VOO À VELA

Aeroclube do Planalto Central

INTRODUÇÃO A AERODINÂMICA

FÍSICA DA ATMOSFERA

AERODINÂMICA BÁSICA

Aerodinâmica é o estudo da dinâmica dos gases. A interação entre um objeto em movimento e a atmosfera é o principal interesse neste módulo. O movimento de um objeto e sua reação ao fluxo de ar ao seu redor podem ser vistos ao ver a água passando pelo casco de um navio. A grande diferença entre água e ar é que o ar é compressível e a água é incompressível. A ação do fluxo de ar sobre um corpo é uma grande parte do estudo da aerodinâmica. Alguns termos comuns de aeronaves, foram emprestados de termos náuticos.

Muitos livros foram escritos sobre a aerodinâmica do voo de aeronaves. Não é necessário que um piloto de aeronaves seja tão experiente quanto um engenheiro de design aeronáutico sobre aerodinâmica. O piloto deve ser capaz de entender as relações entre o desempenho de uma aeronave em voo e sua reação às forças que atuam em suas partes estruturais. Entender por que as aeronaves são projetadas com tipos particulares de sistemas de controle primário e secundário e porque as superfícies devem ser aerodinamicamente lisas torna-se essencial ao pilotar as aeronaves complexas de hoje.

A teoria do voo deve ser descrita em termos das leis de voo porque o que acontece com uma aeronave quando ela voa não é baseado em suposições, mas em uma série de fatos. Aerodinâmica é um estudo de leis que comprovam as razões físicas pelas quais um avião voa. O termo aerodinâmica é derivado da combinação de duas palavras gregas: "aero", que significa ar, e "dyne", que significa força. Assim, quando "aero" entra em "dinâmica" o resultado é "*aerodinâmica*"; o estudo de objetos em movimento através do ar e as forças que produzem ou mudam tal movimento.

Aerodinamicamente, uma aeronave pode ser definida como um objeto viajando pelo espaço que é afetado pelas mudanças nas condições atmosféricas. Para dizer de outra forma, a aerodinâmica cobre as relações entre a aeronave, o vento relativo e a atmosfera.

FÍSICA DA ATMOSFERA

Antes de examinar as leis fundamentais de voo, vários fatores básicos devem ser considerados. Uma aeronave opera no ar. Portanto, devem ser compreendidas as propriedades do ar que afetam o controle e o desempenho de uma aeronave.

O ar na atmosfera terrestre é composto principalmente de nitrogênio e oxigênio. O ar é considerado um fluido porque se encaixa na definição de uma substância que tem a capacidade de fluir ou assumir a forma do recipiente em que está fechado. Se o recipiente estiver aquecido, a pressão aumenta; se resfriado, a pressão diminui. O peso do ar é mais maior no nível do mar, onde foi comprimido por todo o ar acima. Esta compressão do ar é chamada de pressão atmosférica.

PRESSÃO

A pressão atmosférica é geralmente definida como a força exercida contra a superfície da Terra pelo peso do ar acima dessa superfície. Peso é força aplicada a uma área que resulta em pressão. Força (F) é igual a área (A) vezes pressão (P) ou F = AP. Portanto, para encontrar a quantidade de pressão, divida a área pela força (P = F/A). Uma coluna de ar (uma polegada quadrada) estendendo-se do nível do mar até o topo da atmosfera pesa aproximadamente 14,7 quilos; portanto, a pressão atmosférica é indicada em libras por polegada quadrada (psi). Assim, a pressão atmosférica no nível do mar é de 14,7 psi. (***Figura 1-1***)

A pressão atmosférica é medida com um instrumento chamado barômetro, composto de mercúrio em um tubo que registra a pressão atmosférica em polegadas de mercúrio (Hg). (***Figura 1-2***)

A medição padrão em altímetros de aviação e boletins meteorológicos dos EUA tem sido "Hg". No entanto, mapas meteorológicos mundiais e alguns instrumentos de aeronaves indicam pressão em milibares (mb), uma unidade métrica SI.

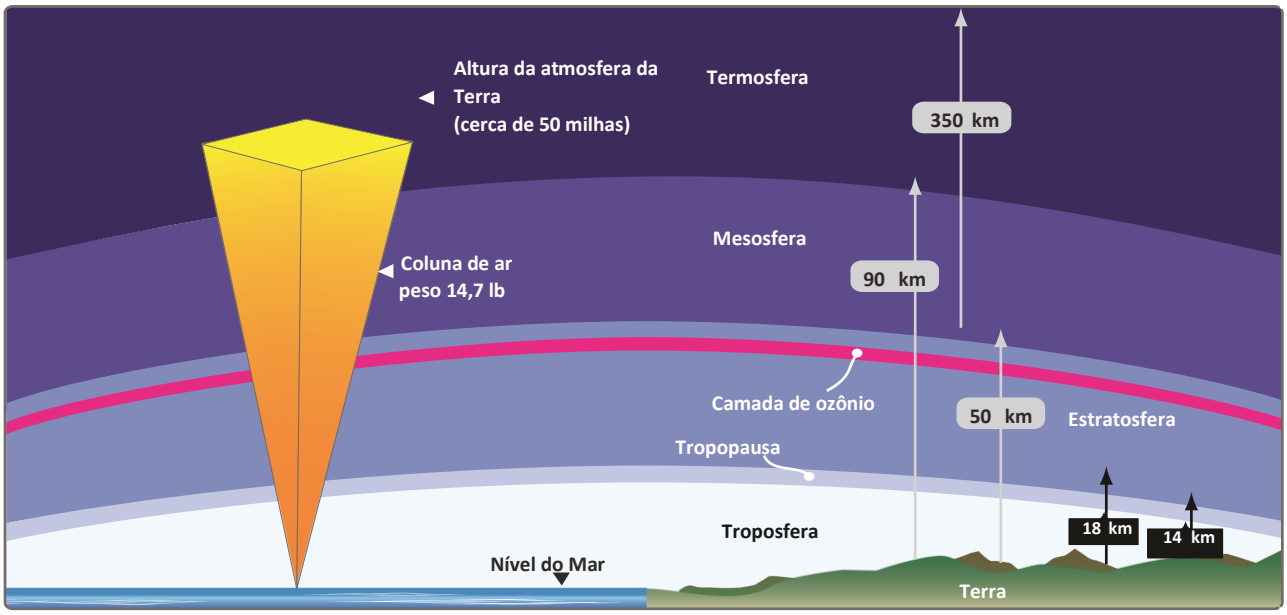
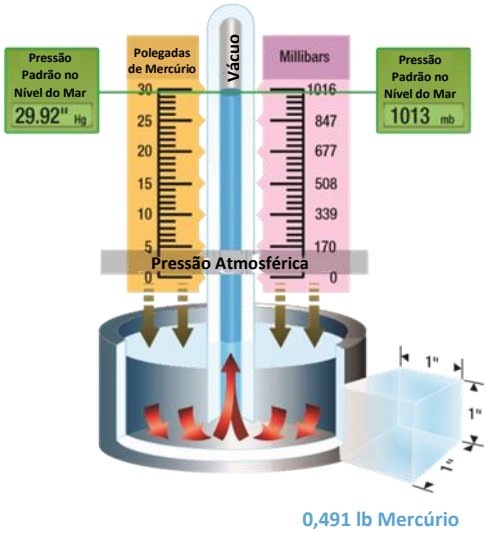


Figura 1-1. O peso exercido por uma coluna quadrada de ar que se estende do nível do mar até o topo da atmosfera é o que é medido quando se diz que a pressão atmosférica é igual a 14,7 libras por polegada quadrada.



Os aviadores frequentemente trocam referências à pressão atmosférica entre deslocamento linear (por exemplo, polegadas de mercúrio) e unidades de força (por exemplo, psi). Ao longo dos anos, a meteorologia mudou seu uso de representação de deslocamento linear de pressão atmosférica para unidades de força. A unidade de força quase universalmente usada hoje para representar a pressão atmosférica na meteorologia é o hectopascal (hPa). Um pascal é uma unidade métrica SI que expressa força em Newtons por metro quadrado. Um hectoPascal é 100 Pascals. 1013.2 hPa é igual a 14,7 psi que é igual a 29,92 Hg. (***Figura 1-3***)

A pressão atmosférica diminui com o aumento da altitude. A explicação mais simples para isso é que a coluna de ar que é pesada é menor. Como a pressão muda para uma determinada altitude é mostrado na ***Figura 1-4***. A diminuição na pressão é rápida e,

Figura 1-2. Barômetro usado para medir a pressão atmosférica.

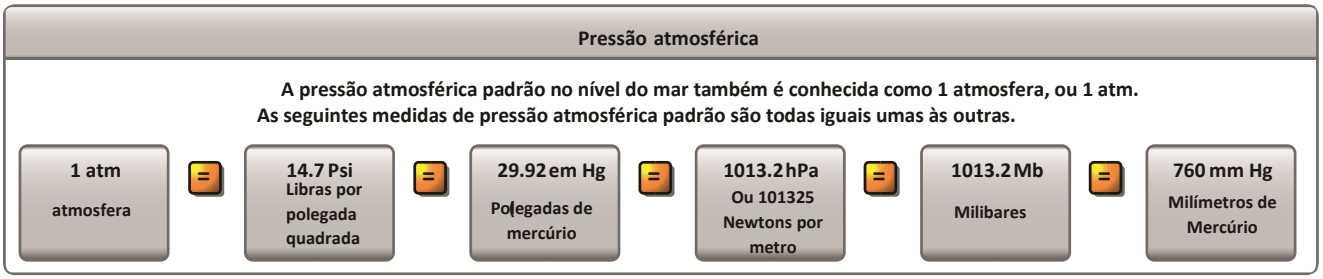


Figura 1-3. Várias representações equivalentes de pressão atmosférica no nível do mar.

a 50.000 pés, a pressão atmosférica caiu para quase um décimo do valor do nível do mar.

À medida que uma aeronave sobe, a pressão atmosférica cai, a quantidade de oxigênio diminui, e a temperatura cai. Essas mudanças de altitude afetam o desempenho de uma aeronave em áreas como sustentação e potência do motor. Os efeitos da temperatura, altitude e densidade do ar no desempenho da aeronave são cobertos nos parágrafos seguintes.

