida que o ar flui passando pela hélice, a pressão de um lado é menor do que a do outro. Como em uma asa, uma força de reação é produzida na direção da menor pressão. O fluxo de ar sobre a asa tem menos pressão, e a força (sustentação) é para cima. No caso da

hélice, que é montada em um plano vertical em vez de horizontal, a área de pressão diminuída está na frente da hélice, e a força (empuxo) é para a frente. Aerodinamicamente, o empuxo é o resultado da forma da hélice e do AOA da lâmina.

O empuxo também pode ser considerado em termos da massa de ar manipulada pela hélice. Nestes termos, o empuxo é igual à massa de ar manipulada multiplicada pela velocidade do fluxo de esteira menos a velocidade da aeronave. A potência gasta na produção de empuxo depende da taxa de movimento da massa de ar. Em média, o empuxo constitui aproximadamente 80% do torque (potência total absorvida pela hélice). Os outros 20% são perdidos em atrito e deslizamento. Para qualquer velocidade de rotação, a potência absorvida pela hélice equilibra a potência fornecida pelo motor. Para qualquer revolução única da hélice, a quantidade de ar manipulado depende do ângulo da lâmina, que determina o quão grande é a “mordida” de ar que a hélice leva. Assim, o ângulo da lâmina é um excelente meio de ajustar a carga na hélice para controlar as rotações por minuto do motor.

O ângulo da lâmina também é um excelente método de ajuste do AOA da hélice. Em hélices de velocidade constante, o ângulo da lâmina deve ser ajustado para fornecer o AOA mais eficiente em todas as velocidades do motor e da aeronave. As curvas de sustentação versus arrasto, que são desenhadas para hélices e asas, indicam que o AOA mais eficiente é pequeno, variando de $+2^\circ$ a $+4^\circ$. O ângulo real da lâmina necessário para manter este pequeno AOA varia com a velocidade de avanço da aeronave.

Hélices de passo fixo e ajustáveis em solo são projetadas para a melhor eficiência em uma rotação e velocidade para frente. Eles são projetados para uma determinada combinação de aeronave e motor. Pode ser usada uma hélice que forneça a máxima eficiência para decolagem, subida, cruzeiro ou voo de alta velocidade. Qualquer mudança nessas condições resulta na diminuição da eficiência tanto da hélice quanto do motor. Como a eficiência de qualquer máquina é a razão entre a potência útil de saída e a potência de entrada real, a eficiência da hélice é a razão entre a potência de empuxo e a potência de freio. A eficiência da hélice varia de 50% a 87%, dependendo de quanto a hélice “escorrega”. O escorregamento da hélice é a diferença entre o passo geométrico da hélice e seu passo efetivo [Figura 45]. O passo geométrico é a distância teórica que uma hélice deve avançar em uma revolução; o passo efetivo é a distância que realmente avança. Assim, o passo geométrico ou teórico é baseado em nenhum escorregamento, mas o passo real ou efetivo inclui o escorregamento da hélice no ar.

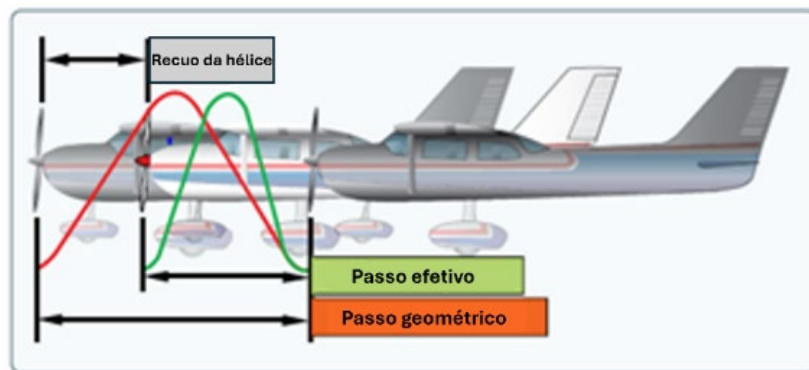


Figura 45. Deslizamento da hélice.

A razão pela qual uma hélice é “torcida” é que as partes externas das lâminas da hélice, como todas as coisas que giram em torno de um ponto central, viajam mais rápido do que as porções próximas ao cubo [Figura 46]. Se as lâminas tivessem o mesmo passo geométrico ao longo de seus comprimentos, as porções próximas ao cubo poderiam ter ângulos de ataque (AOA) negativos enquanto as pontas da hélice estariam paradas na velocidade de cruzeiro. Torcer ou variações no passo geométrico das lâminas permite que a hélice opere com um AOA relativamente constante ao longo de seu comprimento quando em voo de cruzeiro. As lâminas da hélice são torcidas para mudar o ângulo da lâmina em proporção às diferenças na velocidade de rotação ao longo do comprimento da hélice, mantendo o empuxo mais igualado ao longo deste comprimento.

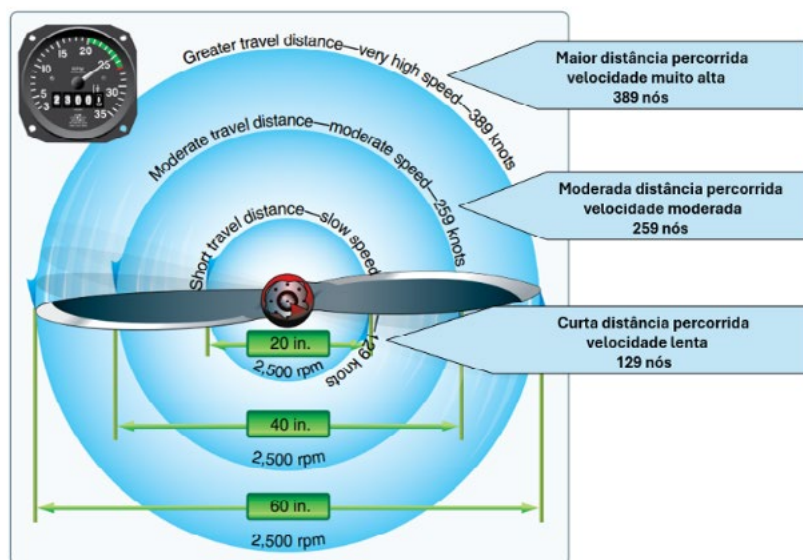


Figura 46. As pontas da hélice se movem mais rápido que o cubo.

Normalmente, 1° a 4° fornece a relação sustentação/arrasto mais eficiente, mas em voo o AOA da hélice de passo fixo varia - normalmente de 0° a 15° . Esta variação é causada por mudanças na corrente de ar relativa, que por sua vez resulta de mudanças na velocidade da aeronave. Assim, o AOA da hélice é o produto de dois movimentos: rotação da hélice em torno de seu eixo e seu movimento para a frente.

Uma hélice de velocidade constante mantém automaticamente o ângulo da lâmina ajustado para a máxima eficiência para a maioria das condições encontradas em voo. Durante a decolagem, quando a potência e o empuxo máximos são necessários, a hélice de velocidade constante está em um ângulo de lâmina baixo ou passo. O ângulo de lâmina baixo mantém o AOA pequeno e eficiente em relação ao vento relativo.

Ao mesmo tempo, permite que a hélice manipule uma menor massa de ar por revolução. Esta carga leve permite que o motor gire em alta rotação por minuto (rpm) e converta a quantidade máxima de combustível em energia térmica em um determinado tempo. A alta rpm também cria o máximo de empuxo porque, embora a massa de ar manipulada por revolução seja pequena, a rpm e a velocidade do fluxo de esteira são altas, e com a baixa velocidade da aeronave, há o máximo de empuxo. Após a decolagem, à medida que a velocidade da aeronave aumenta, a hélice de velocidade constante muda automaticamente para um ângulo maior (ou passo). Novamente, o ângulo de lâmina maior mantém o AOA pequeno e eficiente em relação ao vento relativo. O ângulo de lâmina maior aumenta a massa de ar manipulada por revolução. Isso diminui a rpm do motor, reduzindo o consumo de combustível e o desgaste do motor, e mantém o empuxo no máximo.

Depois que a subida após a decolagem é estabelecida em uma aeronave com hélice de passo controlável, o piloto reduz a potência do motor para a potência de subida, primeiro diminuindo a pressão do coletor e depois aumentando o ângulo da lâmina para diminuir as rotações por minuto (rpm).

Na altitude de cruzeiro, quando a aeronave está em voo nivelado e menos potência é necessária do que é usada na decolagem ou subida, o piloto novamente reduz a potência do motor, reduzindo a pressão do coletor e depois aumentando o ângulo da lâmina para diminuir as rpm. Novamente, isso fornece um requisito de torque para corresponder à potência do motor reduzida. Embora a massa de ar manipulada por revolução seja maior, ela é mais do que compensada por uma diminuição na velocidade do fluxo de esteira e um aumento na velocidade do ar. O ângulo de ataque (AOA) ainda é pequeno porque o ângulo da lâmina foi aumentado com um aumento na velocidade do ar.

TORQUE E FATOR P

Para o piloto, o “torque” (a tendência de virar à esquerda do avião) é composto por 4 elementos que causam ou produzem um movimento de torção ou rotação em torno de pelo menos 1 dos 3 eixos do avião. Estes 4 elementos são:

1. Reação de torque do motor e hélice;
2. Efeito parafuso na corrente de ar (*slipstream*);
3. Fator giroscópico da hélice;
4. Potência assimétrica da hélice (Fator P).

REAÇÃO DE TORQUE

A reação de torque envolve a Terceira Lei de Newton - para cada ação, há uma reação igual e oposta. Aplicado à aeronave, isso significa que à medida que as partes internas do motor e a hélice estão girando em uma direção, uma força igual está tentando girar a aeronave na direção oposta [Figura 47].

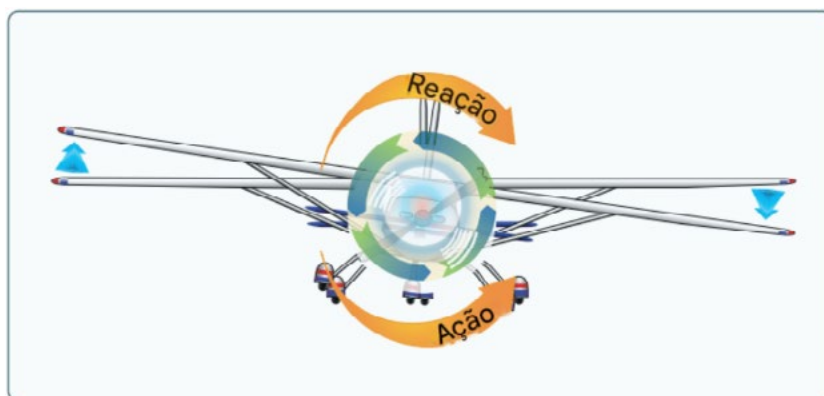


Figura 47 – Reação de torque.

Quando a aeronave está no ar, essa força está agindo em torno do eixo longitudinal, tendendo a fazer a aeronave rolar. Para compensar a tendência de rolagem, algumas das aeronaves mais antigas são montadas de maneira a criar mais sustentação na asa que está sendo forçada para baixo. As aeronaves mais modernas são projetadas com o motor deslocado para contrabalançar esse efeito de torque.

NOTA: A maioria dos motores de aeronaves construídos nos Estados Unidos gira a hélice no sentido horário, conforme visto do assento do piloto. A discussão aqui é com referência a esses motores.

Geralmente, os fatores compensatórios são permanentemente ajustados para que compensem essa força na velocidade de cruzeiro, uma vez que a maior parte do tempo de operação da aeronave é nessa velocidade. No entanto, as abas de compensação do aileron permitem um ajuste adicional para outras velocidades.

Quando as rodas da aeronave estão no solo durante a decolagem, um momento de giro adicional em torno do eixo vertical é induzido pela reação de torque. Como o lado esquerdo da aeronave está sendo forçado para baixo pela reação de torque, mais peso está sendo colocado no trem de pouso principal esquerdo. Isso resulta em mais atrito com o solo, ou arrasto, no pneu esquerdo do que no direito, causando um momento de giro adicional para a esquerda. A magnitude desse momento depende de muitas variáveis. Algumas dessas variáveis são:

1. Tamanho e potência do motor
2. Tamanho da hélice e as rpm
3. Tamanho da aeronave
4. Condição da superfície do solo

Este momento de guinada na decolagem é corrigido pelo uso adequado do leme ou do ajuste do leme pelo piloto.

EFEITO PARAFUSO

A rotação de alta velocidade de uma hélice dá uma rotação em espiral ou parafuso à corrente de ar. Em altas velocidades da hélice e baixa velocidade para frente (como nas decolagens e aproximações para estol com motor ligado), essa rotação em espiral é muito compacta e exerce uma forte força lateral na superfície do estabilizador vertical da aeronave [Figura 48].

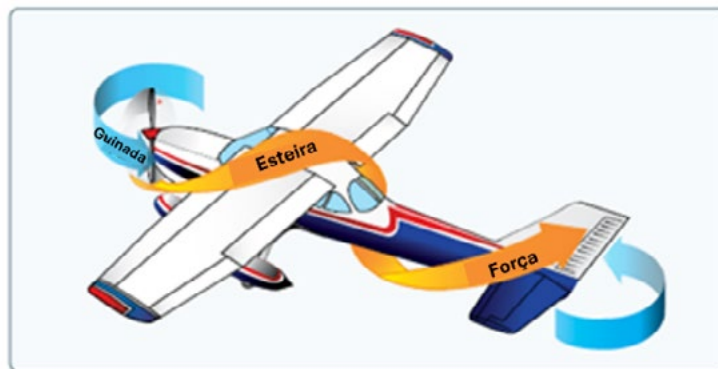


Figura 48 – Fluxo de ar em parafuso.

Quando essa corrente de ar em espiral atinge a o estabilizador vertical, ela causa um momento de guinada em torno do eixo vertical da aeronave. Quanto mais compacta a espiral, mais proeminente é essa força. No entanto, à medida que a velocidade para frente aumenta, a espiral se alonga e se torna menos eficaz. O fluxo de parafuso da corrente de ar também causa um momento de rolagem em torno do eixo longitudinal.

Observe que esse momento de rolagem causado pelo fluxo de parafuso da corrente de ar é para a direita, enquanto o momento de guinada causado pela reação de torque é para a esquerda - em efeito, um pode estar contrabalançando o outro. No entanto, essas forças variam muito e é responsabilidade do piloto aplicar a ação corretiva adequada por meio dos controles de voo em todos os momentos. Essas forças devem ser contrabalançadas, independentemente de qual seja a mais proeminente no momento.

AÇÃO GIROSCÓPICA

Antes que os efeitos giroscópicos da hélice possam ser entendidos, é necessário entender o princípio básico de um giroscópio. Todas as aplicações práticas do giroscópio são baseadas em duas propriedades fundamentais da ação giroscópica: rigidez no espaço e precessão. O de interesse para esta discussão é a precessão.

A precessão é a ação resultante, ou deflexão, de um rotor giratório quando uma força de deflexão é aplicada à sua borda. Como pode ser visto na figura 49, quando uma força é aplicada, a força resultante entra em ação 90° à frente e na direção de rotação.



Figura 49 - Precessão giroscópica.

A hélice rotativa de um avião funciona como um excelente giroscópio e, portanto, tem propriedades semelhantes. Sempre que uma força é aplicada para desviar a hélice de seu plano de rotação, a força resultante é 90° à frente na direção de rotação e da aplicação, causando um momento de arremesso, um momento de guinada ou uma combinação dos dois, dependendo do ponto em que a força foi aplicada.