DENSIDADE

Densidade é peso por unidade de volume. Como o ar é uma mistura de gases, pode ser comprimido. Se o ar em um recipiente estiver abaixo da metade da pressão que uma quantidade igual de ar em um recipiente idêntico, o ar sob maior pressão é duas vezes mais denso que o do outro recipiente. Para o peso igual do ar, o que está sob maior pressão ocupa apenas metade do volume sob metade da pressão.

A densidade dos gases é regida pelas seguintes regras:

1. A densidade varia em proporção direta com a pressão.
2. A densidade varia inversamente com a temperatura.

Assim, o ar em altas altitudes é menos denso do que o ar em baixas altitudes, e uma massa de ar quente é menos densa do que uma massa de ar frio. Mudanças na densidade afetam o desempenho aerodinâmico das aeronaves com a mesma potência. Uma aeronave pode voar mais rápido a uma alta altitude onde a densidade do ar é baixa do que a uma baixa altitude onde a densidade é maior. Isso ocorre porque o ar oferece

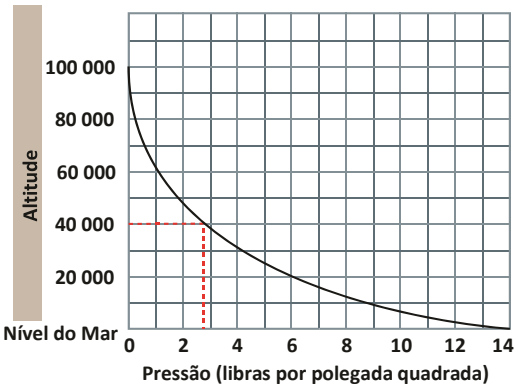


Figura 1-4. Pressão atmosférica diminuindo com altitude. Ao nível do mar a pressão é de 14,7 psi, enquanto a 40 000 pés, como mostram as linhas pontilhadas, a pressão é de apenas 2,72 psi.

menos resistência à aeronave quando contém um número menor de partículas de ar por unidade de volume.

UMIDADE

Umidade é a quantidade de vapor de água no ar. A quantidade máxima de vapor de água que o ar pode conter varia de acordo com a temperatura. Quanto maior a temperatura do ar, mais vapor de água ele pode absorver.

1. Umidade absoluta é o peso do vapor de água em um volume unitário de ar.
2. A umidade relativa é a razão, em porcentagem, da umidade no ar para a umidade que ela manteria se estivesse saturada à mesma temperatura e pressão.

Supondo que a temperatura e a pressão permaneçam as mesmas, a densidade do ar varia inversamente com a umidade. Em dias úmidos, a densidade do ar é menor do que em dias secos. Por essa razão, uma aeronave requer uma pista mais longa para decolar em dias úmidos do que em dias secos.

Por si só, o vapor de água pesa aproximadamente cinco oitavos, tanto quanto uma quantidade igual de ar perfeitamente seco. Portanto, quando o ar contém vapor de água, não é tão pesado quanto o ar seco que não contém umidade.

TEMPERATURA E ALTITUDE

As variações de temperatura na atmosfera preocupam os aviadores. Os sistemas meteorológicos produzem mudanças de temperatura perto da superfície da Terra. A temperatura também muda à medida que a altitude aumenta. A troposfera é a camada mais baixa da atmosfera. Em média, varia da superfície da Terra a cerca de 38.000 pés acima dela. Sobre os polos, a troposfera se estende por apenas 25 000 - 30.000 pés e, no equador, pode se estender até cerca de 60.000 pés. Esta natureza oblonga da troposfera é ilustrada na ***Figura 1-5***.

A maior parte da aviação civil voa na troposfera, na qual a temperatura diminui à medida que a altitude aumenta. A razão de mudança é quase constante em cerca de -2°C ou –3,5°F para cada 1000 pés de aumento de altitude. O limite superior da troposfera é a tropopausa. Caracteriza-se como uma zona de temperatura relativamente constante de -57°C ou –69°F.

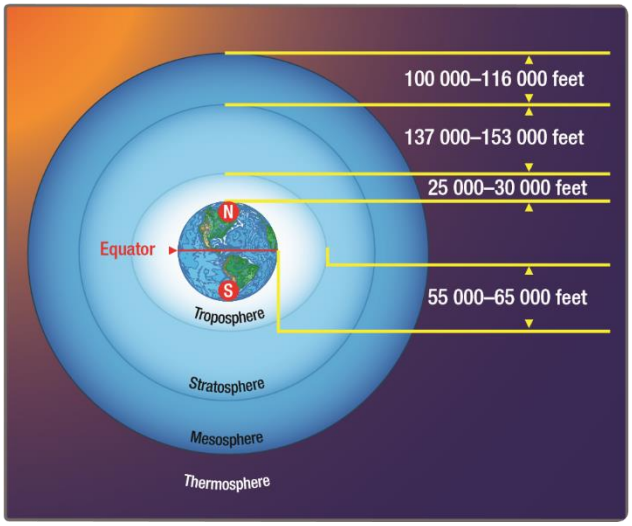


Figura 1-5. A troposfera se estende mais alto acima da superfície da Terra no equador do que nos polos.

Acima da tropopausa está a estratosfera. A temperatura aumenta com a altitude na estratosfera para perto de 0°C antes de diminuir novamente na mesosfera, que fica acima dela. A estratosfera contém a camada de ozônio que protege os habitantes da Terra de raios UV (Ultravioleta) que são prejudiciais. Alguns voos civis e numerosos voos militares ocorrem na estratosfera. O diagrama da ***Figura 1-6*** mostra as variações de temperatura em diferentes camadas Como dito, a densidade varia inversamente com a temperatura ou, à medida que a temperatura aumenta, a densidade do ar diminui. Este fenômeno explica por que em dias muito quentes, o desempenho da decolagem das aeronaves diminui. O ar disponível para combustão é menos denso. Ar com baixa densidade contém menos oxigênio total para combinar com o combustível.

ATMOSFERA PADRÃO INTERNACIONAL

A atmosfera nunca está em repouso. Pressão, temperatura, umidade e densidade do ar estão mudando continuamente. Para fornecer uma base para cálculos teóricos, comparações de desempenho e paridade de instrumentação, foram desenvolvidos valores padrão para estas e outras características da atmosfera. A Organização da Aviação Civil Internacional (OACI), a Organização Internacional para a Padronização (ISO) e vários governos estabelecem e publicam os valores conhecidos como Atmosfera Padrão Internacional. (***Figura 1-7)*** da atmosfera.

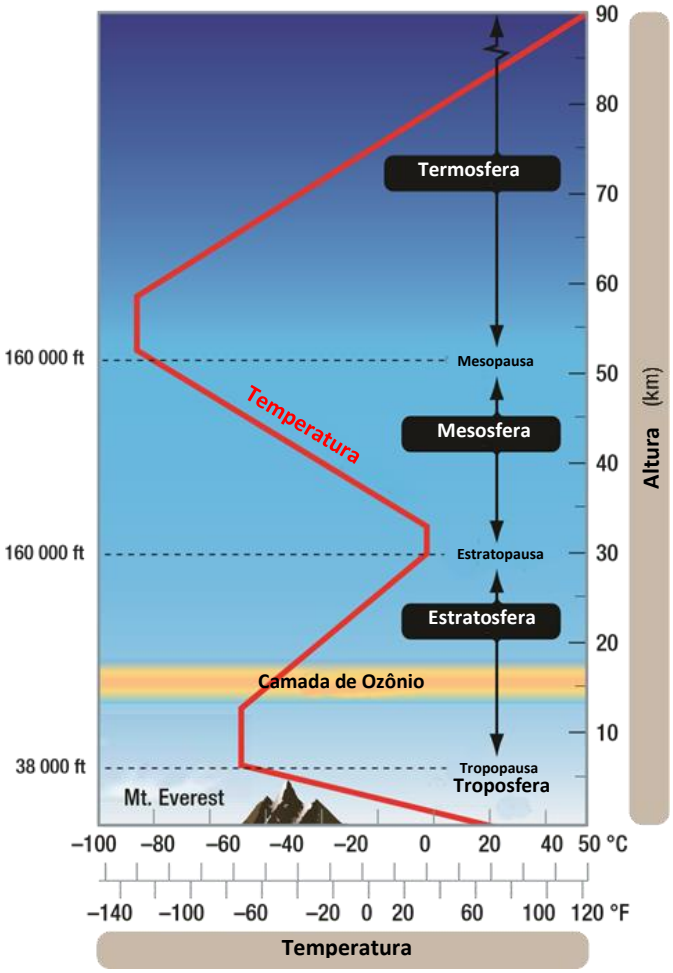


Figura 1-6. As camadas atmosféricas com mudanças de temperatura retratadas pela linha vermelha.

ALTITUDE	TEMPERATURA		PRESSÃO		DENSIDADE	
Feet	°F	°C	psi	hPa	slug/ft^3	kg/m^3
Sea Level	59	15	14.67	1013.53	0.002378	1.23
1000	55.4	13	14.17	977.16	0.002309	1.19
2000	51.9	11	13.66	941.82	0.002242	1.15
3000	48.3	9.1	13.17	908.11	0.002176	1.12
4000	44.7	7.1	12.69	874.94	0.002112	1.09
5000	41.2	5.1	12.05	843.07	0.002049	1.06
6000	37.6	3.1	11.78	812.2	0.001988	1.02
7000	34	1.1	11.34	781.85	0.001928	0.99
8000	30.5	-0.9	10.92	752.91	0.001869	0.96
9000	26.9	-2.8	10.5	724.28	0.001812	0.93
10 000	23.3	-4.8	10.11	697.06	0.001756	0.9
15 000	5.5	-14.7	8.3	571.82	0.001496	0.77
20 000	-12.3	-24.6	6.75	465.4	0.001267	0.65
25 000	-30.2	-34.5	5.46	376.01	0.001066	0.55
30 000	-48	-44.4	4.37	301.3	0.000891	0.46
35 000	-65.8	-54.3	3.47	238.42	0.000738	0.38
40 000	-69.7	-56.5	2.72	187.54	0.000587	0.3
45 000	-69.7	-56.5	2.15	147.48	0.000462	0.24
50 000	-69.7	-56.5	1.68	115.83	0.000362	0.19

Figura 1-7. Atmosfera Padrão Internacional

AERODINÂMICA

A lei de conservação da energia estabelece que a energia não pode ser criada nem destruída. Movimento é o ato ou processo de mudança de lugar ou posição. Um objeto pode estar em movimento em relação a um objeto e imóvel em relação a outro. Por exemplo, uma pessoa sentada calmamente em uma aeronave voando a 200 Kts está em repouso ou imóvel em relação à aeronave; no entanto, a pessoa e a aeronave estão em movimento em relação ao ar e à terra.

O ar não tem força ou poder, exceto pressão, a menos que esteja em movimento. Quando está se movendo, no entanto, sua força se torna aparente. Um objeto em movimento em ar imóvel tem uma força exercida sobre ele como resultado de seu próprio movimento. Não faz diferença no efeito, então, se um objeto está se movendo em relação ao ar ou o ar está se movendo em relação ao objeto, o fluxo de ar ao redor de um objeto causado pelo movimento do ar ou do objeto, ou ambos, é chamado de vento relativo.

VELOCIDADE E ACELERAÇÃO

Os termos *velocidade* e *velocidade no ar* são frequentemente usados intercambiavelmente, mas eles não têm o mesmo significado. *Velocidade* é a razão de movimento em relação ao tempo, e *velocidade do ar* é a razão de movimento em uma direção particular em relação ao tempo (vetorial).

Uma aeronave decola a partir de Nova York e voa 10 horas a uma velocidade média de 260 quilômetros por hora (km/h). No final deste tempo, a aeronave pode estar sobre o Oceano Atlântico, Canadá, Golfo do México ou, se seu voo estivesse em um caminho circular, pode até estar de volta sobre Nova York. Se esta mesma aeronave voasse a uma velocidade de 260 km/h em direção sudoeste, chegaria em Dallas, TX em cerca de 10 horas. Apenas a razão de movimento é indicada no primeiro exemplo e denota a velocidade da aeronave. No último exemplo, a direção específica é incluída com a razão de movimento, assim, denotando a velocidade no ar da aeronave.

A aceleração é definida como a razão de mudança de velocidade. Uma aeronave que aumenta a velocidade é um exemplo de aceleração positiva, enquanto outra aeronave reduzindo sua velocidade é um exemplo de aceleração negativa, ou desaceleração.

AS LEIS DE NEWTON

As leis fundamentais que regem a ação do ar sobre uma asa são conhecidas como leis de newton.

A primeira lei de Newton é normalmente referida como a lei da inércia. Ela simplesmente afirma que um corpo em repouso não se move a menos que uma força seja aplicada a ele. Se um corpo estiver se movendo em velocidade uniforme em linha reta, deve-se aplicar uma força para aumentar ou diminuir a velocidade.

De acordo com a lei de Newton, como o ar tem massa, é um corpo. Quando uma aeronave está no chão com seus motores desligados, a inércia mantém a aeronave em repouso. Uma aeronave é movida de seu estado de descanso pela força do empuxo criada por uma hélice, ou pelo escapamento em expansão, ou ambos. Quando uma aeronave está voando em velocidade uniforme em linha reta, a inércia tende a manter a aeronave em movimento. Alguma força externa é necessária para mudar a aeronave de sua trajetória de voo.

A segunda lei de Newton diz que se um corpo se movendo com velocidade uniforme e sofre uma força externa, a mudança de movimento é proporcional à quantidade da força, e o movimento ocorre na direção em que a força age. Esta lei pode ser declarada matematicamente da seguinte forma:

Força = aceleração × em massa ($F = m.a$)

Se uma aeronave está voando contra um vento contrário, ela é desacelerada. Se o vento está vindo de ambos os lados da direção da aeronave, a aeronave é empurrada para fora do curso a menos que o piloto tome medidas corretivas contra a direção do vento.

A terceira lei de Newton é a lei da ação e da reação. Esta lei estabelece que para cada ação (força) há uma reação igual e oposta (força). Esta lei pode ser ilustrada pelo exemplo de disparar uma arma. A ação é o movimento para frente da bala enquanto a reação é o recuo para trás da arma. As três leis de movimento que foram discutidas aplicam-se à teoria de voo. Em muitos casos, todas as três leis podem estar operando em uma aeronave ao mesmo tempo.

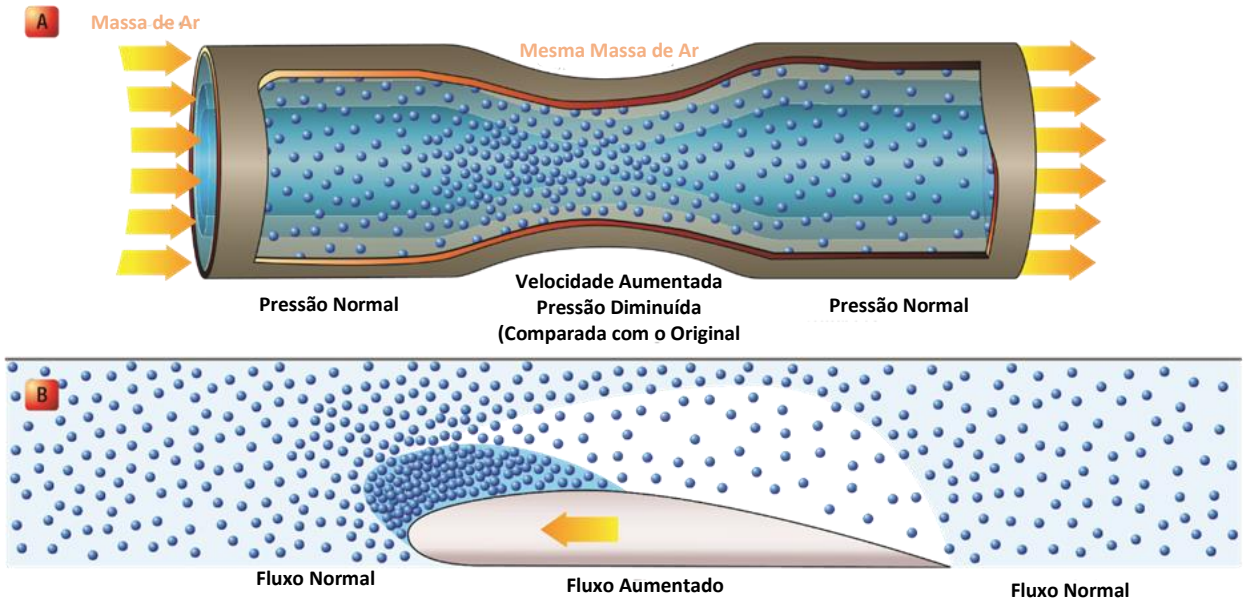


Figura 2-1. Princípio de Bernoulli

FLUXO DE AR EM TORNO DE UM CORPO

PRINCÍPIO E FLUXO SUBSÔNICO DE BERNOULLI

O princípio de Bernoulli afirma que quando um fluido (ar) fluindo através de uma sonda atinge uma constrição, ou estreitamento do tubo, a velocidade do fluido que flui através dessa constrição aumenta e sua pressão diminui. A superfície da cambra (curvada) de um aerofólio (asa) afeta o fluxo de ar exatamente como uma constrição em um tubo que afeta o fluxo de ar. (***Figura 2-2***) Diagrama A da (***Figura 2-1***) ilustra o efeito do ar passando por uma constrição em um tubo. Em B, o ar está fluindo além de uma superfície curva, como um aerofólio, e o efeito é semelhante ao do ar que passa por uma constrição.

Um *aerofólio* é uma superfície projetada para obter uma sustentação através do ar no qual se move. À medida que o ar flui sobre a superfície superior curva de um aerofólio, sua velocidade aumenta e sua pressão diminui; uma área de baixa pressão é formada. Há uma área de maior pressão sobre a superfície inferior do aerofólio, e essa maior pressão tende a mover a asa para cima. A diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior da asa é chamada de *sustentação*. Três quartos da sustentação total de um aerofólio é o resultado da diminuição da pressão sobre a superfície superior. O impacto do ar na superfície inferior de um aerofólio produz o outro quarto da sustentação total.

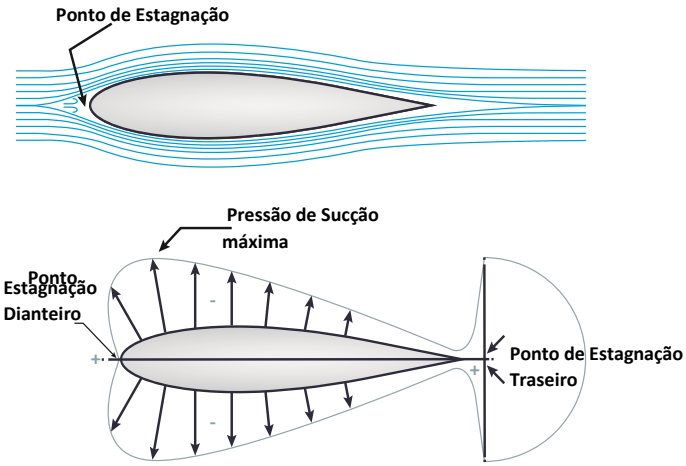


Figura 2-2. Distribuição de velocidade do fluxo de ar sobre um aerofólio simétrico (topo); e a pressão resultante (inferior).

Note que, para se adequar ao modelo do Princípio de Bernoulli, o fluxo de ar sobre as superfícies das asas deve ser laminar. O fluxo de ar laminar refere-se ao fluxo de ar que está fluindo em um fluxo suave e consistente. O fluxo turbulento também é possível. É aqui que o ar que flui sobre a superfície já não adere tão de perto a ela. O fluxo é mais espesso e mais rápido, no entanto, alguma sustentação é produzida. Quando o fluxo de ar realmente se separa da superfície de uma asa, ocorre um tipo diferente de turbulência. Este tipo de turbulência não produz sustentação e o Princípio de Bernoulli não se aplica. Mais discussão sobre esses fenômenos ocorrem abaixo na seção intitulada Camada Limite e Efeitos do Atrito.

O fluxo de ar livre é aquele que está fluindo sem obstrução antes de envolver a estrutura da aeronave. A velocidade do fluxo livre é igual à velocidade da aeronave. A pressão do fluxo de ar livre é a pressão estática. Quando o fluxo livre chega à estrutura da aeronave, como a asa, deve fluir ao redor das áreas superficiais. Ao fazê-lo, a pressão e a velocidade do ar mudam dependendo da forma da asa. Há um ponto na frente da estrutura, no entanto, onde a velocidade do ar é zero. Este é conhecido como ponto de estagnação.