Este elemento do efeito de torque sempre foi associado e considerado mais proeminente em aeronaves do tipo *tailwheel* (trem de pouso convencional) e ocorre com mais frequência quando a cauda está sendo levantada durante a decolagem [Figura 50].

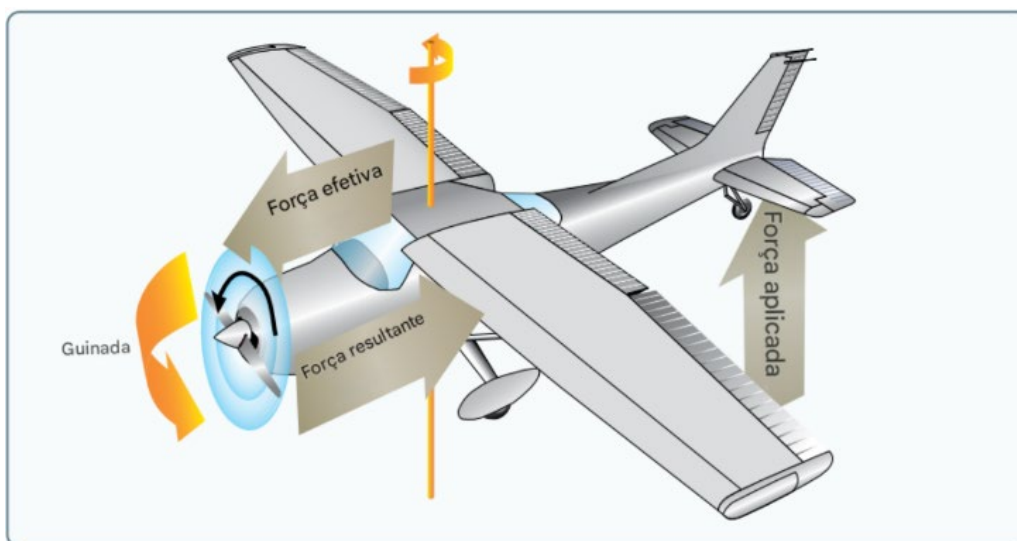


Figura 50 - Levantar a cauda produz precessão giroscópica.

Esta mudança na atitude de arfagem tem o mesmo efeito que aplicar uma força no topo do plano de rotação da hélice. A força resultante agindo 90° à frente causa um momento de guinada para a esquerda em torno do eixo vertical. A magnitude deste momento depende de várias variáveis, uma das quais é a forma abrupta com que a cauda é levantada (quantidade de força aplicada). No entanto, a precessão, ou ação giroscópica, ocorre quando uma força é aplicada em qualquer ponto na borda do plano de rotação da hélice; a força resultante ainda será 90° a partir do ponto de aplicação na direção de rotação. Dependendo de onde a força é aplicada, o avião é levado a guinar para a esquerda ou direita, a arfar para cima ou para baixo, ou uma combinação de arfagem e guinada.

Pode-se dizer que, como resultado da ação giroscópica, qualquer guinada em torno do eixo vertical resulta em um momento de arfagem, e qualquer arfagem em torno do eixo lateral resulta em um momento de guinada. Para corrigir o efeito da ação giroscópica, é necessário que o piloto utilize adequadamente o profundor e o leme para prevenir arfagem e guinadas indesejadas.

POTÊNCIA ASSIMÉTRICA (FATOR P)

Quando uma aeronave está voando com um grande AOA, a “mordida” da lâmina que se move para baixo é maior do que a “mordida” da lâmina que se move para cima. Isso move o centro de tração para a direita da área do disco da hélice, causando um momento de guinada para a esquerda em torno do eixo vertical. Provar esta explicação é complexo porque seria necessário trabalhar problemas de vetor de vento em cada lâmina enquanto considera tanto o AOA da aeronave quanto o AOA de cada lâmina.

Esta potência assimétrica é causada pela velocidade resultante, que é gerada pela combinação da velocidade da lâmina da hélice em seu plano de rotação e a velocidade do ar passando horizontalmente pelo disco da hélice. Com a aeronave sendo voada em AOA positivos, a lâmina direita (vista de trás) ou a lâmina que oscila para baixo, está passando por uma área de velocidade resultante, que é maior do que aquela que afeta a lâmina esquerda ou que oscila para cima. Como a lâmina da hélice é um aerofólio, a velocidade aumentada significa maior sustentação. A lâmina que oscila para baixo tem mais sustentação e tende a puxar (guinar) o nariz da aeronave para a esquerda.

Quando a aeronave está voando com um grande AOA, a lâmina que se move para baixo tem uma velocidade resultante mais alta, criando mais sustentação do que a lâmina que se move para cima [Figura 51]. Isso pode ser mais fácil de visualizar se o eixo da hélice fosse montado perpendicular ao solo (como um helicóptero). Se não houvesse movimento de ar algum, exceto aquele gerado pela própria hélice, seções idênticas de cada lâmina teriam a mesma velocidade do ar. Com o ar se movendo horizontalmente através desta hélice montada verticalmente, a lâmina que avança para o fluxo de ar tem uma velocidade do ar maior do que a lâmina que recua com o fluxo de ar. Assim, a lâmina que avança para o fluxo de ar horizontal está criando mais sustentação, ou tração, movendo o centro de tração em direção a essa lâmina. Visualize a rotação do eixo da hélice montado verticalmente para ângulos mais rasos em relação ao ar em movimento (como em uma aeronave). Este empuxo desequilibrado então se torna proporcionalmente menor e continua diminuindo até atingir o valor de zero quando o eixo da hélice está exatamente horizontal em relação ao ar em movimento.

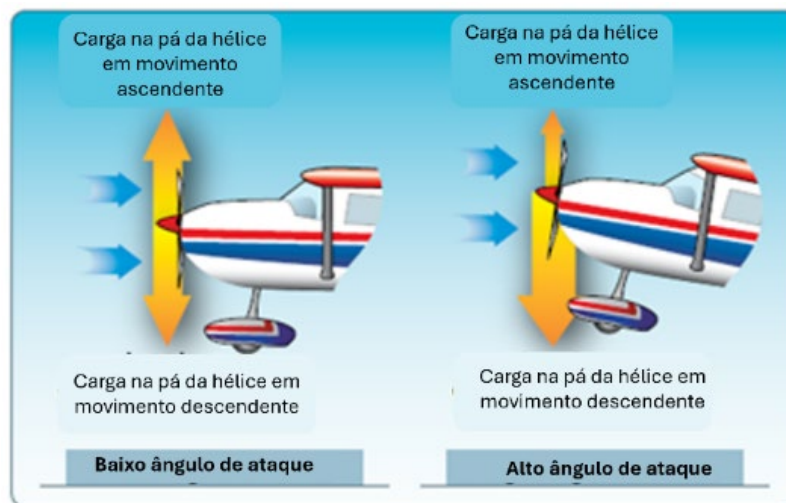


Figura 51 - Potência assimétrica da hélice (Fator P).

Os efeitos de cada um desses 4 elementos de torque variam em valor com as mudanças nas situações do voo. Em uma fase de voo, um desses elementos pode ser mais proeminente do que outro. Em outra fase de voo, outro elemento pode ser mais proeminente. A relação desses valores entre si varia com diferentes aeronaves dependendo das combinações de fuselagem, motor e hélice, bem como de outras características de design. Para manter o controle positivo da aeronave em todas as condições de voo, o piloto deve aplicar os controles de voo conforme necessário para compensar esses valores variáveis.

FATORES DE CARGA

Em aerodinâmica, o fator de carga máximo (em um determinado ângulo de inclinação) é uma proporção entre a sustentação e o peso e tem uma relação trigonométrica. O fator de carga é medido em Gs (aceleração da gravidade), uma unidade de força igual à força exercida pela gravidade em um corpo em repouso e indica a força à qual um corpo está sujeito quando é acelerado. Qualquer força aplicada a uma aeronave para desviar seu voo de uma linha reta produz um estresse em sua estrutura. A quantidade dessa força é o fator de carga. Embora um curso em aerodinâmica não seja um pré-requisito para obter uma licença de piloto, o piloto competente deve ter uma sólida compreensão das forças que atuam na aeronave, o uso vantajoso dessas forças e as limitações operacionais da aeronave que está sendo pilotada. Por exemplo, um fator de carga de 3 significa que a carga total na estrutura de uma aeronave é 3 vezes o seu peso. Como os fatores de carga são expressos em termos de Gs, um fator de carga de 3 pode ser falado como 3 Gs, ou um fator de carga de 4 como 4 Gs.

Se uma aeronave é puxada para cima de um mergulho, submetendo o piloto a 3 Gs, ele ou ela seria pressionado para baixo no assento com uma força igual a 3 vezes o seu peso. Como as aeronaves modernas operam em velocidades significativamente mais altas do que as aeronaves mais antigas, aumentando o potencial para grandes fatores de carga, este efeito se tornou uma consideração primária no design da estrutura de todas as aeronaves.

Com o design estrutural das aeronaves planejado para suportar apenas uma certa quantidade de sobrecarga, o conhecimento dos fatores de carga se tornou essencial para todos os pilotos. Os fatores de carga são importantes por duas razões:

1. É possível que um piloto imponha uma sobrecarga perigosa nas estruturas da aeronave.
2. Um grande fator de carga aumenta a velocidade de estol e torna os estols possíveis em velocidades de voo aparentemente seguras.

FATORES DE CARGA NO DESIGN DE AERONAVES

A resposta para a pergunta “Quão forte uma aeronave deve ser?” é determinada em grande parte pelo uso ao qual a aeronave é submetida. Este é um problema difícil porque as cargas máximas possíveis são muito altas para serem usadas em um design eficiente. É verdade que qualquer piloto pode fazer um pouso muito duro ou uma puxada extremamente acentuada de um mergulho, o que resultaria em cargas anormais. No entanto, essas cargas extremamente anormais devem ser um pouco descartadas se as aeronaves forem construídas para decolar rapidamente, pousar lentamente e transportar cargas úteis.

O problema dos fatores de carga no design de aeronaves se torna como determinar os maiores fatores de carga que podem ser esperados na operação normal sob várias situações operacionais. Esses fatores de carga são chamados de “fatores de carga limite”. Por razões de segurança, é exigido que a aeronave seja projetada para suportar esses fatores de carga sem qualquer dano estrutural. Embora as normas exijam que a estrutura da aeronave seja capaz de suportar esses fatores de carga limite sem falha, é aceito que partes da aeronave possam se dobrar ou torcer sob essas cargas e que algum dano estrutural possa ocorrer.

Este fator de carga limite de 1,5 é chamado de “fator de segurança” e fornece, até certo ponto, para cargas maiores do que aquelas esperadas sob operação normal e razoável. Esta reserva de resistência não é algo que os pilotos devem abusar deliberadamente; ao contrário, está lá para proteção ao encontrar condições inesperadas.

As considerações acima se aplicam a todas as condições de carga, sejam elas devido a rajadas, manobras ou pousos. Os requisitos de fator de carga de rajada agora em vigor são substancialmente os mesmos que existem há anos. Centenas de milhares de horas operacionais provaram que eles são adequados para a segurança. Como o piloto tem pouco controle sobre os fatores de carga de rajada (exceto para reduzir a velocidade da aeronave quando o ar turbulento é encontrado), os requisitos de carga de rajada são substancialmente os mesmos para a maioria das aeronaves da aviação geral, independentemente de seu uso operacional. Geralmente, os fatores de carga de rajada controlam o design de aeronaves que são destinadas ao uso estritamente não acrobático.

Uma situação totalmente diferente existe no design de aeronaves com fatores de carga de manobra. É necessário discutir este assunto separadamente com relação a: (1) aeronaves projetadas de acordo com o sistema de categoria (ou seja, normal, utilitário, acrobático); e (2) designs mais antigos construídos de acordo com requisitos que não previam categorias operacionais.

As aeronaves projetadas sob o sistema de categoria são facilmente identificadas por uma placa no cockpit, que indica a categoria operacional (ou categorias) na qual a aeronave é certificada.

Os fatores máximos de carga seguros (fatores de carga limite) especificados para aeronaves nas várias categorias são:

CATEGORIA	FATOR DE CARGA LIMITE
Normal ¹	3.8 a -1.52
Utilitário (acrobacias leves, incluindo giros)	4.4 a -1.76
Acrobático	6.0 a -3.0

Há uma graduação ascendente no fator de carga com o aumento da severidade das manobras. O sistema de categoria proporciona a máxima utilidade de uma aeronave. Se apenas a operação normal é pretendida, o fator de carga necessário (e consequentemente o peso da aeronave) é menor do que se a aeronave for empregada em treinamento ou manobras acrobáticas, pois resultam em cargas de manobra mais altas.

¹ Para aeronaves com peso bruto superior a 4.000 libras, o fator de carga limite é reduzido. Para as cargas limite acima, um fator de segurança de 50% é adicionado.

As aeronaves que não possuem a placa de categoria são projetos que foram construídos sob requisitos de engenharia anteriores nos quais nenhuma restrição operacional foi especificamente dada aos pilotos. Para aeronaves deste tipo (pesos de até cerca de 4.000 libras), a resistência necessária é comparável à das aeronaves da categoria utilitária atual, e os mesmos tipos de operação são permitidos. Para aeronaves deste tipo com mais de 4.000 libras, os fatores de carga diminuem com o peso. Essas aeronaves devem ser consideradas comparáveis às aeronaves da categoria normal projetadas sob o sistema de categoria, e devem ser operadas de acordo.

FATORES DE CARGA EM CURVAS ACENTUADAS

Em uma altitude constante, durante uma curva coordenada em qualquer aeronave, o fator de carga é o resultado de duas forças: força centrífuga e peso. [Figura 52] Para qualquer ângulo de inclinação dado, a ROT varia com a velocidade do ar - quanto maior a velocidade, mais lenta a ROT. Isso compensa a força centrífuga adicionada, permitindo que o fator de carga permaneça o mesmo.

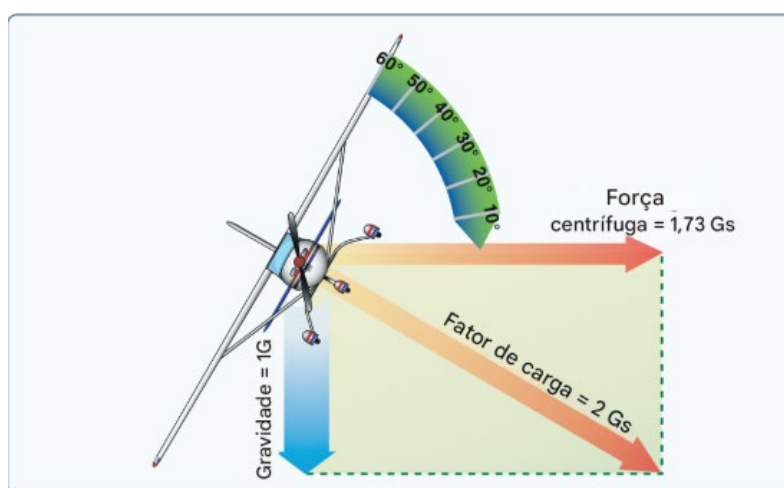


Figura 52 - Duas forças causam fator de carga durante as curvas.

A figura 53 revela um fato importante sobre as curvas - o fator de carga aumenta a uma taxa terrível depois que uma inclinação atinge 45° ou 50°. O fator de carga para qualquer aeronave em uma curva nivelada coordenada em uma inclinação de 60° é de 2 Gs. O fator de carga em uma inclinação de 80° é de 5,76 Gs. A asa deve produzir sustentação igual a esses fatores de carga se a altitude for mantida.