Padrões típicos de fluxo de ar mostram a relação entre pressão estática e velocidade definida por Bernoulli. Na aerodinâmica, quando a pressão positiva é mencionada, refere-se a pressões acima da pressão atmosférica. Pressão negativa ou pressão de sucção é menor que a pressão atmosférica. Qualquer objeto colocado em uma corrente de ar terá o impacto do ar ou estagnará em algum momento perto do bordo de ataque da asa. A pressão neste momento de estagnação será uma pressão estática absoluta igual à pressão total da corrente de ar. Em outras palavras, a pressão estática no ponto de estagnação será maior do que a pressão atmosférica pela quantidade da pressão dinâmica da corrente de ar. À medida que o fluxo se divide e prossegue ao redor do objeto, o aumento da velocidade local produz diminuição na pressão estática. Este procedimento de fluxo é melhor ilustrado pelos padrões de fluxo e distribuições de pressão da ***Figura 2-2***.

Observe que as "aerodinâmicas" no diagrama mostram a velocidade do fluxo de ar. Quando eles estão próximos, existe uma alta velocidade nesse ponto e quando eles estão distantes, existe uma baixa velocidade nesse ponto. As setas vetoriais no diagrama mostram a magnitude e a direção da baixa pressão causada pelo aumento da velocidade do fluxo de ar.

Upwash e Downwash

Como o objeto na ***Figura 2-2*** é um aerofólio simétrico, o fluxo de ar relativo que o atinge flui acima e abaixo do aerofólio da mesma forma. As pressões são as mesmas e nenhuma sustentação é produzida. Remodelando o aerofólio ou inclinando-o em relação ao fluxo de ar relativo, ocorre um fluxo desigual sobre as superfícies superior e inferior. Isso causa pressão desigual acima e abaixo do aerofólio que resulta na criação de sustentação. Simplesmente inclinando o mesmo aerofólio simétrico, ocorre um aumento na sucção da superfície superior e a diminuição da velocidade na superfície inferior causa uma diminuição na sucção da superfície inferior. Além disso, o upwash é gerado à frente do aerofólio, o ponto de estagnação dianteiro se move sob o bordo de ataque, e um downwash é evidente atrás do aerofólio. (Upwash and downwash são as direções de deflexão do ar enquanto negocia seu caminho em torno do aerofólio.) A distribuição de pressão no aerofólio agora fornece uma força líquida perpendicular à corrente de ar na direção ascendente. Isso é sustentação. (***Figura 2-3***) A criação da sustentação é discutida com maior detalhe abaixo.

Fluxo livre

Fluxo livre, que também é conhecido como Fluxo relativo de ar, é o ar que está longe o suficiente ou longe da aeronave onde sua pressão, temperatura ou velocidade relativa ainda não foi, ou não será afetado pela passagem da aeronave através dele.

CAMADA LIMITE E EFEITOS DO ATRITO

No estudo da física e da mecânica dos fluidos, uma *camada limite* é aquela camada de fluido nas proximidades de uma superfície delimitadora. Em relação a uma aeronave, a camada limite é a parte do fluxo de ar mais próxima da superfície da aeronave. Na concepção de aeronaves de alto desempenho, uma atenção considerável é dada ao controle do comportamento da camada limite para minimizar o arrasto de pressão e o arrasto de atrito da superfície.

Como o ar tem viscosidade (resistência interna ao fluxo), o ar encontra resistência para fluir sobre uma superfície. A natureza viscosa do fluxo de ar reduz as velocidades locais em uma superfície e isso explica o arrasto de atrito da superfície. O retardo das partículas de ar devido à viscosidade é maior imediatamente adjacente à superfície. Na própria superfície de um objeto, as partículas de ar estão a uma velocidade relativa de quase zero. Acima desta área outras partículas experimentam um retardo sucessivamente

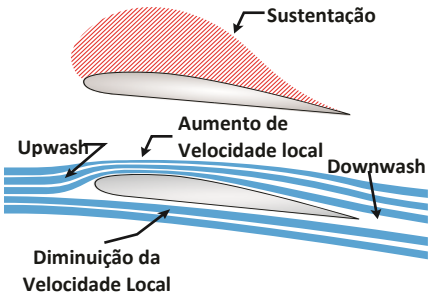


Figura 2-3. Fluxo de ar desigual, pressão desigual, lavagem e queda são todos causados pela inclinação do aerofólio em relação ao fluxo de ar livre.

menor até que, finalmente, a alguma distância acima da superfície, a velocidade local atinge o valor total da corrente de ar acima da superfície.

Esta camada de ar sobre a superfície que mostra o retardo local do fluxo de ar devido a viscosidade é a camada limite. As características desta camada limite são ilustradas na ***Figura 2-4*** com o fluxo de ar sobre uma placa plana lisa.

FLUXO LAMINAR E TURBULENTO

O fluxo inicial em uma superfície lisa dá evidência de uma camada limite muito fina com o fluxo ocorrendo em laminações lisas. O fluxo da camada limite perto do bordo de ataque é semelhante a camadas ou laminações de ar deslizando suavemente sobre o outro. O termo para este tipo de fluxo é a camada limite "laminar", como mencionado anteriormente. Este fluxo laminar suave existe sem que as partículas de ar se movam a uma determinada sustentação acima da superfície.

À medida que o fluxo continua em volta do bordo de ataque, as forças de atrito na camada limite continuam a dissipar a energia da corrente de ar e a camada limite laminar aumenta na espessura com a distância do bordo de ataque. Depois de alguma distância do bordo de ataque, a camada limite laminar começa com uma perturbação oscilatória que é instável. Uma ondulação ocorre na camada limite laminar que, em última análise, cresce mais, ficando mais grave e destrói o fluxo laminar suave. Assim, ocorre uma transição na qual a camada limite laminar se transforma em uma camada limite "turbulenta". O mesmo tipo de transição pode ser notado na fumaça de um cigarro no ar. Em primeiro lugar, a fita de fumaça é lisa e laminar, em seguida, desenvolve uma ondulação definitiva e se transforma em um padrão de fumaça turbulenta e aleatória.

Assim que a transição para a camada limite turbulenta ocorre, a camada limite engrossa e cresce a uma velocidade mais rápida. (O fluxo de pequena escala e turbulenta dentro da camada limite não deve ser confundido com a turbulência em larga escala associada à separação do fluxo de ar.) O fluxo na camada limite turbulenta permite que as partículas de ar viajem de uma camada para outra produzindo uma troca de energia. No entanto, algum pequeno fluxo laminar continua a existir nos níveis muito mais baixos da camada limite turbulenta e é referido como a "subcamada laminar".

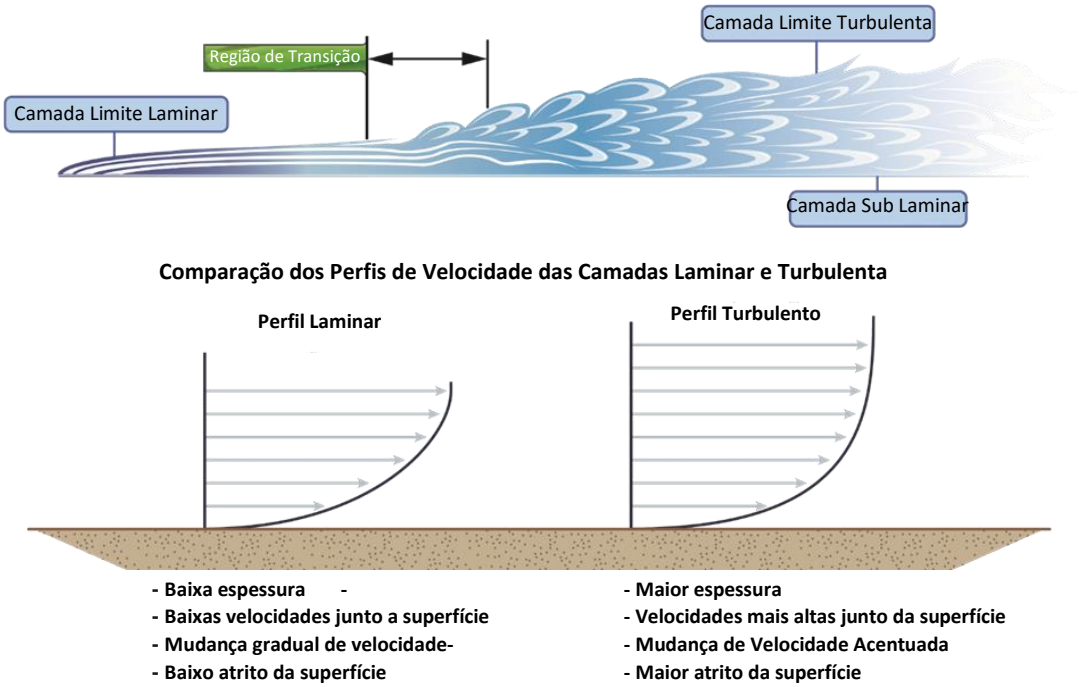


Figura 2-4. Características da camada limite.

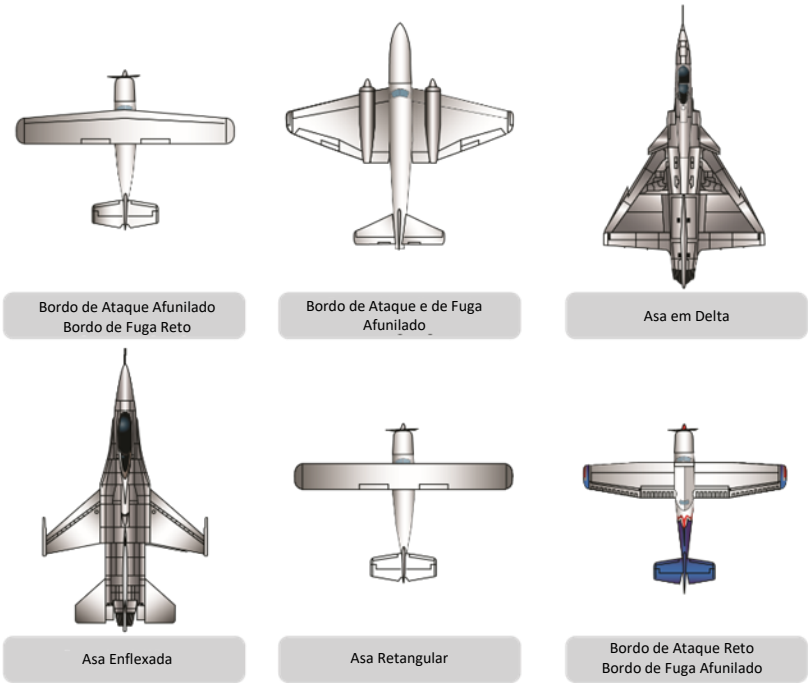


Figura 2-5. Várias formas de plano de asa.

A turbulência que existe na camada limite permite determinar o ponto de transição por vários meios. Uma vez que a camada limite turbulenta transfere calor mais facilmente do que a camada laminar, geadas, água e filmes de óleo serão removidos mais rapidamente da área atrás do *ponto de transição*. Além disso, uma pequena sonda pode ser anexada a um estetoscópio e posicionada em vários pontos ao longo de uma superfície. Quando a sonda estiver na área laminar, um baixo "assobio" será ouvido. Quando a sonda estiver na área turbulenta, um "estalo" afiado será audível. A fim de comparar as características das camadas limite laminar e turbulentas, os perfis de velocidade (a variação da velocidade da camada limite com a altura acima da superfície) devem ser comparadas em condições que possam produzir fluxo laminar ou turbulento.

Os perfis típicos de laminar e turbulentos são mostrados na ***Figura 2-4***. O perfil de velocidade da camada limite turbulenta mostra uma mudança inicial muito mais nítida da velocidade, mas uma altura maior (ou espessura da camada limite) necessária para atingir a velocidade livre do fluxo.

Como resultado dessas diferenças, uma comparação mostra:

1. A camada limite turbulenta tem um perfil de velocidade mais completo e tem velocidades locais mais altas imediatamente adjacentes à superfície. A camada limite turbulenta tem maior energia cinética no fluxo de ar próximo à superfície.
2. Na superfície, a camada limite laminar tem uma menor mudança de velocidade com distância acima da superfície. Uma vez que a tensão de cisalhamento é proporcional ao gradiente de velocidade, o gradiente de velocidade mais baixo da camada limite laminar é evidência de um menor arrasto de atrito na superfície. Em condições de fluxo onde uma camada limite turbulenta e um laminar pode existir, o atrito da superfície laminar é cerca de um terço que para o fluxo turbulento. E embora o arrasto de baixo atrito da camada limite laminar seja desejável, a transição para o fluxo de camada limite turbulenta é natural e em grande parte inevitável.

FORMATOS E VORTICES

A discussão anterior das forças aerodinâmicas dizia respeito às propriedades das seções do aerofólio em um fluxo bidimensional sem considerar a influência da *forma do perfil.* A forma do perfil é a forma ou contorno de uma asa de aeronave projetada em um plano horizontal. (***Figura 2-5***) Quando os efeitos da forma de perfil da asa são introduzidos, a atenção deve ser direcionada à existência de componentes de fluxo na direção da extensão. Em outras palavras, as propriedades da seção do aerofólio consideradas até agora lidam com o fluxo em duas dimensões. As propriedades do perfil consideram o fluxo em três dimensões.

A pressão acima da asa é menor que a pressão atmosférica, e a pressão abaixo da asa é igual ou maior

que a pressão atmosférica. Uma vez que os fluidos sempre se movem da alta pressão para a baixa pressão, além do movimento do ar sobre a asa que é da frente para a traseira, há também um movimento de ar da parte inferior da asa para fora da fuselagem e para cima em torno da ponta da asa. Esse fluxo de ar resulta em um derramamento sobre a ponta da asa, configurando assim um redemoinho de ar chamado "*vórtice*". (***Figura 2-6***)

À medida que a diferença na pressão entre o ar na parte inferior e superior da asa aumenta, mais sustentação é gerada. Esse diferencial de pressão aumentado também causa vórtices mais violentos. Pilotos de aeronaves de pequeno porte devem ser especialmente vigilantes ao voar atrás de aeronaves de grande porte. Os vórtices que saem das asas de uma aeronave de categoria de transporte podem causar perda de controle se encontrados antes de terem tempo de se dissipar na atmosfera.

Note que o ar na superfície superior da forma do perfil da asa tem uma tendência a mover-se em direção à fuselagem e fora do bordo de fuga, como mostrado pelas setas azuis na ***Figura 2-6***.

Esta corrente de ar forma um vórtice semelhante a um vórtice de ponta de asa, mas na parte interna da borda da asa. Todos os vórtices aumentam o arrasto por causa da turbulência produzida, e constituem arrasto induzido. Os vórtices aumentam à medida que a sustentação (e o arrasto) aumentam. Arrasto será discutido em mais detalhes mais tarde neste módulo.

Assim como a sustentação aumenta a medida em que há aumento do ângulo do aerofólio para o vento relativo, o arrasto também aumenta à medida que o ângulo se torna maior. Isso ocorre porque, dentro dos limites, à medida que o ângulo é aumentado, a diferença de pressão entre a parte superior e inferior da asa torna-se maior. Isso faz com que vórtices mais violentos sejam criados, resultando em mais turbulência e mais arrasto induzido.

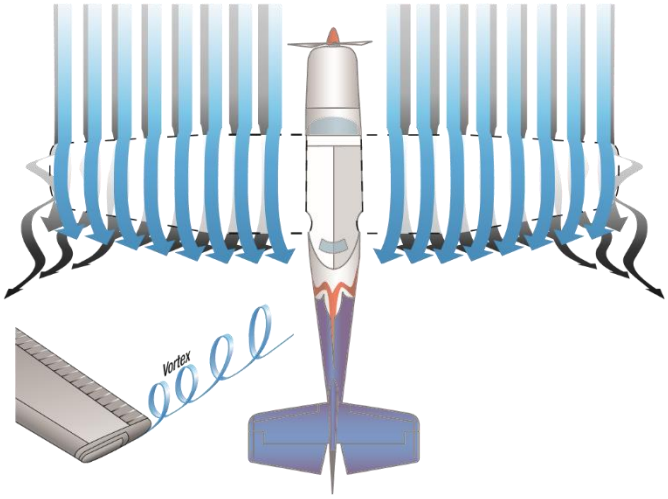


Figura 2-6. Vórtices de ponta de asa.

TERMOS AERODINÂMICOS

CORDA E CAMBRA

Antes de continuar a discussão sobre aerodinâmica, alguns termos são definidos e ilustrações consideradas. A *corda* de uma asa é a largura da asa desde o ápice do bordo de ataque até a borda de fuga. A *linha da corda* é uma linha que retrata a corda que se estende para a frente do bordo de ataque. É usado para referência angular da corda. (***Figura 2-9***) A corda média é a área da asa dividida pela seção da asa. A *corda aerodinâmica média* é a distância média do bordo de ataque até o bordo de fuga da asa. Devido aos muitos projetos de forma de asa, a corda aerodinâmica média não é necessariamente o meio caminho da fuselagem para a ponta da asa como está em uma asa perfeitamente retangular. No entanto, a corda aerodinâmica média tem metade da superfície da asa em cada lado. (***Figura 2-7***) A corda aerodinâmica média é usada no cálculo da estabilidade e outros fatores de design.

O ângulo agudo que a corda de asa faz com o eixo longitudinal da aeronave é chamado de ângulo de incidência. (***Figura 2-8***)

O *ângulo de incidência* na maioria dos casos é um ângulo fixo por construção. Quando o bordo de ataque da asa é mais alto do que o bordo de fuga, diz-se que o ângulo de

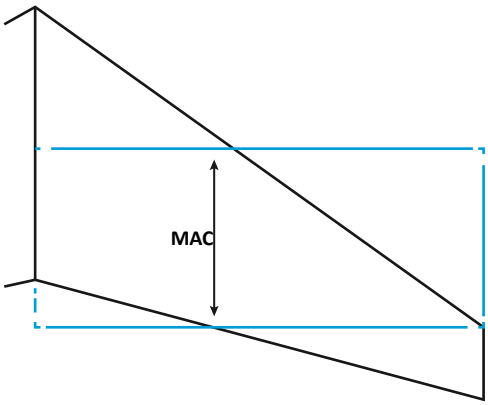


Figura 2-7. Corda aerodinâmica média (MAC).

incidência é positivo. O ângulo de incidência é negativo quando o bordo de ataque é menor do que a borda de fuga da asa.

Outras características únicas das asas incluem “washin” e “washout”. Uma asa não precisa ser construída plana em uma única planície. Uma asa pode ser torcida da raiz para a ponta, a fim de fornecer melhores características aerodinâmicas, especialmente características de estol. Quando uma asa é torcida para baixo na ponta de modo que o ângulo de incidência é menor na ponta da asa do que na raiz da asa, é chamado de *washout*. Se a asa for torcida na direção oposta para que o ângulo de incidência da ponta da asa seja maior do que na raiz da asa, é chamado de *washin*.

Consulte a ***Figura 2-9*** para esclarecer os seguintes termos. A cambra de uma asa é a curva da superfície superior da asa. A superfície inferior da asa também tem cambra. A linha de cambra média está dentro da asa no meio do caminho entre a cambra superior e a cambra inferior. A Cambra máxima está localizada onde a linha da cambra média é a maior distância da linha da corda.

AEROFÓLIOS

Uma vez que um *aerofólio* é uma superfície projetada para obter sustentação do ar através do qual se move, pode-se afirmar que qualquer parte da aeronave que converte resistência ao ar em sustentação é um aerofólio. O perfil de uma asa convencional é um excelente exemplo de um aerofólio. (***Figura 2-10***)

Observe que a superfície superior do perfil da asa tem maior curvatura do que a superfície inferior.

A diferença na curvatura das superfícies superior e inferior da asa cria a força de sustentação. O ar que flui sobre a superfície superior da asa deve atingir a borda da asa na mesma quantidade de tempo que o ar que flui sob a asa. Para isso, o ar que passa sobre a superfície superior se move a uma velocidade maior do que o ar passando abaixo da asa por causa da maior distância que deve percorrer ao longo da superfície superior. Esse aumento da velocidade, de acordo com o Princípio de Bernoulli, significa uma diminuição correspondente da pressão na superfície superior. Assim, cria-se um diferencial de pressão entre as superfícies superior e inferior da asa, forçando a asa para cima na direção da pressão inferior.