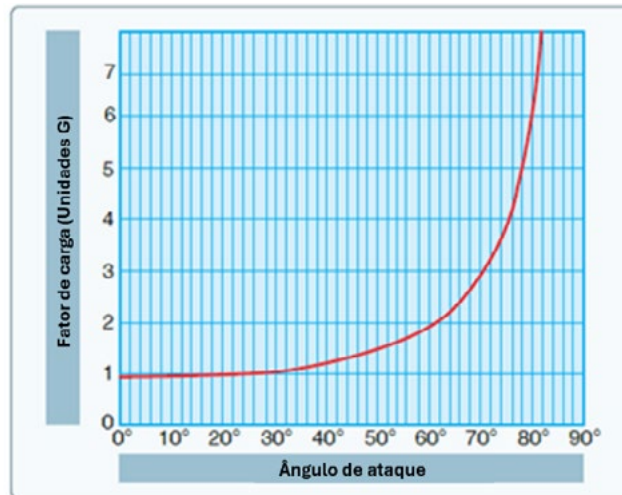


Figura 53 – O ângulo de inclinação altera o fator de carga em voo nivelado.

Deve-se notar como a linha que denota o fator de carga sobe rapidamente à medida que se aproxima da linha de inclinação de 90°, que nunca chega a alcançar porque uma curva de altitude constante inclinada a 90° não é matematicamente possível. Uma aeronave pode ser inclinada a 90° em uma curva coordenada se não estiver tentando manter a altitude. Uma aeronave que pode ser mantida em uma curva deslizante inclinada a 90° é capaz de voo reto de borda de faca. Em pouco mais de 80°, o fator de carga excede o limite de 6 Gs, o fator de carga limite de uma aeronave acrobática.

Para uma curva coordenada, a inclinação máxima aproximada para a aeronave da aviação geral média é de 60°. Esta inclinação e sua configuração de potência necessária resultante atingem o limite deste tipo de aeronave. Uma inclinação adicional de 10° aumenta o fator de carga em aproximadamente 1 G, aproximando-o do ponto de rendimento estabelecido para essas aeronaves [Figura 54].

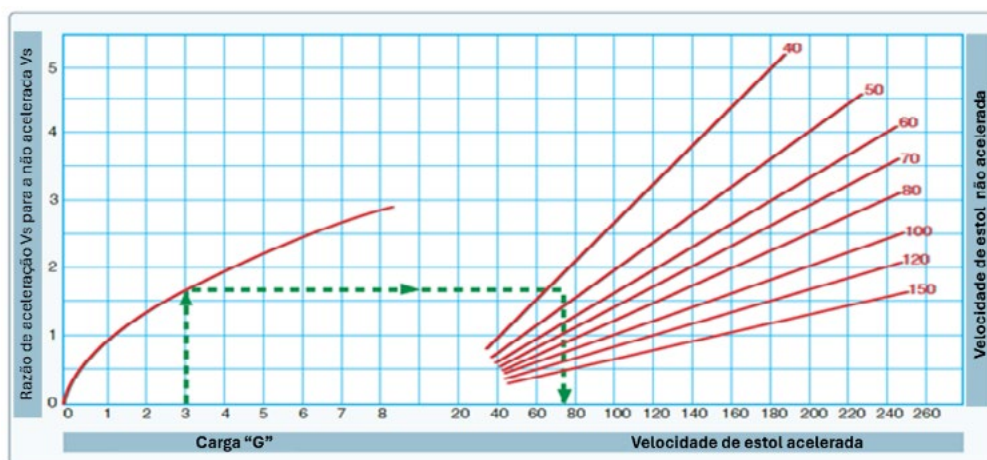


Figura 54 - O fator de carga altera a velocidade de estol.

FATORES DE CARGA E VELOCIDADES DE ESTOL

Qualquer aeronave, dentro dos limites de sua estrutura, pode ser estolada a qualquer velocidade. Quando um AOA suficientemente grande é imposto, o fluxo suave de ar sobre um aerofólio se quebra e se separa, produzindo uma mudança abrupta nas características de voo e uma perda repentina de sustentação, o que resulta em um estol.

Um estudo deste efeito revelou que a velocidade de estol de uma aeronave aumenta proporcionalmente à raiz quadrada do fator de carga. Isso significa que uma aeronave com uma velocidade de estol não acelerada normal de 50 nós pode ser estolada a 100 nós induzindo um fator de carga de 4 Gs.

Se fosse possível para esta aeronave suportar um fator de carga de 9, ela poderia ser estolada a uma velocidade de 150 nós. Um piloto deve estar ciente do seguinte:

- O perigo de inadvertidamente estolar a aeronave ao aumentar o fator de carga, como em uma curva acentuada ou espiral;
- Ao estolar intencionalmente uma aeronave acima de sua velocidade de manobra projetada, um tremendo fator de carga é imposto.

As figuras 53 e 54 mostram que inclinar uma aeronave em mais de 72° em uma curva acentuada produz um fator de carga de 3, e a velocidade de estol aumenta significativamente. Se esta curva for feita em uma aeronave com uma velocidade de estol não acelerada normal de 45 nós, a velocidade do ar deve ser mantida maior que 75 nós para prevenir a indução de um estol. Um efeito semelhante é experimentado em uma rápida subida ou qualquer manobra que produza fatores de carga acima de 1 G. Esta perda súbita e inesperada de controle, particularmente em uma curva acentuada ou aplicação abrupta do controle do profundor perto do solo, causou muitos acidentes.

Como o fator de carga é quadrado, à medida que a velocidade de estol dobra, cargas tremendas podem ser impostas às estruturas ao estolar uma aeronave em velocidades de ar relativamente altas.

As seguintes informações se aplicam principalmente a aviões de asa fixa. A velocidade máxima na qual um avião pode ser estolado com segurança agora é determinada para todos os novos projetos.

Esta velocidade é chamada de “velocidade de manobra de design” (VA), que é a velocidade abaixo da qual você pode mover um único controle de voo, uma vez, para sua deflexão total, para apenas um eixo de rotação do avião (arfagem, rolagem ou guinada), em ar calmo, sem risco de danos ao avião.

A VA deve ser inserido no Manual de Voo da Aeronave / Apostila de Operação do Piloto (AFM/POH) aprovado pela autoridade de todos os aviões projetados. Para aviões da aviação geral mais antigos, esta velocidade é aproximadamente 1,7 vezes a velocidade de estol normal. Assim, um avião mais antigo que normalmente estola a 60 nós nunca deve ser estolado acima

de 102 nós ($60 \text{ nós} \times 1,7 = 102 \text{ nós}$). Um avião com uma velocidade de estol normal de 60 nós estolado a 102 nós, sofre um fator de carga igual ao quadrado do aumento de velocidade, ou 2,89 Gs ($1,7 \times 1,7 = 2,89 \text{ Gs}$). (Os números acima são aproximações a serem consideradas como um guia, e não são as respostas exatas para qualquer conjunto de problemas. A velocidade de manobra do projeto deve ser determinada a partir das limitações operacionais do avião específico fornecidas pelo fabricante.) Operar na velocidade de manobra de projeto ou abaixo dela não fornece proteção estrutural contra múltiplas entradas de controle total em um eixo ou entradas de controle total em mais de um eixo ao mesmo tempo.

Como a alavancagem no sistema de controle varia com diferentes aeronaves (alguns tipos empregam superfícies de controle “balanceadas” enquanto outros não), a pressão exercida pelo piloto nos controles não pode ser aceita como um índice dos fatores de carga produzidos em diferentes aeronaves. Na maioria dos casos, os fatores de carga podem ser julgados pelo piloto experiente pela sensação de pressão no assento. Os fatores de carga também podem ser medidos por um instrumento chamado “acelerômetro”, mas este instrumento não é comum em aeronaves de treinamento da aviação geral. O desenvolvimento da habilidade de julgar fatores de carga pela sensação de seu efeito no corpo é importante. O conhecimento desses princípios é essencial para o desenvolvimento da habilidade de estimar fatores de carga.

O conhecimento profundo dos fatores de carga induzidos por graus variáveis de inclinação e a VA, auxilia na prevenção de dois dos tipos mais graves de acidentes:

1. Estol de curvas acentuadas ou manobras excessivas perto do solo
2. Falhas estruturais durante acrobacias ou outras manobras violentas resultantes da perda de controle

FATORES DE CARGA E MANOBRAS DE VOO

Fatores de carga críticos se aplicam a todas as manobras de voo, exceto voo reto não acelerado, onde um fator de carga de 1 G está sempre presente. Certas manobras consideradas nesta seção são conhecidas por envolverem fatores de carga relativamente altos. A aplicação total dos controles de arfagem, rolagem ou guinada deve ser limitada a velocidades abaixo da velocidade de manobra. Evite entradas de controle alternadas rápidas e grandes, especialmente em combinação com grandes mudanças em arfagem, rolagem ou guinada (por exemplo, ângulos de derrapagem grande) pois podem resultar em falhas estruturais em qualquer velocidade, incluindo abaixo da VA.

CURVAS

Fatores de carga aumentados são uma característica de todas as curvas inclinadas. Como observado na seção sobre fatores de carga em curvas acentuadas, os fatores de carga se tornam significativos para o desempenho do voo e a carga na estrutura da asa à medida que a inclinação aumenta além de aproximadamente 45° .

O fator de rendimento do avião leve médio é alcançado em uma inclinação de aproximadamente 70° a 75° , e a velocidade de estol é aumentada em aproximadamente metade em uma inclinação de aproximadamente 63° .

ESTOIS

O estol normal entrado a partir do voo reto e nivelado, ou uma subida reta não acelerada, não produz fatores de carga adicionais além do 1G do voo reto e nivelado. No entanto, à medida que o estol ocorre, esse fator de carga pode ser reduzido para zero, o fator no qual nada parece ter peso. O piloto experimenta uma sensação de "flutuar no espaço". Se a recuperação for efetuada movendo o controle do profundor para frente, fatores de carga negativos (ou aqueles que impõem uma carga para baixo nas asas e levantam o piloto do assento) podem ser produzidos.

Durante a subida após a recuperação do estol, às vezes são induzidos fatores de carga significativos. Estes podem ser aumentados inadvertidamente durante mergulhos excessivos (e consequentemente alta velocidade do ar) e puxadas abruptas para o voo nivelado. Um geralmente leva ao outro, aumentando assim o fator de carga. Puxadas abruptas em altas velocidades de mergulho podem impor cargas críticas nas estruturas das aeronaves e podem produzir estois recorrentes ou secundários ao aumentar o AOA até o ponto de estol.

De forma generalizada, a recuperação de um estol feita mergulhando apenas até a velocidade de cruzeiro ou de manobra projetada, com uma puxada gradual assim que a velocidade do ar está seguramente acima do estol, pode ser efetuada com um fator de carga não superior a 2 ou 2,5 Gs. Um fator de carga mais alto nunca deve ser necessário, a menos que a recuperação tenha sido efetuada com o nariz da aeronave próximo ou além da atitude vertical ou em altitudes extremamente baixas para evitar mergulhar no solo.

PARAFUSOS

Um parafuso estabilizado não difere de um estol em nenhum elemento além da rotação, e as mesmas considerações de fator de carga aplicam-se à recuperação de parafuso como à recuperação de estol. Como as recuperações de parafuso geralmente são feitas com o nariz muito mais baixo do que é comum nas recuperações de estol, velocidades do ar mais altas e, conseqüentemente, fatores de carga mais altos são esperados. O fator de carga em uma recuperação de parafuso adequada geralmente é de cerca de 2,5 G.

O fator de carga durante um parafuso varia com as características de cada aeronave, mas geralmente é encontrado ligeiramente acima de 1G do voo nivelado. Há duas razões para isso:

1. A velocidade do ar em um parafuso é muito baixa, geralmente dentro de 2 nós das velocidades de estol não aceleradas.
2. Uma aeronave faz um pivô, em vez de girar, enquanto está em um parafuso.

ESTOIS DE ALTA VELOCIDADE

O avião leve médio não é construído para suportar a aplicação repetida de fatores de carga comuns a estois de alta velocidade.

O fator de carga necessário para essas manobras produz um estresse nas asas e na estrutura da cauda, que não deixa uma margem de segurança razoável na maioria das aeronaves leves.

A única maneira de induzir este estol a uma velocidade do ar acima do estol normal envolve a imposição de um fator de carga adicional, que pode ser realizado por uma puxada severa no controle do profundor. Uma velocidade de 1,7 vezes a velocidade de estol (cerca de 102 nós em uma aeronave leve com uma velocidade de estol de 60 nós) produz um fator de carga de 3Gs. Apenas uma margem muito pequena para erro é permitida para acrobacias em aeronaves leves. Para ilustrar como o fator de carga aumenta rapidamente com a velocidade do ar, um estol de alta velocidade a 112 nós na mesma aeronave produziria um fator de carga de 4Gs.

CHANDELLES E OITO PREGUIÇOSO (LAZY EIGHTS)

Uma chandelle é uma curva de subida de desempenho máximo que começa aproximadamente em voo reto e nivelado e termina na conclusão de uma curva precisa de 180° em uma atitude de nariz alto e asas niveladas na velocidade mínima controlável. Nesta manobra de voo, a aeronave está em uma curva de subida íngreme e quase entra em estol para ganhar altitude enquanto muda de direção. Um *lazy eight* deriva seu nome da maneira como o eixo longitudinal estendido da aeronave é feito para traçar um padrão de voo na forma de um número "8" deitado de lado. Seria difícil fazer uma declaração definitiva sobre os fatores de carga nessas manobras, pois ambas envolvem mergulhos suaves e rasos e cabragem. Os fatores de carga incorridos dependem diretamente da velocidade dos mergulhos e da abruptidão da cabragem durante essas manobras.

Geralmente, quanto melhor a manobra é realizada, menos extremo é o fator de carga induzido. Uma chandelle ou *lazy eight* em que a cabragem produz um fator de carga maior que 2 Gs não resultará em um ganho tão grande em altitude; em aeronaves de baixa potência, pode resultar em uma perda líquida de altitude.

A cabragem mais suave possível, com um fator de carga moderado, proporciona o maior ganho de altitude em uma chandelle e resulta em um melhor desempenho geral em ambas as chandelles e *lazy eights*. A velocidade de entrada recomendada para essas manobras geralmente está próxima da velocidade de manobra de projeto do fabricante, que permite o desenvolvimento máximo de fatores de carga sem exceder os limites de carga.

AR TURBULENTO

Todas as aeronaves padrão certificadas são projetadas para suportar cargas impostas por rajadas de intensidade considerável. Os fatores de carga de rajada aumentam com o aumento da velocidade do ar, e a resistência usada para fins de design geralmente corresponde à velocidade de voo mais alta. Em ar extremamente turbulento, como em tempestades ou condições frontais, é aconselhável reduzir a velocidade para a velocidade de manobra projetada. Independentemente da velocidade mantida, pode haver rajadas que podem produzir cargas que excedem os limites de carga.

Cada aeronave é projetada com uma carga G específica que pode ser imposta à aeronave sem causar danos estruturais. Existem dois tipos de fatores de carga considerados no projeto de aeronaves: carga limite e carga final. A carga limite é uma força aplicada a uma aeronave que causa uma flexão da estrutura da aeronave que não retorna à forma original. A carga final é o fator de carga aplicado à aeronave além da carga limite e no qual o material da aeronave sofre falha estrutural (quebra). Fatores de carga inferiores à carga limite podem ser sustentados sem comprometer a integridade da estrutura da aeronave.