Figura 2-8 Ângulo de Incidência

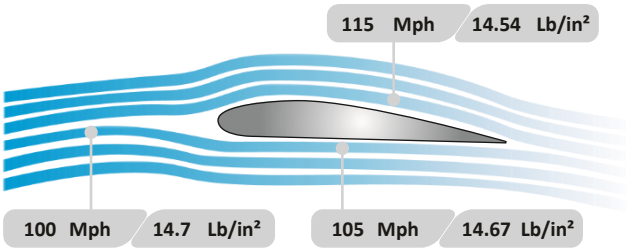


Figura 2-10. Fluxo de ar sobre uma seção de asa.

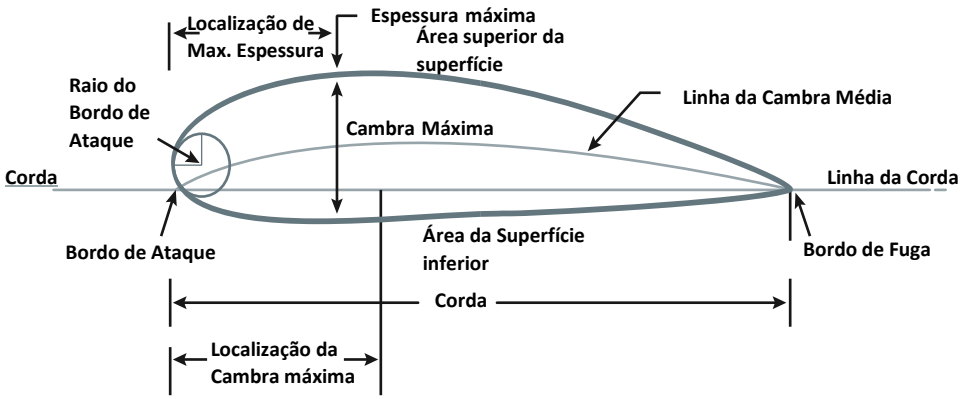


Figura 2-9 Corda e Cambra da Asa

Forma do Aerofólio

As propriedades individuais da seção do aerofólio diferem das propriedades de toda a asa ou aeronave como um todo devido ao efeito da forma do plano da asa. Uma asa pode ter várias seções de aerofólio da raiz a ponta, como afunilamento, torção e outras. As propriedades aerodinâmicas resultantes da asa são determinadas pela ação de cada seção ao longo da sua extensão.

A forma do aerofólio determina a quantidade de turbulência ou atrito da superfície que produz, consequentemente afetando a eficiência da asa. A turbulência e o atrito da superfície são controlados principalmente pela *razão de finura*, que é definida como a razão da corda do aerofólio à sua espessura máxima. Se a asa tem uma alta razão de finura, é uma asa muito fina. Uma asa grossa tem uma baixa razão de finura. Uma asa com alta razão de finura produz uma grande quantidade de atrito de superfície. Uma asa com baixa razão de finura produz uma grande quantidade de turbulência. A melhor asa é um compromisso entre esses dois extremos para manter a turbulência e o atrito de superfície ao mínimo.

A ***Figura 2-11*** ilustra uma grande variedade de formas de aerofólio.

Asas de alta sustentação e dispositivos de alta sustentação para asas foram desenvolvidos moldando os aerofólios para produzir o efeito desejado. A quantidade de sustentação produzida por um aerofólio aumenta com um aumento na cambra da asa. Como dito, cambra refere-se à curvatura de uma superfície do aerofólio acima e abaixo da linha da corda. Cambra superior refere-se à superfície superior, cambra inferior para a superfície inferior, e significa cambra para a linha média da seção. A Cambra é positiva quando a partida da linha da corda é para fora e negativa quando está para dentro. Assim, as asas de alta sustentação têm uma grande cambra positiva na superfície superior e um cambra ligeiramente negativa na superfície inferior.

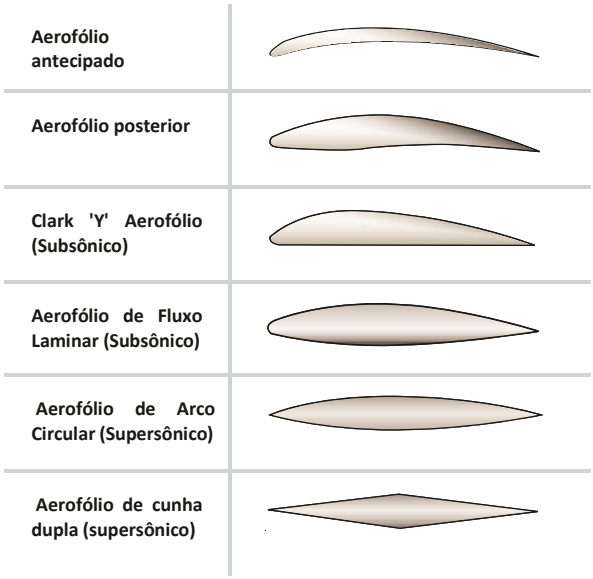


Figura 2-11. Projetos de aerofólio.

Flaps de asa fazem com que uma asa comum se aproxime dessa mesma condição aumentando a cambra superior e criando um cambra inferior negativa. Também se sabe que quanto maior for a envergadura, em comparação com a corda, maior a sustentação obtida. Essa comparação é chamada *de proporção*. Quanto maior a proporção, maior a sustentação. Apesar dos benefícios do aumento da proporção, há limitações definidas por considerações estruturais e de arrasto. Por outro lado, um aerofólio que possui um fluxo perfeitamente alinhado e oferece pouca resistência ao vento às vezes não tem capacidade de sustentação suficiente para tirar a aeronave do solo. Assim, aeronaves modernas possuem aerofólios que atingem um meio termo entre os extremos, onde a forma depende dos propósitos da aeronave para a qual é projetada.

Wash-out/Wash-in

Wash-out é o ângulo decrescente de ataque (ou torção) embutido em asas desde a raiz até as pontas. O propósito do wash-out é ter a raiz da asa com um ângulo de ataque maior do que a ponta que, em seguida, faz com que a raiz estole antes da ponta. (***Figura 2-12***) Isso permite ao piloto manter maior controle da aeronave durante um estol.

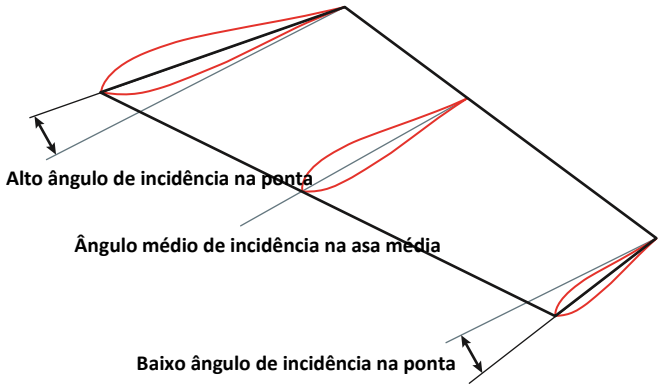


Figura 2-12. O Washout em uma asa mostra como o ângulo de ataque da raiz da asa é maior do que as pontas

Wash-out é particularmente importante se a aeronave possui asas enflexadas. Quando as asas enflexadas estolam, o centro de pressão da asa se move para frente e para dentro em direção à raiz devido ao fluxo de ar que se move para a ponta da asa. Isso faz com que o nariz da aeronave se levante mais empurrando-o ainda mais para o estrol. Isso pode ser muito perigoso e pode fazer a aeronave ficar totalmente fora de controle. Adicionar wash-out a uma asa evita que as pontas estolem e também mantém os ailerons eficazes durante um estol.

Wash-in seria o oposto de wash-out dando um ângulo mais alto de ataque para as pontas da asa do que para a raiz da asa. Isso não seria desejável e não é usado em aeronaves.

FORÇAS EM VOO

Há quatro forças que agem sobre uma aeronave em voo: empuxo, peso, sustentação e arrasto. Uma breve descrição de cada uma é dada. Uma discussão sobre ângulo de ataque, sustentação e arrasto se segue.

1. *Empuxo* - a força que move a aeronave para a frente. Empuxo é a força para frente produzida pelo motor que supera a força do arrasto.
2. *Gravidade ou peso* - a força que puxa a aeronave em direção à Terra. Peso é a força da gravidade agindo para baixo sobre tudo o que entra na aeronave, como a própria aeronave, tripulação, combustível e carga.
3. *Sustentação* - a força que empurra a aeronave para cima. A sustentação age verticalmente e neutraliza os efeitos do peso.
4. Arrasto - a força que exerce uma ação de frenagem para segurar a aeronave. O arrasto é uma força para trás e é causado pela interrupção do fluxo de ar pelas asas, fuselagem e objetos salientes.

A ***Figura 2-13*** ilustra os vetores dessas quatro forças. Eles só estão em perfeito equilíbrio quando a aeronave está em voo reto e nivelado.

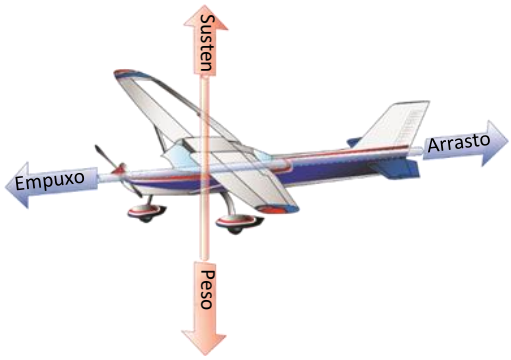


Figura 2-13. Forças em ação durante o voo.

RESULTADO AERODINÂMICO

Uma aeronave em voo é continuamente afetada por empuxo, peso, sustentação e arrasto. As direções em que as forças agem são conhecidas. A magnitude das forças pode ser calculada. Quando as forças não estão em equilíbrio, uma força resultante existirá. Esta é a força combinada de todas as forças agindo na aeronave. Em todos os tipos de voo, os cálculos de voo são baseados na magnitude e direção das quatro forças.

As forças de sustentação e arrasto são o resultado direto da relação entre o vento relativo e a aeronave. A força da sustentação sempre age perpendicular ao vento relativo, e a força do arrasto sempre age paralelamente e na mesma direção que o vento relativo. Essas forças são, na verdade, os componentes que produzem uma força de sustentação resultante na asa. (***Figura 2-14***)

Figura 2-14. Resultante da sustentação e arrasto.

GERADOR DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO

Como dito, a sustentação é a força que empurra a aeronave para cima. O *Ângulo de Ataque (AOA)* é o ângulo entre o vento relativo e a linha da corda da asa. Dentro dos limites, a sustentação pode ser aumentada aumentando o ângulo de ataque, área de asa, velocidade, densidade do ar, ou alterando a forma ou o tamanho do aerofólio. Quando a força da sustentação na asa de uma aeronave é igual à força da gravidade, a aeronave mantém o nível de voo.

Arrasto é a força que se opõe ao empuxo criado para mover a aeronave para a frente. O arrasto induzido é uma consequência inevitável da criação da sustentação. É causada pelo downwash na borda de ataque da asa que encontra o ar que flui sob a asa e o movimento geral dos vórtices criados por isso em direção à ponta da asa onde vórtices de ponta de asa são criados. Quanto maior a sustentação, maior o diferencial de pressão entre esses dois fluxos de ar, o que aumenta o arrasto induzido. Uma vez que a

sustentação é capaz de ser aumentada aumentando o ângulo de ataque, também é no arrasto induzido. Uma discussão sobre os vários tipos de arrasto e sua produção ocorre após um exame do ângulo de ataque.

COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO

Engenheiros calculam um Coeficiente de Sustentação (C_L) para modelar todas as variáveis complexas que contribuem para a geração de sustentação. Ele incorpora a forma e a área do aerofólio, o ângulo de ataque, e várias condições de fluxo, como densidade do ar e velocidade. Em suma, o *coeficiente de sustentação* é uma relação entre pressão de sustentação e pressão dinâmica e é uma função da forma da asa e ângulo de ataque. Um Coeficiente de Arrasto (C_D) também pode ser calculado. Da mesma forma, o coeficiente de arrasto incorpora as variáveis complexas que contribuem para a formação do arrasto. É a razão da pressão de arrasto para pressão dinâmica. O coeficiente de arrasto aumenta com o ângulo de ataque e inclui todos os tipos de arrasto como pode ser visto na seção no arrasto abaixo.

RELAÇÃO SUSTENTAÇÃO/ARRASTO

Arrasto é o preço pago para obter sustentação. A relação Sustentação para Arrasto (L/D) é a quantidade de sustentação gerada por uma asa ou aerofólio em comparação com o seu arrasto. Uma razão de L/D indica eficiência do aerofólio. Aeronaves com maiores proporções de L/D são mais eficientes do que aquelas com menores proporções de L/D. Em voo não acelerado com os dados de sustentação e arrasto estáveis, as proporções do coeficiente de sustentação (C_L) e Coeficiente de Arrasto (C_D) podem ser calculadas para um AOA específico. (***Figura 2-15***)

A razão L/D é determinada dividindo o C_L pelo C_D, que é o mesmo que dividir a equação da sustentação pela equação de arrasto. Todos os termos, exceto coeficientes, são cancelados.

L = Sustentação em libras
D = Arrasto

Onde L é a força de sustentação em libras, C_L é o coeficiente de sustentação, **ρ** é densidade expressa em slugs por pé cúbico, V é velocidade em pés por segundo, q é pressão dinâmica por metro quadrado, e S é a área de asa em pés quadrados.

C_D = Razão da pressão de arrasto para pressão dinâmica. Normalmente em ângulos baixos de ataque, o coeficiente de arrasto é baixo e pequenas mudanças no ângulo de ataque criam apenas pequenas alterações no coeficiente de arrasto. Em ângulos de ataque elevados, pequenas mudanças no ângulo de ataque causam mudanças significativas no arrasto.

$$\frac{L = C_L \cdot \rho \cdot V2 \cdot S}{2}$$

$$\frac{D = C_D \cdot \rho \cdot V2 \cdot S}{2}$$

As fórmulas acima representam o Coeficiente de Sustentação (C_L) e o Coeficiente de Arrasto (C_D), respectivamente. A forma de um aerofólio e outros dispositivos de produção de sustentação (por exemplo, flaps) afetam a produção de sustentação e alteram com modificações no AOA. A relação sustentação/arrasto é determinada dividindo o coeficiente de sustentação pelo coeficiente de arrasto, C_L/C_D.

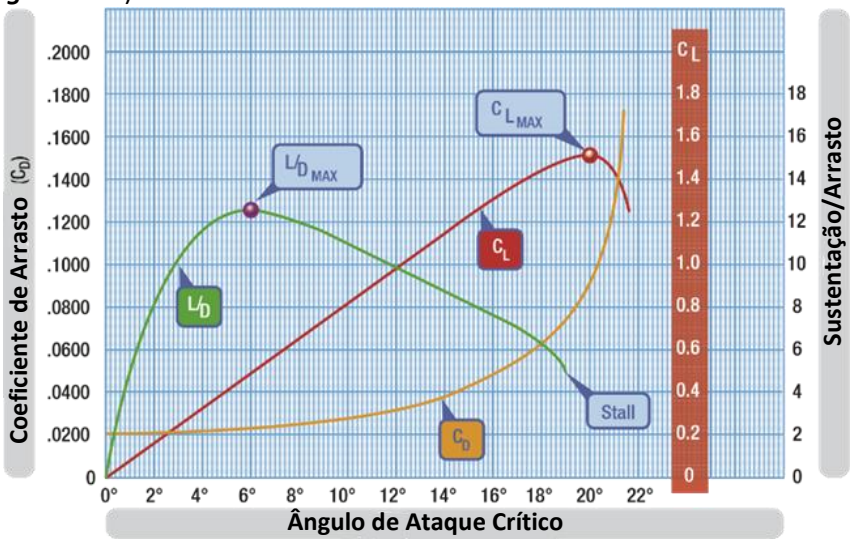


Figura 2-15. Coeficientes de sustentação em vários ângulos de ataque.

Observe na ***Figura 2-15*** que a curva de sustentação (vermelha) atinge seu máximo para esta seção de asa específica em 20° AOA, e depois diminui rapidamente. 15° AOA é, portanto, o ângulo de estol. A curva de arrasto (amarela) aumenta muito rapidamente a partir de 14° de AOA e supera completamente a curva de sustentação em 21° AOA. A relação sustentação/arrasto (verde) atinge seu máximo em 6° de AOA, o que significa que, neste ângulo, a maior sustentação é obtida pela menor quantidade de arrasto.

Observe que a relação máxima de sustentação/arrasto (L/D_{max}) ocorre em um C_L e AOA específicos. Se a aeronave for operada em voo constante em L/D_{max}, o arrasto total é mínimo. Qualquer AOA menor ou superior a L/D_{max} reduz a L/D e, consequentemente, aumenta o arrasto total para uma determinada sustentação da aeronave.

ÂNGULO DE ATAQUE (AOA)

Antes de iniciar a discussão sobre o AOA e seu efeito sobre os aerofólios, primeiro considere os termos *Corda* e *Centro de Pressão* (CP) como ilustrados na ***Figura 2-16***.

Como dito, a corda de uma seção de aerofólio ou asa é uma linha reta imaginária que passa pela seção do bordo de ataque até o bordo de fuga, como mostrado na ***Figura 2-16***. A linha da corda fornece um lado de um ângulo que, em última análise, forma o ângulo de ataque. O outro lado do ângulo é formado por uma linha indicando a direção da corrente de ar relativa. Assim, o ângulo de ataque ou AOA é definido como o ângulo entre a linha da corda da asa e a direção do vento relativo. Isso não deve ser confundido com o ângulo de incidência que foi ilustrado na ***Figura 2-8***, que é o ângulo entre a linha da corda da asa e o eixo longitudinal da aeronave.

Em cada parte de uma superfície de aerofólio ou asa, uma pequena força está presente. Esta força é de magnitude e direção diferentes de quaisquer forças que atuam em outras áreas para a frente ou para trás a partir deste ponto. É possível adicionar todas essas pequenas forças. Essa soma é chamada de "força resultante"

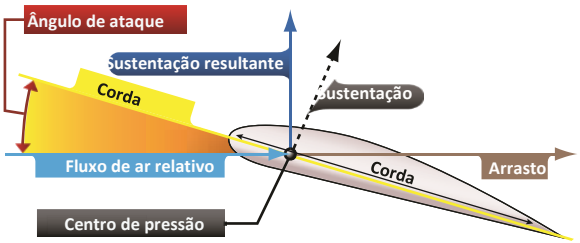


Figura 2-16. Fluxo de ar sobre uma seção de asa.

(sustentação). Esta força resultante tem magnitude, direção e localização, e pode ser representada como um vetor, como mostrado na ***Figura 2-16***.

O ponto de intersecção da linha de força resultante com a linha da corda do aerofólio é chamado de centro de pressão (C_P). O C_P se move ao longo da corda do aerofólio à medida que o AOA muda. Durante a maior parte do voo, o C_P avança com o aumento do AOA e para trás à medida que o AOA diminui. O efeito do aumento do AOA no C_P é mostrado na ***Figura 2-17***.

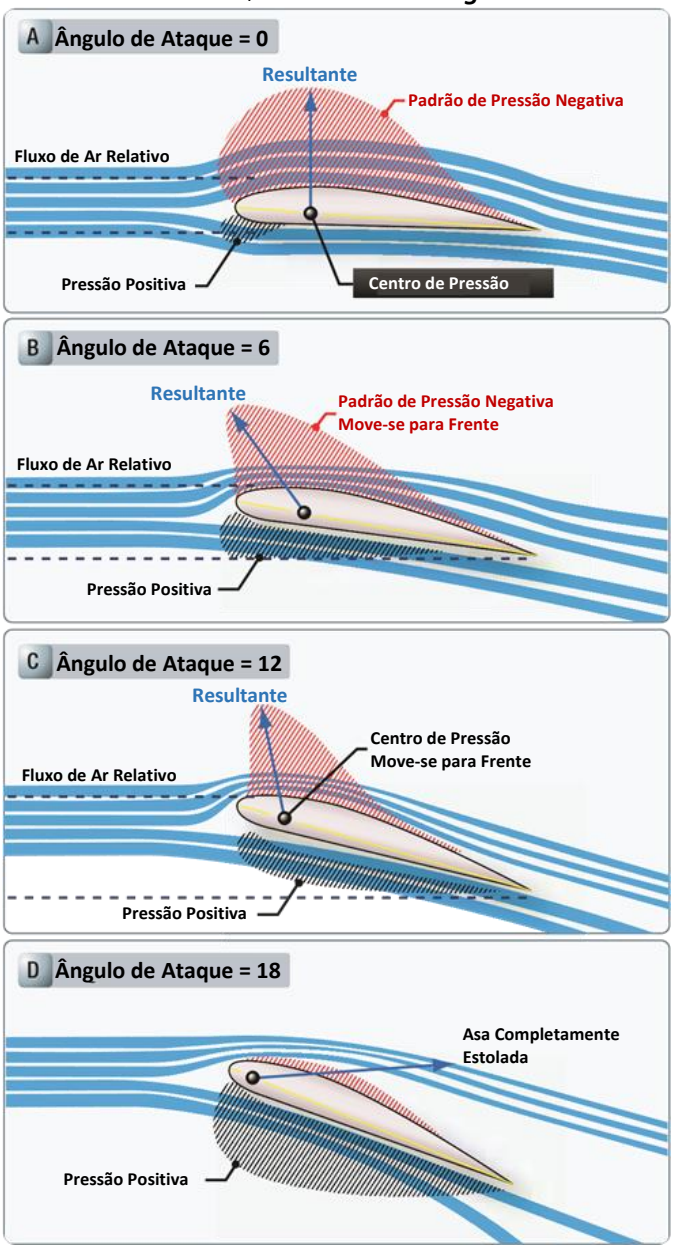


Figura 2-17. Efeito no aumento do ângulo de ataque.