Velocidades até, mas não excedendo, a velocidade de manobra, permitem que uma aeronave entre em estol antes de experimentar um aumento no fator de carga que excederia a carga limite da aeronave. A maioria dos AFM/POH agora inclui informações sobre penetração em ar turbulento, que ajudam os pilotos de hoje a voar com segurança aeronaves capazes de uma ampla gama de velocidades e altitudes. É importante para o piloto lembrar que as velocidades máximas de mergulho “nunca exceder” são determinadas apenas para ar calmo. Mergulhos de alta velocidade ou acrobacias envolvendo velocidade acima da velocidade de manobra conhecida nunca devem ser praticados em ar agitado ou turbulento.

DIAGRAMA VG

A resistência operacional de voo de uma aeronave é apresentada em um gráfico cuja escala vertical é baseada no fator de carga. [Figura 55] O diagrama é chamado de diagrama Vg - velocidade versus cargas G ou fator de carga. Cada aeronave tem seu próprio diagrama Vg que é válido em um determinado peso e altitude.

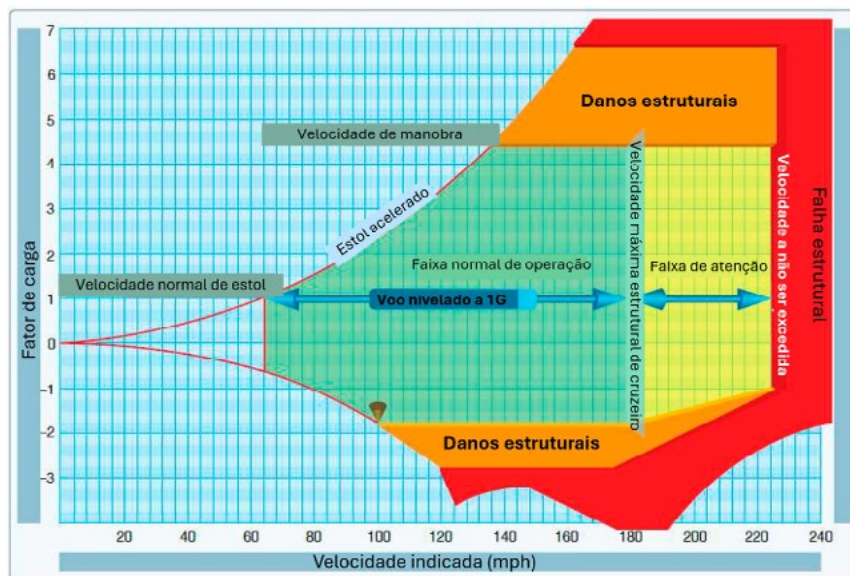


Figura 55 - Típico diagrama V_g

As linhas de capacidade máxima de sustentação (linhas curvas) são os primeiros itens de importância no diagrama V_g . A aeronave na figura 53 é capaz de desenvolver no máximo +1 G a 64 mph, a velocidade de estol em nível de asa da aeronave. Como o fator de carga máximo varia com o quadrado da velocidade do ar, a capacidade máxima de sustentação positiva desta aeronave é 2 G a 92 mph, 3 G a 112 mph, 4.4 G a 137 mph, e assim por diante. Qualquer fator de carga acima desta linha não está disponível aerodinamicamente (ou seja, a aeronave não pode voar acima da linha de capacidade máxima de sustentação porque entra em estol). A mesma situação existe para o voo de sustentação negativa, com a exceção de que a velocidade necessária para produzir um determinado fator de carga negativo é maior do que a necessária para produzir o mesmo fator de carga positivo.

Se a aeronave for voada com um fator de carga positivo maior do que o fator de carga limite positivo de 4.4, danos estruturais são possíveis. Quando a aeronave é operada nesta região, pode ocorrer uma deformação permanente indesejável da estrutura primária e uma alta taxa de danos por fadiga é incorrida. A operação acima do fator de carga limite deve ser evitada em operação normal.

Há outros dois pontos de importância no diagrama V_g . Um ponto é a interseção do limite de carga positiva e da linha de capacidade máxima de sustentação positiva. A velocidade do ar neste ponto é a velocidade mínima do ar na qual a carga limite pode ser desenvolvida aerodinamicamente. Qualquer velocidade do ar maior que essa, proporciona uma capacidade de sustentação positiva suficiente para danificar a aeronave. Por outro lado, qualquer velocidade do ar menor que esta não proporciona capacidade de sustentação positiva suficiente para causar danos devido a cargas de voo excessivas. O termo usual dado a essa velocidade é “velocidade de manobra”, pois a consideração da aerodinâmica subsônica prevê que o raio mínimo de curva utilizável ou a capacidade de manobra ocorra nesta condição. A velocidade de manobra é um ponto de referência valioso, pois uma aeronave operando abaixo deste ponto não pode produzir uma carga de voo positiva danosa. Qualquer combinação de manobra e rajada não pode causar danos devido a carga de ar excessiva quando a aeronave está abaixo da velocidade de manobra.

Outro ponto de importância no diagrama V_g é a interseção do fator de carga limite negativo e a linha de capacidade máxima de sustentação negativa. Qualquer velocidade do ar maior do que esta, fornece uma capacidade de sustentação negativa suficiente para danificar a aeronave; qualquer velocidade do ar menor do que esta não fornece capacidade de sustentação negativa suficiente para danificar a aeronave devido a cargas de voo excessivas.

A velocidade limite (linha vermelha) é um ponto de referência de projeto para a aeronave - esta aeronave é limitada a 225 mph. Se for tentado um voo da velocidade limite, danos estruturais ou falha estrutural podem resultar de uma variedade de fenômenos.

A aeronave em voo é limitada a um regime de velocidades do ar e Gs que não excedem a velocidade limite (ou linha vermelha), não excedem o fator de carga limite e não podem exceder a capacidade máxima de sustentação. A aeronave deve ser operada dentro deste “envelope” para prevenir danos estruturais e garantir a vida útil de serviço esperada da aeronave. O piloto deve compreender o diagrama V_g como descrevendo a combinação permitida de velocidades do ar e fatores de carga para operação segura. Qualquer manobra, rajada, ou rajada mais manobra fora do envelope estrutural pode causar danos estruturais e efetivamente encurtar a vida útil de serviço da aeronave.

TAXA DE CURVA

A taxa de curva (ROT) é o número de graus (expresso em graus por segundo) de mudança de rumo que uma aeronave realiza. A ROT pode ser determinada pegando a constante de 1.091, multiplicando-a pela tangente de qualquer ângulo de inclinação e dividindo esse produto por uma determinada velocidade do ar em nós, conforme ilustrado na figura 55. Se a velocidade do ar é aumentada e a ROT desejada é para ser constante, o ângulo de inclinação deve ser aumentado, caso contrário, a ROT diminui. Da mesma forma, se a velocidade do ar é mantida constante, a ROT de uma aeronave aumenta se o ângulo de inclinação é aumentado. A fórmula nas figuras 56 a 58 retrata a relação entre ângulo de inclinação e velocidade do ar à medida que afetam a ROT.

NOTA: Todas as velocidades do ar discutidas nesta seção são velocidade verdadeira do ar (TAS).

A velocidade do ar afeta significativamente a ROT de uma aeronave. Se a velocidade do ar for aumentada, a ROT é reduzida se for aplicado o mesmo ângulo de inclinação usado na velocidade mais baixa. Portanto, se a velocidade do ar for aumentada conforme ilustrado na figura 57, pode-se inferir que o ângulo de inclinação deve ser aumentado para alcançar a mesma ROT alcançada na figura 58.

$$\text{ROT} = \frac{1,091 \times \text{tangente do ângulo de ataque}}{\text{Velocidade do ar (em nós)}}$$

Exemplo A taxa de guinada (ROT) para uma aeronave em uma curva coordenada de 30 graus a uma velocidade de 120 nós seria a seguinte:

$$\text{ROT} = \frac{1,091 \times \text{tangente de } 30^\circ}{120 \text{ nós}}$$

$$\text{ROT} = \frac{1,091 \times 0,5773 (\text{tangente de } 30^\circ)}{120 \text{ nós}}$$

$$\text{ROT} = 5,25 \text{ graus por segundo}$$

Figura 56 - Taxa de curva para uma determinada velocidade do ar (nós, TAS) e ângulo de inclinação.

Exemplo Suponha que a velocidade seja aumentada para 240 nós, qual será a ROT? Utilizando a fórmula anterior, observamos:

$$\text{ROT} = \frac{1,091 \times \text{tangente de } 30^\circ}{240 \text{ nós}}$$

$$\text{ROT} = 2,62 \text{ graus por segundo}$$

Um aumento na velocidade diminui a ROT para o mesmo ângulo de ataque

Figura 57 - Taxa de curva ao aumentar a velocidade.

Exemplo Suponha que queiramos descobrir qual ângulo de inclinação resultaria em uma ROT de 5.25° por segundo a 240 nós. Uma pequena reorganização na fórmula indicaria que seria necessário um ângulo de inclinação de 49° para obter a mesma ROT usada à menor velocidade de 120 nós.

$$\text{ROT (5.25)} = \frac{1,091 \times \text{tangente de } X}{240 \text{ nós}}$$

$$240 \times 5,25 = 1,091 \times \text{tangente de } X$$

$$\frac{240 \times 5,25}{1,091} = \text{tangente de } X$$

$$1,1549 = \text{tangente de } X$$

$$49^\circ = X$$

Figura 58 - Para alcançar a mesma taxa de rotação de uma aeronave que viaja a 120 nós, é necessário um aumento do ângulo de inclinação.

O que isso significa na prática? Se uma determinada velocidade do ar e ângulo de inclinação produzem uma taxa de curva (ROT) específica, podem ser feitas conclusões adicionais. Sabendo que a ROT é um número dado de graus de mudança por segundo, o número de segundos que leva para percorrer 360° (um círculo) pode ser determinado por uma simples divisão. Por exemplo, se estiver se movendo a 120 nós com um ângulo de inclinação de 30°, a ROT é de 5,25° por segundo e leva 68,6 segundos (360° divididos por 5,25 = 68,6 segundos) para fazer um círculo completo. Da mesma forma, se estiver voando a 240 nós TAS e usando um ângulo de inclinação de 30°, a ROT é de apenas cerca de 2,63° por segundo e leva cerca de 137 segundos para completar um círculo de 360°. Olhando para a fórmula, qualquer aumento na velocidade do ar é diretamente proporcional ao tempo que a aeronave leva para percorrer um arco.

Então, por que é importante entender isso? Uma vez que a ROT é compreendida, um piloto pode determinar a distância necessária para fazer aquela curva específica, que é explicada no raio de curva.

RAIO DE CURVA

O raio de curva está diretamente ligado à ROT, que, como explicado anteriormente, é uma função tanto do ângulo de inclinação quanto da velocidade do ar. Se o ângulo de inclinação for mantido constante e a velocidade do ar for aumentada, o raio da curva muda (aumenta). Uma velocidade de ar mais alta faz com que a aeronave percorra um arco maior devido a uma velocidade maior. Uma aeronave viajando a 120 nós é capaz de fazer um círculo de 360° em um raio mais apertado do que uma aeronave viajando a 240 nós. Para compensar o aumento da velocidade do ar, o ângulo de inclinação precisaria ser aumentado.

O raio da curva (R) pode ser calculado usando uma fórmula simples. O raio da curva é igual ao quadrado da velocidade (V²) dividido por 11,26 vezes a tangente do ângulo de inclinação.

$$R = \frac{V^2}{11.26 \times \text{Tangente do ângulo de inclinação}}$$

Usando os exemplos fornecidos nas figuras 56 a 58, o raio de curva para cada uma das duas velocidades pode ser calculado.

Note que se a velocidade for dobrada, o raio é quadruplicado [Figura 59 e 60].

120 nós

$$R = \frac{V^2}{11,26 \times \text{tangente do ângulo de inclinação}}$$

$$R = \frac{120^2}{11,26 \times \text{tangente de } 30^\circ}$$

$$R = \frac{14,400}{11,26 \times 0,5773}$$

$$R = 2.215 \text{ pés}$$

O raio de curva necessário para uma aeronave viajando a 120 nós e usando um ângulo de inclinação de 30° é 2,215 pés

Figura 59 - Raio a 120 nós com um ângulo de inclinação de 30° .

240 nós

$$R = \frac{V^2}{11,26 \times \text{tangente do ângulo de inclinação}}$$

$$R = \frac{240^2}{11,26 \times \text{tangente de } 30^\circ}$$

$$R = \frac{57,600}{11,26 \times 0,57735}$$

$$R = 8,861 \text{ pés}$$

(4 vezes o raio a 120 nós)

O raio de uma curva necessária para uma aeronave viajando a 240 nós usando o mesmo ângulo de inclinação na figura 4-51 é de 8.861 pés. A velocidade é o fator mais importante em uma curva.

Figura 60 – Raio a 240 nós.

Outra maneira de determinar o raio de curva é a velocidade usando pés por segundo (fps), π (3,1415), e a ROT. Em um dos exemplos anteriores, foi determinado que uma aeronave com uma ROT de 5,25 graus por segundo precisava de 68,6 segundos para fazer um círculo completo. A velocidade de uma aeronave (em nós) pode ser convertida para fps multiplicando-a por uma constante de 1,69. Portanto, uma aeronave que viaja a 120 nós (TAS) viaja a 202,8 fps. Sabendo a velocidade em fps (202,8) multiplicada pelo tempo que uma aeronave leva para completar um círculo (68,6 segundos) pode determinar o tamanho do círculo; 202,8 vezes 68,6 é igual a 13.912 pés. Dividindo por π , obtém-se um diâmetro de 4.428 pés, que, quando dividido por 2 é igual a um raio de 2.214 pés [Figura 61], um pé dentro do que foi determinado através do uso da fórmula na figura 59.

$$r = \frac{\text{Velocidade (fps)} \times \frac{360}{\text{ROT}}}{\frac{\pi (\pi)}{2}}$$

$$r = \frac{202,8 \times 68,6}{\pi}$$

$$r = \frac{13,912}{\pi}$$

$$r = \frac{4,428}{2} = 2,214 \text{ pés}$$

Figura 61 - Outra fórmula que pode ser usada para raio.

Na figura 62, o piloto entra em um cânion e decide fazer uma curva de 180° para sair. O piloto usa um ângulo de inclinação de 30° em sua curva.

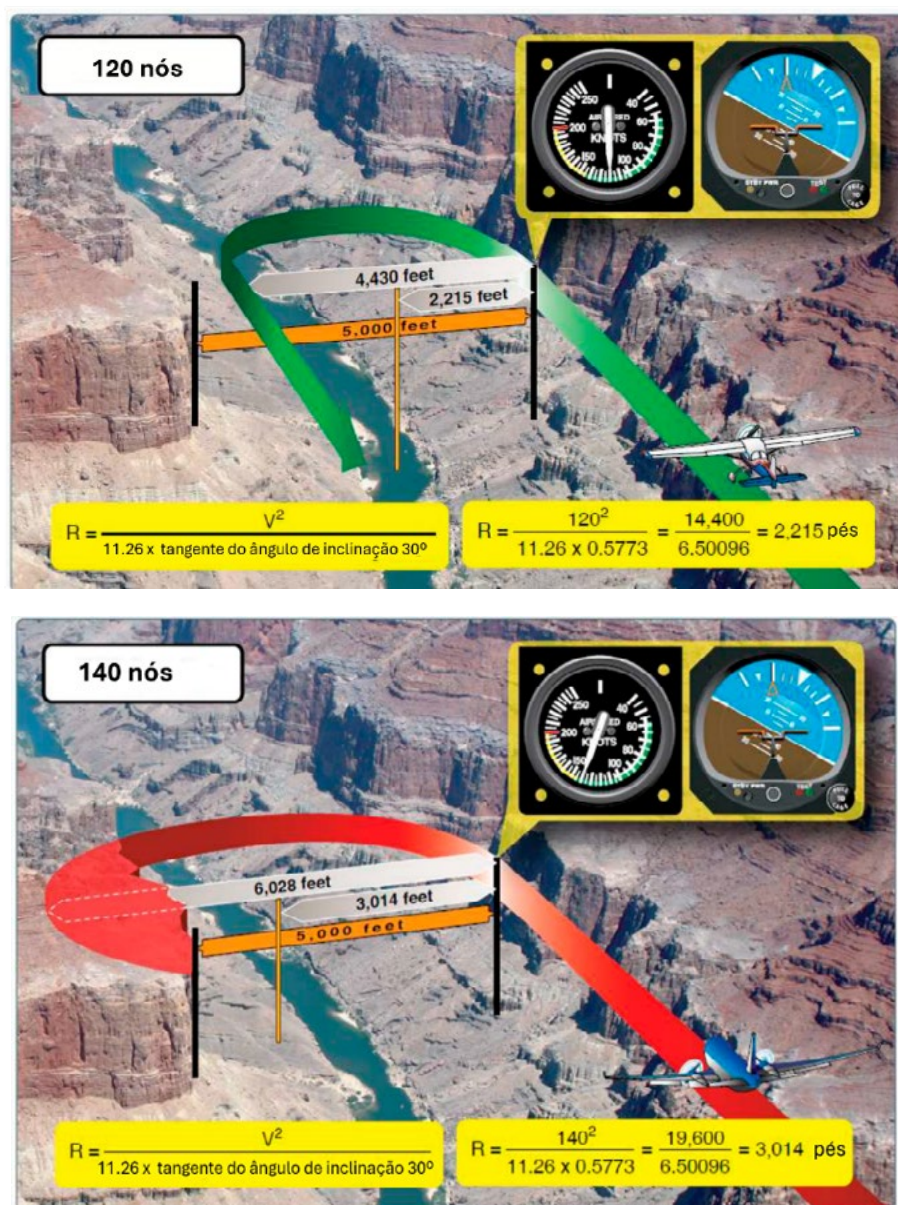


Figura 62 - Dois aviões voaram por erro para um cânion. O cânion tem 5.000 pés de largura e penhascos íngremes em ambos os lados. O piloto na imagem superior está voando a 120 nós. Após perceber o erro, o piloto faz uma curva acentuada e usa um ângulo de inclinação de 30° para reverter o curso. Esta aeronave requer cerca de 4.000 pés para fazer uma curva de 180°, e consegue sair do cânion em segurança. O piloto na imagem inferior está voando a 140 nós e também usa um ângulo de inclinação de 30° na tentativa de reverter o curso. A aeronave, embora esteja voando apenas 20 nós mais rápido do que a aeronave na imagem superior, requer mais de 6.000 pés para reverter o curso em segurança. Infelizmente, o cânion tem apenas 5.000 pés de largura e a aeronave vai atingir a parede do cânion. O ponto é que a velocidade do ar é o fator mais influente na determinação de quanto espaço é necessário para virar. Muitos pilotos cometeram o erro de aumentar a inclinação de sua curva quando uma simples redução de velocidade teria sido mais apropriada.

PESO E BALANCEAMENTO

Os dados de peso e balanceamento da aeronave são informações importantes para um piloto que devem ser reavaliadas frequentemente. Embora a aeronave tenha sido pesada durante o processo de certificação, essas informações não são válidas indefinidamente. Mudanças ou modificações de equipamentos afetam os dados de peso e balanceamento. Muitas vezes, os pilotos reduzem o peso e o balanceamento da aeronave a uma regra prática, como: “Se eu tiver 3 passageiros, posso carregar apenas 100 galões de combustível; 4 passageiros, 70 galões”.

Os cálculos de peso e balanceamento devem fazer parte de todos os briefings pré-voo. Nunca se deve presumir que 3 passageiros sempre têm o mesmo peso. Em vez disso, faça um cálculo completo de todos os itens a serem carregados na aeronave, incluindo bagagem, bem como o piloto e o passageiro. Recomenda-se que todas as malas sejam pesadas para fazer um cálculo preciso de como o CG da aeronave está posicionado.

A importância do CG foi enfatizada na discussão sobre estabilidade, controlabilidade e performance. A distribuição desigual de carga causa acidentes. Um piloto competente entende e respeita os efeitos do CG em uma aeronave.

Peso e balanceamento são componentes críticos na utilização de uma aeronave em seu potencial máximo. O piloto deve saber quanto combustível pode ser carregado na aeronave sem violar os limites do CG, bem como os limites de peso para realizar voos longos ou curtos com ou sem um complemento completo de passageiros permitidos. Por exemplo, uma aeronave tem 4 assentos e pode carregar 60 galões de combustível. Quantos passageiros a aeronave pode transportar com segurança? Todos esses assentos podem ser ocupados o tempo todo com as variações de carga de combustível? 4 pessoas que pesam 150 libras cada uma, levam a um cálculo de peso e balanceamento diferente de 4 pessoas que pesam 200 libras cada uma. O segundo cenário carrega um peso adicional de 200 libras na aeronave e é igual a cerca de 30 galões de combustível.

O peso adicional pode ou não colocar o CG fora do envelope do CG, mas o peso bruto máximo pode ser excedido. O excesso de peso pode sobrecarregar a aeronave e degradar a performance.

As aeronaves são certificadas para peso e balanceamento por dois motivos principais:

1. O efeito do peso na estrutura primária da aeronave e suas características de performance
2. O efeito da localização deste peso nas características de voo, particularmente em estol e recuperação de parafuso e estabilidade

Aeronaves, como balões e controladas por mudança de peso, não requerem cálculos de peso e balanceamento porque a carga é suspensa abaixo do mecanismo de sustentação. A faixa de CG nesses tipos de aeronaves é tal que é difícil exceder os limites de carga. Por exemplo, a posição do assento traseiro e o combustível de uma aeronave controladas por mudança de peso estão o mais próximo possível do ponto de suspensão com a aeronave em uma atitude suspensa. Assim, as variações de carga têm pouco efeito no CG. Isso também vale para a cesta de balão ou gôndola. Embora seja difícil exceder os limites do CG nessas aeronaves, os pilotos nunca devem sobrecarregar uma aeronave porque a sobrecarga causa danos e falhas estruturais. Cálculos de peso e balanceamento não são necessários, mas os pilotos devem calcular o peso e permanecer dentro do limite estabelecido pelo fabricante.

EFEITO DO PESO NA PERFORMANCE DO VOO

O desempenho de decolagem/subida e aterrissagem de uma aeronave são determinados com base em seu peso máximo permitido para decolagem e aterrissagem. Um peso bruto maior resulta em uma corrida de decolagem mais longa e uma subida mais rasa, e uma velocidade de toque mais rápida e uma rolagem de aterrissagem mais longa. Mesmo uma sobrecarga menor pode tornar impossível para a aeronave ultrapassar um obstáculo que normalmente não seria um problema durante a decolagem em condições mais favoráveis.

Os efeitos prejudiciais da sobrecarga na performance não se limitam aos perigos imediatos envolvidos nas decolagens e aterrissagens. A sobrecarga tem um efeito adverso em todo o desempenho de subida e cruzeiro, o que leva ao superaquecimento durante as subidas, desgaste adicional nas peças do motor, aumento do consumo de combustível, velocidades de cruzeiro mais lentas e alcance reduzido.

Os fabricantes de aeronaves modernas fornecem dados de peso e balanceamento para cada aeronave produzida. Geralmente, essas informações podem ser encontradas no AFM/POH aprovado pela FAA e gráficos de fácil leitura para determinar os dados de peso e balanceamento são agora fornecidos. O aumento do desempenho e da capacidade de carga dessas aeronaves requer estrita aderência às limitações operacionais prescritas pelo fabricante. Desvios das recomendações podem resultar em danos estruturais ou falha completa da estrutura da aeronave. Mesmo que uma aeronave esteja carregada bem dentro das limitações de peso máximo, é imperativo que a distribuição de peso esteja dentro dos limites da localização do CG. O breve estudo anterior de aerodinâmica e fatores de carga aponta as razões para essa precaução. A seguinte discussão é uma informação de fundo sobre algumas das razões pelas quais as condições de peso e balanceamento são importantes para o voo seguro de uma aeronave.

Em algumas aeronaves, não é possível preencher todos os assentos, compartimentos de bagagem e tanques de combustível e ainda permanecer dentro dos limites de peso ou balanceamento aprovados. Por exemplo, em várias aeronaves populares de 4 lugares, os tanques de combustível podem não ser preenchidos até a capacidade quando 4 ocupantes e suas bagagens são transportados. Em uma certa aeronave de dois lugares, nenhuma bagagem pode ser transportada no compartimento atrás dos assentos quando parafusos serão praticados. É importante que um piloto esteja ciente das limitações de peso e balanceamento da aeronave que está sendo pilotada e das razões para essas limitações.

EFEITO DO PESO NA ESTRUTURA DA AERONAVE

O efeito do peso adicional na estrutura da asa de uma aeronave não é facilmente aparente. Os requisitos de aeronavegabilidade prescrevem que a estrutura de uma aeronave certificada na categoria normal (na qual acrobacias são proibidas) deve ser forte o suficiente para suportar um fator de carga de 3,8 Gs para cuidar de cargas dinâmicas causadas por manobras e rajadas. Isso significa que a estrutura primária da aeronave pode suportar uma carga de 3,8 vezes o peso bruto aprovado da aeronave sem que ocorra falha estrutural. Se isso for aceito como indicativo dos fatores de carga que podem ser impostos durante as operações para as quais a aeronave se destina, uma sobrecarga de 100 libras impõe uma sobrecarga estrutural potencial de 380 libras. A mesma consideração é ainda mais impressionante no caso de aeronaves de categoria utilitária e acrobática, que têm requisitos de fator de carga de 4,4 e 6,0, respectivamente.

As falhas estruturais que resultam de sobrecarga podem ser dramáticas e catastróficas, mas mais frequentemente afetam componentes estruturais progressivamente de uma maneira que é difícil de detectar e cara para reparar. A sobrecarga habitual tende a causar estresse e danos cumulativos que podem não ser detectados durante inspeções pré-voo e resultar em falha estrutural posteriormente durante operações completamente normais. Acredita-se que o estresse adicional colocado em partes estruturais pela sobrecarga acelere a ocorrência de falhas por fadiga metálica.

Um conhecimento dos fatores de carga impostos por manobras de voo e rajadas enfatiza as consequências de um aumento no peso bruto de uma aeronave. A estrutura de uma aeronave prestes a sofrer um fator de carga de 3 Gs, como na recuperação de um mergulho íngreme, deve estar preparada para suportar uma carga adicional de 300 libras para cada aumento de 100 libras no peso. Deve-se notar que isso seria imposto pela adição de cerca de 16 galões de combustível desnecessário em uma aeronave específica. As aeronaves civis certificadas pela FAA foram analisadas estruturalmente e testadas para voo no peso bruto máximo autorizado e dentro das velocidades postadas para o tipo de voos a serem realizados. Voos com pesos superiores a essa quantidade são bastante possíveis e muitas vezes estão bem dentro das capacidades de desempenho de uma aeronave. Esse fato não deve enganar o piloto, pois o piloto pode não perceber que cargas para as quais a aeronave não foi projetada estão sendo impostas em toda ou alguma parte da estrutura.

Ao carregar uma aeronave com passageiros ou carga, a estrutura deve ser considerada. Assentos, compartimentos de bagagem e pisos de cabine são projetados para uma certa carga ou concentração de carga e nada mais. Por exemplo, um compartimento de bagagem de um avião leve pode ser etiquetado com um aviso indicando que suporta até 20 libras por causa da resistência limitada de sua estrutura de suporte, mesmo que a aeronave possa não estar sobrecarregada ou fora dos limites de CG com mais peso naquele local.

EFEITO DO PESO NA ESTABILIDADE E CONTROLABILIDADE

A sobrecarga também afeta a estabilidade. Uma aeronave que é estável e controlável quando carregada normalmente pode ter características de voo muito diferentes quando sobrecarregada. Embora a distribuição do peso tenha o efeito mais direto sobre isso, espera-se que um aumento no peso bruto da aeronave tenha um efeito adverso na estabilidade, independentemente da localização do CG. A estabilidade de muitas aeronaves certificadas é completamente insatisfatória se o peso bruto for excedido.

EFEITO DA DISTRIBUIÇÃO DE CARGA

O efeito da posição do CG na carga imposta na asa de uma aeronave em voo é significativo para o desempenho de subida e cruzeiro. Uma aeronave com carga frontal é “mais pesada” e, conseqüentemente, mais lenta do que a mesma aeronave com o CG mais atrás.

A figura 63 ilustra porque isso é verdadeiro. Com carga frontal, o ajuste “nariz para cima” é necessário na maioria das aeronaves para manter o voo de cruzeiro nivelado. O ajuste do nariz para cima envolve a configuração das superfícies da cauda para produzir uma maior carga descendente na parte traseira da fuselagem, o que aumenta a carga da asa e a sustentação total necessária da asa se a altitude for mantida. Isso requer um maior AOA da asa, o que resulta em mais arrasto e, por sua vez, produz uma velocidade de estol mais alta.

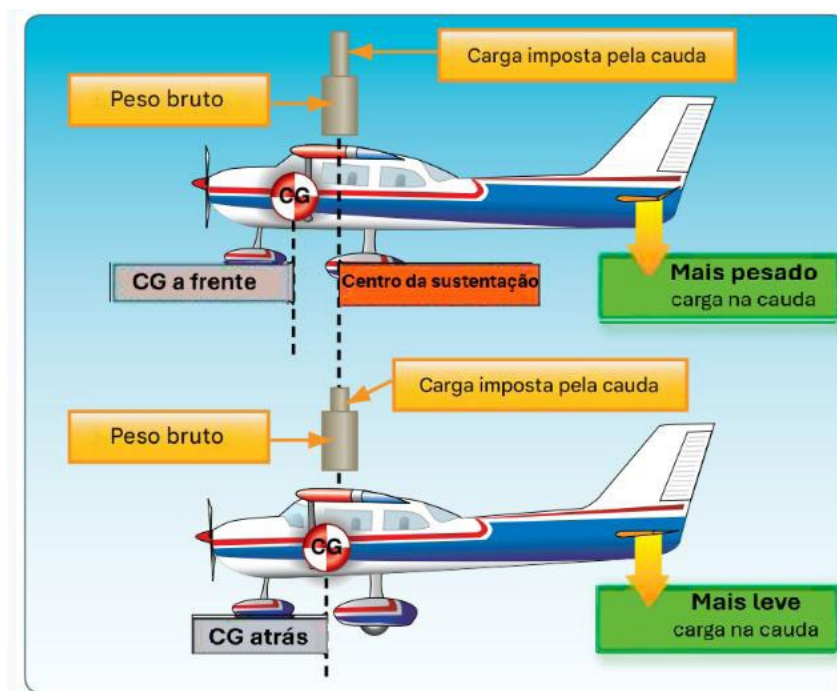


Figura 63 - Efeito da distribuição de carga no balanceamento.

Com carga traseira e ajuste “nariz para baixo”, as superfícies da cauda exercem menos carga descendente, aliviando a asa dessa quantidade de carga da asa e sustentação necessária para manter a altitude. O AOA necessário da asa é menor, então o arrasto é menor, permitindo uma velocidade de cruzeiro mais rápida. Teoricamente, uma carga neutra nas superfícies da cauda em voo de cruzeiro produziria o desempenho geral mais eficiente e a velocidade de cruzeiro mais rápida, mas também resultaria em instabilidade. As aeronaves modernas são projetadas para exigir uma carga descendente na cauda para estabilidade e controlabilidade. Uma indicação zero no compensador não é necessariamente a mesma que “compensação neutra” por causa da força exercida pelo fluxo descendente das asas e da fuselagem nas superfícies da cauda.

Os efeitos da distribuição da carga útil da aeronave têm uma influência significativa em suas características de voo, mesmo quando a carga está dentro dos limites do CG e do peso máximo permitido. Entre esses efeitos, destacam-se as mudanças na controlabilidade, estabilidade e a carga real imposta na asa.

Geralmente, uma aeronave se torna menos controlável, especialmente em velocidades de voo lentas, à medida que o CG é movido mais para trás. Uma aeronave que se recupera limpa de uma rotação prolongada com o CG em uma posição pode falhar completamente em responder às tentativas normais de recuperação quando o CG é movido para trás por uma ou duas polegadas.

É prática comum para os projetistas de aeronaves estabelecerem um limite de CG traseiro a até uma polegada do máximo, o que permite a recuperação normal de um parafuso de uma volta. Ao certificar uma aeronave na categoria utilitária para permitir parafusos intencionais, o limite de CG traseiro geralmente é estabelecido em um ponto várias polegadas à frente do que é permitido para certificação na categoria normal.

Outro fator que afeta a controlabilidade, que se tornou mais importante nos projetos atuais de grandes aeronaves, é o efeito de braços de momento longos para as posições de equipamentos pesados e carga. A mesma aeronave pode ser carregada até o peso bruto máximo dentro de seus limites de CG concentrando combustível, passageiros e carga perto do CG de projeto, ou dispersando cargas de combustível e carga em tanques de ponta de asa e compartimentos de carga à frente e atrás da cabine.

Com o mesmo peso total e CG, manobrar a aeronave ou manter o voo nivelado em ar turbulento requer a aplicação de maiores forças de controle quando a carga está dispersa. Os braços de momento mais longos para as posições das cargas pesadas de combustível e carga devem ser superados pela ação das superfícies de controle. Uma aeronave com tanques de asa externos cheios ou tanques de ponta tende a ser lenta na rolagem quando as situações de controle são marginais, enquanto uma aeronave com compartimentos de carga cheios na proa e na parte traseira tende a ser menos responsiva aos controles do estabilizador.

O limite de CG traseiro de uma aeronave é determinado em grande parte por considerações de estabilidade. Os requisitos de aeronavegabilidade originais para um certificado de tipo especificam que uma aeronave em voo a uma certa velocidade amortiza o deslocamento vertical do nariz dentro de um certo número de oscilações. Uma aeronave carregada muito para trás pode não fazer isso. Em vez disso, quando o nariz é momentaneamente puxado para cima, ele pode alternadamente subir e mergulhar tornando-se mais íngreme a cada oscilação. Essa instabilidade não é apenas desconfortável para os ocupantes, mas também pode se tornar perigosa ao tornar a aeronave incontrolável sob certas condições.

A recuperação de um estol em qualquer aeronave se torna progressivamente mais difícil à medida que seu CG se move para trás. Isso é particularmente importante na recuperação de um parafuso, pois há um ponto de carga posterior de qualquer aeronave em que se desenvolve um parafuso “chato”.

Um parafuso chato é aquele em que a força centrífuga, agindo por meio de um CG localizado bem na parte traseira, puxa a cauda da aeronave para fora do eixo do parafuso, tornando impossível abaixar o nariz e recuperar.

Uma aeronave carregada até o limite traseiro de sua faixa permissível de CG se comporta de maneira diferente em curvas e manobras de estol e tem características de pouso diferentes de quando está carregada perto do limite dianteiro.

O limite de CG para a frente é determinado por uma série de considerações. Como medida de segurança, é necessário que o dispositivo compensador, seja capaz de manter a aeronave em um glide normal com o motor desligado. Uma aeronave convencional deve ser capaz de um pouso de estol completo, sem potência, para garantir a velocidade mínima de pouso em emergências. Uma aeronave do tipo com trem de pouso convencional, carregada excessivamente na dianteira é difícil de taxiar, principalmente em ventos fortes. Pode ser facilmente virada para a frente com o uso dos freios, e é difícil pousar sem quicar, pois tende a baixar o nariz nas rodas ao desacelerar e arredondar o pouso. Dificuldades de direção no solo podem ocorrer em aeronaves do tipo com trem de pouso dianteiro, principalmente durante a rolagem de pouso e decolagem. Os efeitos da distribuição de carga são resumidos da seguinte forma:

- A posição do CG influencia a sustentação e o AOA da asa, a quantidade e direção da força na cauda e o grau de deflexão do estabilizador necessário para fornecer a força de cauda adequada para o balanceamento. Este último é muito importante por causa de sua relação com a força de controle do estabilizador.
- A aeronave estola a uma velocidade maior com uma localização de CG para a frente. Isso ocorre porque o AOA de estol é alcançado a uma velocidade maior devido ao aumento da carga alar.
- Forças de controle mais altas do estabilizador normalmente existem com uma localização de CG para a frente devido à deflexão aumentada do estabilizador necessária para equilibrar a aeronave.
- A aeronave navega mais rápido com uma localização de CG traseira devido ao arrasto reduzido. O arrasto é reduzido porque um AOA menor e menos deflexão para baixo do estabilizador são necessários para suportar a aeronave e superar a tendência de mergulho do nariz para baixo.
- A aeronave se torna menos estável à medida que o CG é movido para trás. Isso ocorre porque quando o CG é movido para trás, causa uma diminuição no AOA. Portanto, a contribuição da asa para a estabilidade da aeronave agora diminuiu, enquanto a contribuição da cauda ainda está estabilizando. Quando o ponto é alcançado em que as contribuições da asa e da cauda se equilibram, então existe estabilidade neutra. Qualquer movimento de CG mais para trás resulta em uma aeronave instável.
- Uma localização de CG à frente aumenta a necessidade de maior pressão do estabilizador traseiro. O estabilizador pode não ser mais capaz de se opor a qualquer aumento na inclinação para baixo. Um controle adequado do estabilizador é necessário para controlar a aeronave em toda a faixa de velocidade até o estol.

VOO DE ALTA VELOCIDADE

FLUXO SUBSÔNICO VERSUS SUPERSÔNICO

Na aerodinâmica subsônica, a teoria da sustentação é baseada nas forças geradas em um corpo e um gás (ar) em movimento no qual está imerso. Em velocidades de aproximadamente 260 nós ou menos, o ar pode ser considerado incompressível, ou seja, em uma altitude fixa, sua densidade permanece quase constante enquanto sua pressão varia. Sob essa suposição, o ar age da mesma forma que a água e é classificado como um fluido. A teoria aerodinâmica subsônica também assume que os efeitos da viscosidade (a propriedade de um fluido que tende a impedir o movimento de uma parte do fluido em relação a outra) são desprezíveis e classifica o ar como um fluido ideal que se conforma aos princípios da aerodinâmica de fluido ideal, como continuidade, princípio de Bernoulli e circulação.

Na realidade, o ar é compressível e viscoso. Embora os efeitos dessas propriedades sejam desprezíveis em baixas velocidades, os efeitos da compressibilidade em particular se tornam cada vez mais importantes à medida que a velocidade aumenta. A compressibilidade (e em menor grau a viscosidade) é de suma importância em velocidades próximas à velocidade do som. Nessas faixas de velocidade, a compressibilidade causa uma mudança na densidade do ar ao redor de uma aeronave.

Durante o voo, uma asa produz sustentação acelerando o fluxo de ar sobre a superfície superior. Esse ar acelerado pode, e faz, atingir velocidades sônicas, mesmo que a própria aeronave possa estar voando subsônica. Em alguns AOA extremos, em algumas aeronaves, a velocidade do ar sobre a superfície superior da asa pode ser o dobro da velocidade da aeronave. Portanto, é inteiramente possível ter fluxo de ar supersônico e subsônico em uma aeronave ao mesmo tempo. Quando as velocidades de fluxo atingem velocidades sônicas em algum local de uma aeronave (como a área de curvatura máxima na asa), uma aceleração adicional resulta no início dos efeitos de compressibilidade, como a formação de ondas de choque, aumento do arrasto, vibração, dificuldades de estabilidade e controle. Os princípios do fluxo subsônico são inválidos em todas as velocidades acima deste ponto [Figura 64].

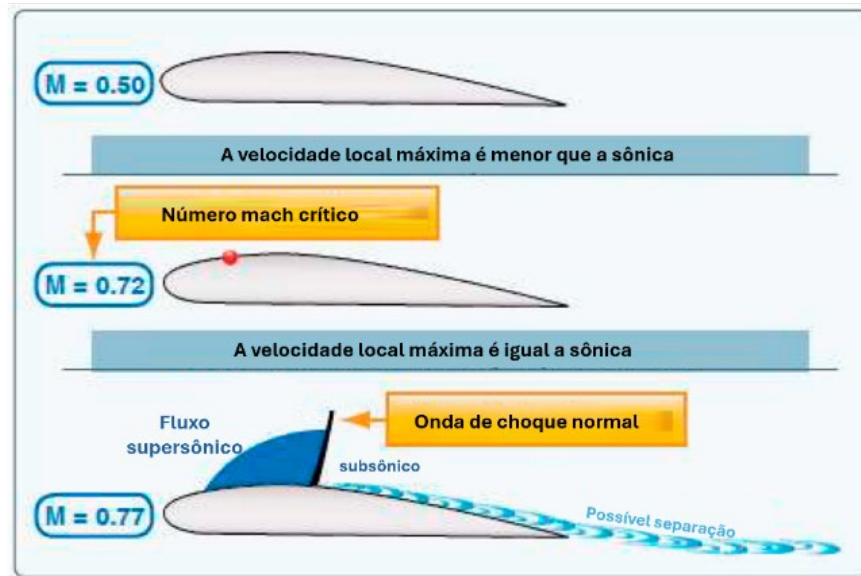


Figura 64 - Fluxo de ar da asa.

FAIXAS DE VELOCIDADE

A velocidade do som varia com a temperatura. Sob condições de temperatura média de 15 °C, a velocidade do som ao nível do mar é de 661 nós. A 40.000 pés, onde a temperatura é de -55 °C, a velocidade do som diminui para 574 nós. Em voo de alta velocidade e/ou de alta altitude, a medição da velocidade é expressa em termos de um "número Mach" - a razão entre a velocidade verdadeira do ar da aeronave e a velocidade do som nas mesmas condições atmosféricas.

Uma aeronave que viaja à velocidade do som está viajando a Mach 1.0. Os regimes de velocidade das aeronaves são definidos aproximadamente da seguinte forma:

Subsônico - números Mach abaixo de 0.75

Transônico - números Mach de 0.75 a 1.20

Supersônico - números Mach de 1.20 a 5.00

Hipersônico - números Mach acima de 5.00

Enquanto voos nas faixas transônica e supersônica são ocorrências comuns para aeronaves militares, aeronaves a jato civis normalmente operam em uma faixa de velocidade de cruzeiro de Mach 0.7 a Mach 0.90.

A velocidade de uma aeronave na qual o fluxo de ar sobre qualquer parte da aeronave ou estrutura em consideração atinge (mas não excede) Mach 1.0 é chamada de "número Mach crítico" ou "*Mach Crit*". Assim, o número Mach crítico é a fronteira entre o voo subsônico e transônico e depende em grande parte do design da asa e do aerofólio. O número Mach crítico é um ponto

importante no voo transônico. Quando ondas de choque se formam na aeronave, podem ocorrer separação do fluxo de ar seguida por vibração e dificuldades de controle da aeronave. Ondas de choque, vibração e separação do fluxo de ar ocorrem acima do número Mach crítico. Uma aeronave a jato normalmente é mais eficiente quando está em cruzeiro em ou perto de seu número Mach crítico. Em velocidades 5-10% acima do número Mach crítico, começam os efeitos de compressibilidade. O arrasto começa a aumentar acentuadamente. Associado ao “aumento do arrasto” estão mudanças de vibração, trim e estabilidade e uma diminuição na eficácia da superfície de controle. Este é o ponto de “divergência de arrasto” [Figura 65].

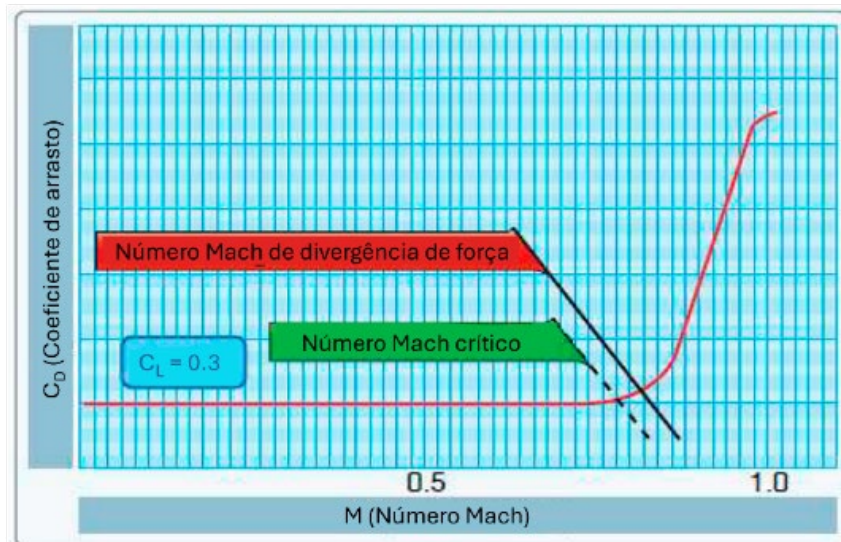


Figura 65 – Mach Crítico

VMO/MMO é definido como a velocidade limite máxima de operação. VMO é expresso em nós de velocidade calibrada do ar (KCAS), enquanto MMO é expresso em número Mach. O limite VMO geralmente está associado a operações em altitudes mais baixas e lida com cargas estruturais e flutuação. O limite MMO está associado a operações em altitudes mais altas e geralmente está mais preocupado com efeitos de compressibilidade e flutuação.

Em altitudes mais baixas, as cargas estruturais e a flutuação são preocupantes; em altitudes mais altas, os efeitos de compressibilidade e a flutuação são preocupantes.

A aderência a essas velocidades evita problemas estruturais devido à pressão dinâmica ou flutuação, degradação na resposta de controle da aeronave devido a efeitos de compressibilidade (por exemplo, *Mach Tuck*, reversão de aileron ou zumbido) e fluxo de ar separado devido a ondas de choque resultando em perda de sustentação ou vibração e buffet. Qualquer um desses fenômenos poderia impedir o piloto de ser capaz de controlar adequadamente a aeronave.

Por exemplo, uma aeronave a jato civil inicial tinha um limite VMO de 306 KCAS até aproximadamente FL 310 (em um dia padrão). Nesta altitude (FL 310), um MMO de 0,82 era aproximadamente igual a 306 KCAS. Acima desta altitude, um MMO de 0,82 sempre igualava um KCAS menor que 306 KCAS e, portanto, tornava-se o limite de operação, pois você não poderia atingir o limite VMO sem primeiro atingir o limite MMO. Por exemplo, em FL 380, um MMO de 0,82 é igual a 261 KCAS.

NÚMERO MACH VERSUS VELOCIDADE DO AR

É importante entender como a velocidade do ar varia com o número Mach. Como exemplo, considere como a velocidade de estol de uma aeronave de transporte a jato varia com um aumento na altitude. O aumento da altitude resulta em uma queda correspondente na densidade do ar e na temperatura externa. Suponha que este jato de transporte esteja na configuração limpa (trem de pouso e *flaps* recolhidos) e pese 550.000 libras. A aeronave pode estolar a aproximadamente 152 KCAS ao nível do mar. Isso é igual a (em um dia padrão) uma velocidade verdadeira de 152 KTAS e um número Mach de 0,23. Em FL 380, a aeronave ainda irá estolar a aproximadamente 152 KCAS, mas a velocidade verdadeira é de cerca de 287 KTAS com um número Mach de 0,50.

Embora a velocidade de estol tenha permanecido a mesma para nossos propósitos, tanto o número Mach quanto o TAS aumentaram. Com o aumento da altitude, a densidade do ar diminuiu; isso requer uma velocidade verdadeira do ar mais rápida para ter a mesma pressão sentida pelo tubo de pitot para o mesmo KCAS, ou KIAS (para nossos propósitos, KCAS e KIAS estão relativamente próximos um do outro). A pressão dinâmica que a asa experimenta em FL 380 a 287 KTAS é a mesma que ao nível do mar a 152 KTAS. No entanto, está voando a um número Mach mais alto.

Outro fator a considerar é a velocidade do som. Uma diminuição na temperatura em um gás resulta em uma diminuição na velocidade do som. Assim, à medida que a aeronave sobe em altitude com a temperatura externa caindo, a velocidade do som está diminuindo. Ao nível do mar, a velocidade do som é aproximadamente 661 KCAS, enquanto em FL 380 é 574 KCAS. Assim, para nossa aeronave de transporte a jato, a velocidade de estol (em KTAS) passou de 152 ao nível do mar para 287 em FL 380. Simultaneamente, a velocidade do som (em KCAS) diminuiu de 661 para 574 e o número Mach aumentou de 0,23 (152 KTAS dividido por 661 KTAS) para 0,50 (287 KTAS dividido por 574 KTAS). O tempo todo, o KCAS para estol permaneceu constante em 152. Isso descreve o que acontece quando a aeronave está em um KCAS constante com o aumento da altitude, mas o que acontece quando o piloto mantém o Mach constante durante a subida? Em operações normais de voo a jato, a subida é a 250 KIAS (ou superior (por exemplo, pesado)) até 10.000 pés e depois a uma velocidade de subida em rota especificada (cerca de 330 se um DC10) até atingir uma altitude nos “vinte e poucos” onde o piloto então sobe a um número Mach constante para a altitude de cruzeiro.

Supondo, para fins de ilustração, que o piloto suba a um MMO de 0,82 do nível do mar até FL 380. KCAS vai de 543 para 261. O KIAS em cada altitude seguiria o mesmo comportamento e diferiria apenas por alguns nós. Lembre-se da discussão anterior de que a velocidade do som está diminuindo com a queda da temperatura à medida que a aeronave sobe. O número Mach é simplesmente a razão entre a velocidade verdadeira do ar e a velocidade do som nas condições de voo. A importância disso é que em uma subida de número Mach constante, o KCAS (e KTAS ou KIAS também) está caindo.

Se a aeronave subisse o suficiente neste MMO constante com KIAS, KCAS e KTAS decrescentes, começaria a se aproximar de sua velocidade de estol. Em algum momento, a velocidade de estol da aeronave em número Mach poderia igualar o MMO da aeronave, e o piloto não poderia nem diminuir a velocidade (sem estolar) nem acelerar (sem exceder a velocidade máxima de operação da aeronave). Isso foi apelidado de “*coffin corner*” (canto do caixão) ou teto aerodinâmico.

CAMADA LIMITE

A natureza viscosa do fluxo de ar reduz as velocidades locais em uma superfície e é responsável pelo atrito da superfície. Como discutido anteriormente neste capítulo, a camada de ar sobre a superfície da asa que é retardada ou parada pela viscosidade é a camada limite. Existem dois tipos diferentes de fluxo de camada limite: laminar e turbulento.

FLUXO DA CAMADA LIMITE LAMINAR

A camada limite laminar é um fluxo muito suave, enquanto a camada limite turbulenta contém redemoinhos ou vórtices. O fluxo laminar cria menos arrasto de fricção da superfície do que o fluxo turbulento, mas é menos estável. O fluxo da camada limite sobre uma superfície de asa começa como um fluxo laminar suave. À medida que o fluxo continua a partir da borda de ataque, a camada limite laminar aumenta em espessura.

FLUXO DE CAMADA LIMITE TURBULENTO

A uma certa distância da borda de ataque, o fluxo laminar suave se decompõe e faz a transição para um fluxo turbulento. Do ponto de vista do arrasto, é aconselhável ter a transição de fluxo laminar para turbulento o mais atrás possível na asa ou ter uma grande quantidade da superfície da asa dentro da porção da camada limite laminar. No entanto, o fluxo laminar de baixa energia tende a se decompor mais repentinamente do que a camada turbulenta.

SEPARAÇÃO DA CAMADA LIMITE

Outro fenômeno associado ao fluxo viscoso é a separação. A separação ocorre quando o fluxo de ar se afasta de um aerofólio. A progressão natural é da camada limite laminar para a camada limite turbulenta e depois para a separação do fluxo de ar. A separação do fluxo de ar produz alto arrasto e, finalmente, destrói a sustentação. O ponto de separação da camada limite avança na asa à medida que o AOA aumenta [Figura 66].

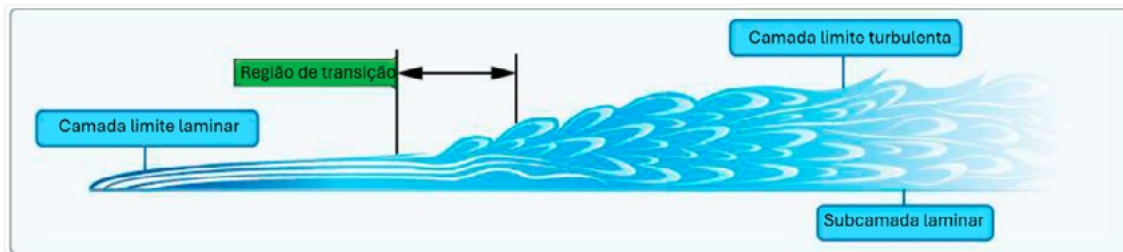


Figura 66 – Camada Limite.

Geradores de vórtice são usados para atrasar ou prevenir a separação da camada limite induzida por ondas de choque durante o voo transônico. Eles são pequenos aerofólios de baixo aspecto colocados a um AOA de 12° a 15° em relação à corrente de ar. Normalmente espaçados a poucas polegadas de distância ao longo da asa à frente dos ailerons ou outras superfícies de controle, os geradores de vórtice criam um vórtice que mistura o fluxo de ar da camada limite com o fluxo de ar de alta energia logo acima da superfície. Isso produz velocidades de superfície mais altas e aumenta a energia da camada limite. Assim, uma onda de choque mais forte é necessária para produzir a separação do fluxo de ar.

ONDAS DE CHOQUE

Quando um avião voa a velocidades subsônicas, o ar à frente é “avisado” da chegada do avião por uma mudança de pressão transmitida à frente do avião na velocidade do som. Por causa desse aviso, o ar começa a se mover para o lado antes que o avião chegue e está preparado para deixá-lo passar facilmente. Quando a velocidade do avião atinge a velocidade do som, a mudança de pressão não pode mais alertar o ar à frente porque o avião passa a acompanhar suas próprias ondas de pressão. Em vez disso, as partículas de ar se acumulam na frente do avião, causando uma diminuição acentuada na velocidade do fluxo diretamente à frente do avião, com um aumento correspondente na pressão e na densidade do ar.

À medida que a velocidade do avião aumenta além da velocidade do som, a pressão e a densidade do ar comprimido à frente dele aumentam, a área de compressão se estendendo a alguma distância à frente do avião. Em algum ponto da corrente de ar, as partículas de ar estão

completamente imperturbáveis, não tendo tido nenhum aviso prévio da aproximação do avião, e no próximo instante as mesmas partículas de ar são forçadas a sofrer mudanças súbitas e drásticas na temperatura, pressão, densidade e velocidade. A fronteira entre o ar imperturbável e a região de ar comprimido é chamada de onda de choque ou onda de “compressão”. Esse mesmo tipo de onda é formado sempre que uma corrente de ar supersônica é reduzida para subsônica sem uma mudança de direção, como quando a corrente de ar é acelerada para a velocidade sônica sobre a parte curvada de uma asa, e depois desacelerada para a velocidade subsônica à medida que a área de curvatura máxima é passada. Uma onda de choque se forma como uma fronteira entre os intervalos supersônicos e subsônicos. Sempre que uma onda de choque se forma perpendicular ao fluxo de ar, ela é chamada de onda de choque “normal”, e o fluxo imediatamente atrás da onda é subsônico.

Uma corrente de ar supersônica que passa por uma onda de choque normal experimenta essas mudanças:

- A corrente de ar é reduzida para subsônica.
- O fluxo de ar imediatamente após a onda de choque não muda de direção.
- A pressão estática e a densidade da corrente de ar atrás da onda aumentam muito.
- A energia da corrente de ar (indicada pela pressão total - dinâmica mais estática) é significativamente reduzida.

A formação de ondas de choque causa um aumento no arrasto. Um dos principais efeitos de uma onda de choque é a formação de uma região de alta pressão densa imediatamente atrás da onda. A instabilidade da região de alta pressão, e o fato de que parte da energia de velocidade da corrente de ar é convertida em calor à medida que flui através da onda, é um fator contribuinte no aumento do arrasto, mas o arrasto resultante da separação do fluxo de ar é ainda maior. Se a onda de choque for forte, a camada limite pode não ter energia cinética suficiente para resistir à separação do fluxo de ar.

O arrasto gerado na região transônica devido à formação de ondas de choque e à separação do fluxo de ar é conhecido como “arrasto de onda”. Quando a velocidade excede o número Mach crítico em cerca de 10%, o arrasto de onda aumenta acentuadamente. Um aumento considerável no empuxo (potência) é necessário para aumentar a velocidade de voo além deste ponto na faixa supersônica, onde, dependendo da forma do aerofólio e do AOA, a camada limite pode se reanexar.

Ondas de choque normais se formam na superfície superior da asa e formam uma área adicional de fluxo supersônico e uma onda de choque normal na superfície inferior. À medida que a velocidade de voo se aproxima da velocidade do som, as áreas de fluxo supersônico

aumentam e as ondas de choque se movem mais perto do bordo de fuga [Figura 67].

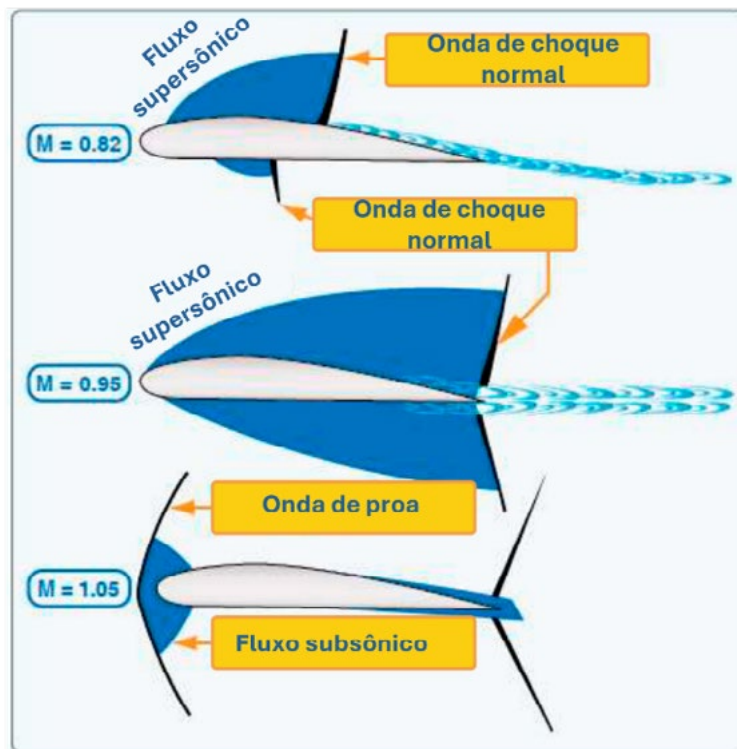


Figura 67 – Ondas de choque.

Associados ao “aumento do arrasto” estão o buffet (conhecido como buffet Mach), alterações de trim e de estabilidade e uma diminuição na eficácia da força de controle. A perda de sustentação devido à separação do fluxo de ar resulta em uma perda de *downwash* e uma mudança na posição do centro de pressão na asa. A separação do fluxo de ar produz uma esteira de turbulência atrás da asa, que faz com que as superfícies da cauda vibrem (buffet). O controle de *pitch* para cima e para baixo fornecido pela cauda horizontal depende do *downwash* atrás da asa. Assim, um aumento no *downwash* diminui a eficácia do controle de *pitch* da cauda horizontal, pois efetivamente aumenta o ângulo de ataque percebido pela superfície da cauda. O movimento do CP da asa afeta o momento de *pitch* da asa. Se o CP se move para trás, um momento de mergulho referido como “*Mach tuck*” ou “*tuck under*” é produzido, e se ele se move para a frente, um momento de nariz para cima é produzido. Esta é a principal razão para o desenvolvimento da configuração de cauda em T em muitas aeronaves movidas a turbina, que coloca o estabilizador horizontal o mais longe possível da turbulência das asas.

ENFLECHAMENTO

A maioria das dificuldades do voo transônico está associada à separação do fluxo induzida por ondas de choque. Portanto, qualquer meio de atrasar ou aliviar a separação induzida pelo choque melhora o desempenho aerodinâmico. Um método é o enflechamento da asa. A teoria do enflechamento é baseada no conceito de que é apenas o componente do fluxo de ar perpendicular ao bordo de ataque da asa que afeta a distribuição de pressão e a formação de ondas de choque [Figura 68].

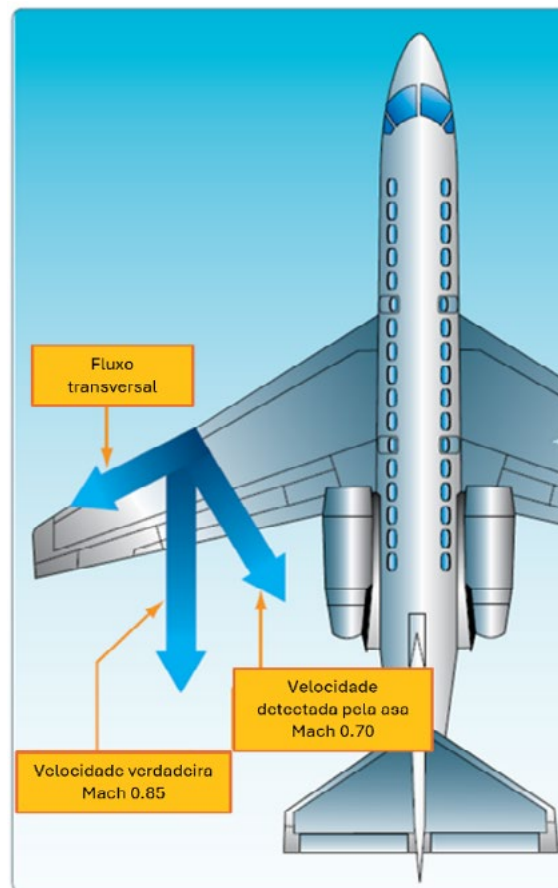


Figura 68 – Efeito do enflechamento.

Em uma aeronave de asa reta, o fluxo de ar atinge o bordo de ataque da asa a 90° , e seu impacto total produz pressão e sustentação. Uma asa com enflechamento é atingida pelo mesmo fluxo de ar em um ângulo menor que 90° . Este fluxo de ar na asa enflechada tem o efeito de persuadir a asa a acreditar que está voando mais devagar do que realmente está; assim, a formação de ondas de choque é atrasada. As vantagens do enflechamento da asa incluem um aumento no número Mach crítico, no número Mach de divergência de força e no número Mach em que o pico de aumento do arrasto ocorre. Em outras palavras, o enflechamento atrasa o início dos efeitos de compressibilidade.

O número Mach que produz uma mudança acentuada no coeficiente de arrasto é chamado de “número Mach de divergência de força” e, para a maioria dos aerofólios, geralmente excede o número Mach crítico em 5% a 10%. Nesta velocidade, a separação do fluxo de ar induzida pela formação de ondas de choque pode criar variações significativas nos coeficientes de arrasto, sustentação ou momento de *pitch*. Além do atraso no início dos efeitos de compressibilidade, o enflechamento reduz a magnitude das mudanças nos coeficientes de arrasto, sustentação ou momento. Em outras palavras, o uso do enflechamento “suaviza” a divergência de força.

Uma desvantagem das asas enflechadas é que elas tendem a estolar nas pontas das asas, em vez das raízes [Figura 69].

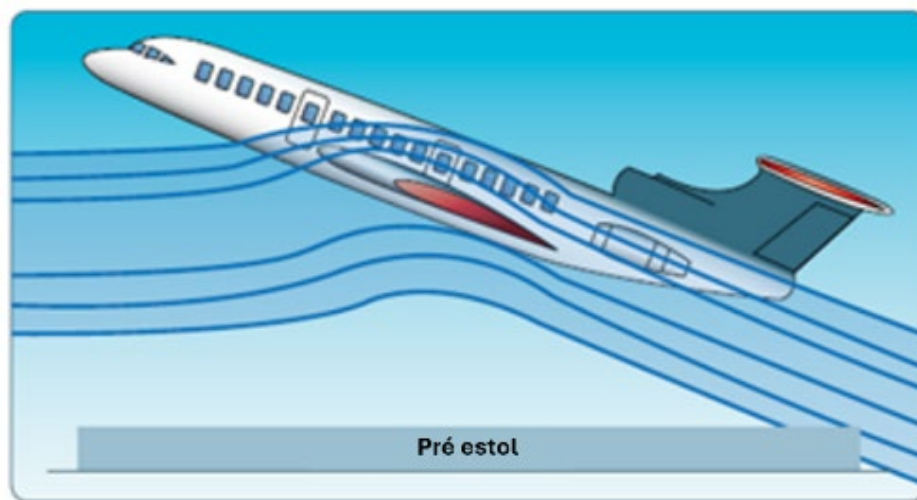


Figura 69 – Pré-estol da ponta da asa.

Isso ocorre porque a camada limite tende a fluir na direção das pontas e a se separar perto das bordas de ataque. Como as pontas de uma asa enflechada estão na parte traseira da asa (atrás do CL), um estol na ponta da asa faz com que o CL se mova para a frente da asa, forçando o nariz a subir ainda mais. A tendência para o estol na ponta é maior quando o enflechamento da asa e o afilamento são combinados.

A situação de estol pode ser agravada por uma configuração de cauda em T, que oferece pouco ou nenhum aviso pré-estol na forma de buffet na superfície de controle da cauda [Figura 70].

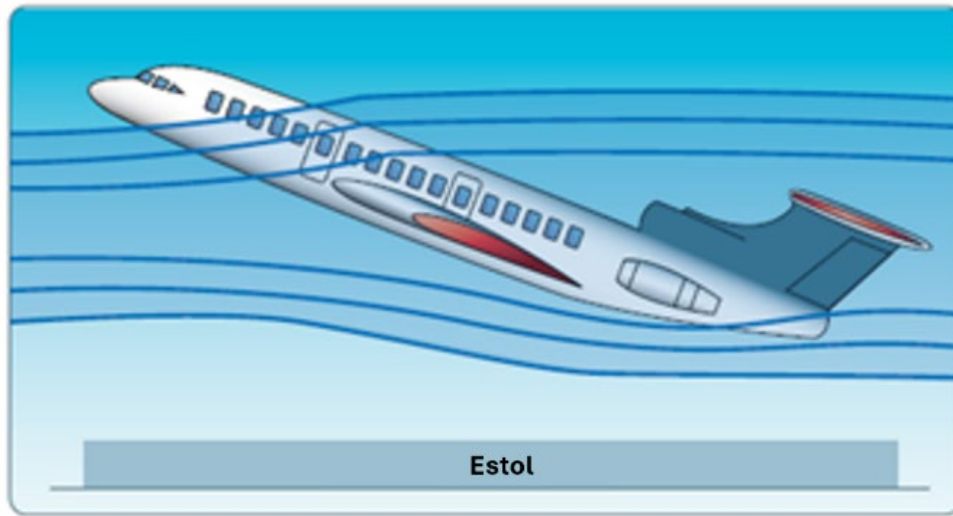


Figura 70 – Estol de cauda em T.

A cauda em T, estando acima da esteira da asa, permanece eficaz mesmo depois que a asa começou a estolar, permitindo que o piloto inadvertidamente conduza a asa a um estol mais profundo em um AOA muito maior. Se as superfícies da cauda horizontal ficarem então enterradas na esteira da asa, o estabilizador pode perder toda a eficácia, tornando impossível reduzir a atitude de arfagem e quebrar o estol. Nos regimes pré-estol e pós-estol imediatos, as qualidades de sustentação/arrasto de uma aeronave de asa enflechada (especificamente o enorme aumento de arrasto em baixas velocidades) podem causar um caminho de voo cada vez mais descendente sem mudança na atitude de arfagem, aumentando ainda mais o AOA. Nesta situação, sem informações confiáveis de AOA, uma atitude de arfagem para baixo com uma velocidade do ar crescente não é garantia de que a recuperação tenha sido efetuada, e o movimento do estabilizador para cima neste estágio pode simplesmente manter a aeronave estolada.

É uma característica das aeronaves de cauda em T se inclinarem violentamente para cima quando estoladas em atitudes extremas de nariz para cima, tornando a recuperação difícil ou violenta. A alavanca do manche inibe este tipo de estol. Aproximadamente um nó acima da velocidade de estol, forças pré-programadas no manche movem automaticamente o manche para a frente, evitando que o estol se desenvolva. Um limitador de G também pode ser incorporado ao sistema para evitar que a inclinação gerada pelo manche imponha cargas excessivas na aeronave. Um “vibrador de manche”, por outro lado, fornece um aviso de estol quando a velocidade do ar está 5% a 7% acima da velocidade de estol.

LIMITES DE BUFFET DE MACH

O buffet de Mach é uma função da velocidade do fluxo de ar sobre a asa - não necessariamente da velocidade da aeronave. Sempre que é feita uma demanda excessiva de sustentação na asa, seja devido a uma velocidade do ar muito alta ou a um ângulo de ataque muito grande próximo ao MMO, ocorre o "buffet de alta velocidade". Também há ocasiões em que o buffet pode ser experimentado em velocidades muito mais baixas, conhecidas como "buffet de baixa velocidade".

Uma aeronave voada a uma velocidade muito baixa para seu peso e altitude, exigindo um grande ângulo de ataque, é a situação mais provável para causar um buffet de baixa velocidade de Mach. Esse ângulo de ataque muito grande tem o efeito de aumentar a velocidade do fluxo de ar sobre a superfície superior da asa até que os mesmos efeitos das ondas de choque e do buffet ocorram como na situação de buffet de alta velocidade. O ângulo de ataque da asa tem o maior efeito na indução do buffet de Mach nos limites de alta velocidade ou baixa velocidade para a aeronave.

As condições que aumentam o ângulo de ataque, a velocidade do fluxo de ar sobre a asa e as chances de buffet de Mach são:

- Altitudes elevadas - quanto mais alto uma aeronave voa, mais rarefeito é o ar e maior é o AOA necessário para produzir a sustentação necessária para manter o voo nivelado.
- Pesos pesados - quanto mais pesada a aeronave, maior a sustentação requerida da asa e, sendo todos os outros fatores iguais, maior o AOA.
- Carga G - um aumento na carga G na aeronave tem o mesmo efeito que aumentar o peso da aeronave. Seja o aumento nas forças G causado por curvas, uso brusco de controle ou turbulência, o efeito de aumentar o AOA da asa é o mesmo.

CONTROLES DE VOO DE ALTA VELOCIDADE

Em aeronaves de alta velocidade, os controles de voo dividem-se em primários e secundários (ou auxiliares). Os controles de voo primários manobram a aeronave nos eixos de arfagem, rolamento e guinada. Eles incluem os ailerons, profundor e leme. Os controles de voo secundários ou auxiliares incluem compensadores, *flaps* de bordo de ataque, *flaps* de bordo de fuga, *spoilers* e *slats*.

Spoilers são usados na superfície superior da asa para interromper ou reduzir a sustentação. Aeronaves de alta velocidade, devido ao seu design aerodinâmico limpo de baixo arrasto, usam *spoilers* como freios aerodinâmicos para desacelerar. Os *spoilers* são estendidos imediatamente após o pouso para eliminar a sustentação e assim transferir o peso das asas para as rodas para melhorar o desempenho de frenagem.



Figura 71 – Superfícies de controle.

Aeronaves de transporte a jato têm ailerons pequenos. O espaço para ailerons é limitado porque é necessário o máximo possível do bordo de fuga da asa para os *flaps*. Além disso, um aileron de tamanho convencional causaria torção da asa em alta velocidade. Por esse motivo, *spoilers* são usados em conjunto com os ailerons para fornecer controle adicional de rolamento.

Alguns jatos de transporte têm dois conjuntos de ailerons, um par de ailerons de baixa velocidade externos e um par de ailerons de alta velocidade internos. Quando os *flaps* são totalmente recolhidos após a decolagem, os ailerons externos são automaticamente travados na posição fechada.

Quando usado para controle de rolagem, o *spoiler* no lado do aileron ascendente se estende e reduz a sustentação desse lado, fazendo a asa cair. Se os *spoilers* forem estendidos como freios de velocidade, eles ainda poderão ser usados para controle de rolagem. Se forem do tipo diferencial, eles se estendem mais de um lado e retraem do outro. Se forem do tipo não diferencial, eles se estendem mais de um lado, mas não retraem do outro.

Quando totalmente estendidos como freios de velocidade, os *spoilers* não diferenciais permanecem estendidos e não complementam os ailerons. Para obter um estol suave e um AOA maior sem separação do fluxo de ar, o bordo de ataque da asa deve ter uma forma quase arredondada à qual o fluxo de ar possa aderir em AOA maior. Com essa forma arredondada, a separação do fluxo de ar começa no bordo de fuga e progride gradualmente para a frente à medida que o AOA aumenta.

O bordo de ataque pontiagudo necessário para o voo de alta velocidade resulta em um estol abrupto e restringe o uso de *flaps* de bordo de fuga porque o fluxo de ar não pode seguir a curva acentuada ao redor do bordo de ataque da asa. O fluxo de ar tende a se soltar de repente da superfície superior em um AOA moderado.

Para utilizar *flaps* de bordo de fuga, e assim aumentar o CL-MAX, a asa deve ir para um maior AOA sem separação do fluxo de ar. Portanto, *slots*, *slats* e *flaps* de bordo de ataque são usados para melhorar as características de baixa velocidade durante a decolagem, subida e pouso. Embora esses dispositivos não sejam tão poderosos quanto os *flaps* de bordo de fuga, eles são eficazes quando usados em toda a extensão em combinação com *flaps* de bordo de fuga de alta sustentação. Com a ajuda desses dispositivos sofisticados de alta sustentação, a separação do fluxo de ar é retardada e o CL-MAX é aumentado consideravelmente. Na verdade, uma redução de 50 nós na velocidade de estol não é incomum.

Os requisitos operacionais de uma grande aeronave de transporte a jato exigem grandes mudanças no ajuste de inclinação.

Alguns requisitos são:

- Uma grande faixa de CG.
- Uma grande faixa de velocidade.
- A capacidade de realizar grandes mudanças de ajuste devido aos dispositivos de alta sustentação do bordo de ataque e do bordo de fuga da asa, sem limitar a quantidade de profundor restante.
- Manter o ajuste de arrasto a um mínimo.

Esses requisitos são atendidos pelo uso de um estabilizador horizontal de incidência variável. Grandes mudanças de ajuste em uma aeronave de cauda fixa requerem grandes deflexões do profundor. Nessas grandes deflexões, pouco movimento adicional do profundor permanece na mesma direção. Um estabilizador horizontal de incidência variável é projetado para eliminar as mudanças de ajuste. O estabilizador é maior que o profundor e, conseqüentemente, não precisa ser movido através de um ângulo tão grande. Isso deixa o profundor alinhado com o plano de cauda, permitindo uma gama completa de movimento para cima e para baixo. O estabilizador horizontal de incidência variável pode ser ajustado para lidar com a maior parte da demanda de controle de inclinação, com o profundor lidando com o resto. Em aeronaves equipadas com um estabilizador horizontal de incidência variável, o profundor é menor e menos eficaz isoladamente do que em uma aeronave de cauda fixa. Em comparação com outros controles de voo, o estabilizador horizontal de incidência variável é enormemente poderoso em seu efeito.

Devido ao tamanho e às altas velocidades das aeronaves de transporte a jato, as forças necessárias para mover as superfícies de controle podem estar além da força do piloto. Conseqüentemente, as superfícies de controle são acionadas por unidades de potência hidráulica ou elétrica. Mover os controles no painel de voo sinaliza o ângulo de controle necessário, e a unidade de potência posiciona a superfície de controle real. No caso de falha completa da unidade de potência, o movimento da superfície de controle pode ser efetuado pelo controle manual dos compensadores. Mover os compensadores causa um desequilíbrio aerodinâmico, o que faz a superfície de controle se mover.

RESUMO DO CAPÍTULO

Para sustentar uma aeronave em voo, um piloto deve entender como a tração, o arrasto, a sustentação e o peso atuam na aeronave. Ao entender a aerodinâmica do voo, como o design, o peso, os fatores de carga e a gravidade afetam uma aeronave durante manobras de voo, desde estóis até voo de alta velocidade, o piloto aprende a controlar o equilíbrio entre essas forças. Para informações sobre velocidades de estol, fatores de carga e outros dados importantes da aeronave, consulte sempre o AFM/POH para obter informações específicas sobre a aeronave que está sendo pilotada.

QUER SABER MAIS?

Acompanhe a série Asas do Conhecimento para ficar por dentro dos manuais aeronáuticos. Além desse material, a Anac oferece cursos e seminários para aumentar a segurança aérea no [Portal de Capacitação da Agência](#).

Para obter mais informações, entre em contato com a Agência por meio do serviço [“Fale com a Anac”](#). E não se esqueça de seguir a Anac nas redes sociais para ficar por dentro das últimas notícias e atualizações.

Super App da Anac

Conheça o aplicativo que facilita a gestão de cursos e horas de voo, emissão de Certificados de Habilitação Técnica (CHT), pagamentos de taxas, além de acesso a clínicas e escolas credenciadas.

O aplicativo também envia notificações para auxiliar no cumprimento de prazos e obrigações, simplificando processos e agilizando etapas.



Baixe gratuitamente





ACOMPANHE A ANAC NAS REDES SOCIAIS



[/oficialanac](#)



[/company/oficial-anac](#)



[/oficialanac](#)



[/oficialanacbr](#)



[/oficial_anac](#)