O AOA muda à medida que a atitude da aeronave muda. Uma vez que o AOA tem muito a ver com a determinação da sustentação, é dada uma consideração primária ao se projetar aerofólios. Em um aerofólio devidamente projetado, a sustentação aumenta à medida que o AOA é aumentado.

Quando o AOA é aumentado gradualmente em direção a um AOA positivo, o componente de sustentação aumenta rapidamente até um certo ponto e, de repente, começa a cair. Durante esta ação, o componente de arrasto aumenta lentamente no início, depois rapidamente à medida que a sustentação começa a cair. Quando o AOA aumenta para o ângulo de sustentação máxima, o *ponto de turbilhonamento* é atingido. Isso é conhecido como o *ângulo crítico*. Quando o ângulo crítico é atingido, o ar deixa de fluir suavemente sobre a superfície superior do aerofólio e começa a turbilhonar. Isso significa que o ar se afasta da linha superior da cambra da asa. O que antes era a área de diminuição da pressão agora é preenchido por este ar. Quando isso ocorre, a quantidade de sustentação cai e o arrasto se torna excessivo. A força da gravidade atua, e o nariz da aeronave cai. Isto é um *estol*. Assim, o ponto de turbilhonamento é o ângulo de estol.

Como visto anteriormente, a distribuição das forças de pressão sobre o aerofólio varia com o AOA. A aplicação da força resultante, ou C_P, varia correspondentemente. À medida que este ângulo aumenta, o C_P avança; à medida que o ângulo diminui, o C_P se move para trás. O movimento instável do C_P é característica de quase todos os aerofólios.

A eficiência de uma asa é medida em termos da relação sustentação para arrasto (L/D). Esta razão varia com o AOA, mas atinge um valor máximo definido para um AOA específico. Neste ângulo, a asa atingiu sua máxima eficiência. A forma do aerofólio é o fator que determina o AOA em que a asa é mais eficiente; também determina o grau de eficiência. Pesquisas mostraram que os aerofólios mais eficientes para uso geral têm a espessura máxima ocorrendo cerca de um terço do caminho entre a borda de ataque para o bordo de fuga da asa.

ARRASTO

Existem muitos tipos diferentes de arrasto. Os mais comuns são *arrasto parasita*, *arrasto induzido* e *arrasto de ondas*. Além disso, existem três tipos de arrasto parasita:

1. *Arrasto de forma* que resulta da resistência aerodinâmica ao movimento devido à forma da aeronave.
2. *O arrasto do atrito da superfície* que está relacionado à suavidade (ou rugosidade) das superfícies da aeronave.
3. *Arrasto de Interferência* que ocorre onde superfícies com diferentes características de fluxo se encontram (por exemplo, asa e fuselagem). Resumidamente, o arrasto induzido é um efeito secundário da produção de sustentação e arrasto de ondas entra em jogo quando ondas de choque se desenvolvem perto da superfície da aeronave durante o voo transônico ou supersônico. Nos parágrafos a seguir, cada um desses tipos de arrasto será explicado com mais detalhes.

ARRASTO PARASITA

O arrasto Parasita (DP) é definido como todo arrasto que não está associado à produção de sustentação. O arrasto parasita é causado pela movimentação de um objeto sólido através de um meio fluido. Na aerodinâmica, o meio fluido é a atmosfera. Os principais componentes do arrasto parasita são arrasto de forma, arrasto de atrito e arrasto de interferência.

Arrasto de forma

O arrasto de forma, também conhecido como arrasto de pressão ou arrasto de perfil, é causado pela separação da camada limite de uma superfície e pelo rastro criado por essa separação. Depende principalmente da forma do objeto.

O exemplo superior na ***Figura 2-18*** mostra que o vento relativo através de uma placa plana resulta em um ponto de estagnação de borda superior na frente da placa que contém pressão estática muito alta. O fluxo de ar tenta manter contato com a superfície da placa, mas as aerodinâmicas são incapazes de seguir os ângulos afiados que seriam necessários para permitir que eles preencham atrás da placa. Como resultado, eles se separam na borda da placa deixando uma área de baixa pressão atrás dela. O diferencial de pressão entre as bordas principais e arrastadas da placa faz com que a placa seja empurrada na direção do vento relativo e retarda o movimento para frente. Isso é um arrasto de forma.

Para reduzir o arrasto de forma, as superfícies das aeronaves que estão expostas ao fluxo de ar do vento relativo são alongadas. Os demais exemplos da ***Figura 2-***

18 mostram como, à medida que o alongamento é aumentado, o arrasto de forma é diminuído.

Arrasto de atrito

O arrasto de atrito, também conhecido como arrasto de atrito da superfície, é causado pelo atrito de um fluido contra a superfície de um objeto que está se movendo através dele. É diretamente proporcional à área da superfície em contato com o fluido e aumenta com o quadrado da velocidade.

Na aerodinâmica, o fluido em causa é a atmosfera.

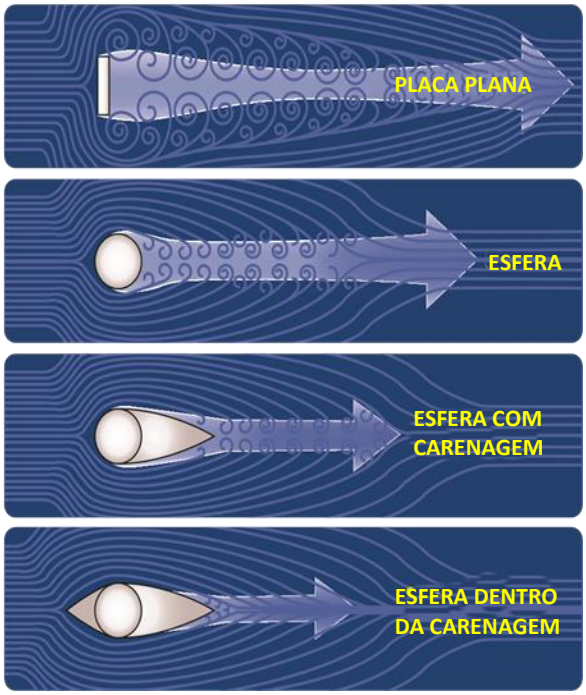


Figura 2-18. Formato de arrasto

O arrasto de atrito é criado na camada limite devido à viscosidade do ar e ao atrito resultante contra a superfície da aeronave. As moléculas de ar em contato direto com a superfície da aeronave são as mais afetadas. À medida que as moléculas passam pela superfície e passam umas pelas outras, a resistência viscosa a esse fluxo torna-se uma força que retarda o movimento para a frente. A quantidade de arrasto de atrito que é criada por metro quadrado de área de superfície é relativamente pequena. No entanto, como a camada limite cobre grande parte da superfície da aeronave, o arrasto de atrito pode se tornar bastante significativo em aeronaves maiores.

O fluxo turbulento cria mais arrasto de atrito do que fluxo laminar devido à sua maior interação com a superfície do avião. Superfícies ásperas aceleram a transição do fluxo de ar da camada limite laminar para turbulento. Isso aumenta a espessura da camada limite e a interrupção do fluxo de ar dentro da camada limite. Esses aumentos resultam em mais moléculas de ar sendo afetadas pelo movimento da aeronave e um aumento correspondente no arrasto de atrito. O arrasto de atrito pode ser reduzido atrasando o ponto em que o fluxo laminar se torna turbulento. Isso pode ser feito alisando as superfícies expostas da aeronave usando rebites de descarga nas bordas principais e através da pintura, limpeza, polimento ou aplicação de revestimentos superficiais.

Arrasto de interferência

O arrasto de interferência é gerado pela mistura de aerodinâmica entre componentes da estrutura, como a asa e a fuselagem, o pilone do motor e a asa ou, no caso de uma aeronave militar ou outra aeronave de propósito especial, entre a estrutura de cargas externas anexadas, como tanques de combustível, armas ou pods de sensores. (***Figura 2-19***)

O arrasto de interferência é gerado quando o fluxo de ar através de um componente de uma aeronave é forçado a se misturar com o fluxo de ar através de um componente adjacente ou próximo. Se considerarmos duas partes da aeronave que se cruzam em um determinado ponto, como os componentes verticais e horizontais da empenagem, é óbvio onde ocorre o ponto de intersecção. Cada um desses dois componentes gera um fluxo de ar de alta velocidade (potencialmente transônica ou mesmo supersônica) através de suas respectivas superfícies. Na intersecção das duas superfícies, há menos espaço físico para o fluxo de ar ocupar, resultando na turbulenta mistura dos dois fluxos de ar e na produção de uma onda de choque localizada. Devido a esta onda de choque, o arrasto total resultante da empenagem é maior do que a soma do arrasto produzido individualmente pelo estabilizador vertical e as superfícies do estabilizador horizontal. Outros locais significativos que geram arrasto de interferência incluem a junção asa/fuselagem e a convergência de pilones de asa/motor ou fuselagem/pilone do motor.

Referenciado na ***Figura 2-19***, o arrasto de interferência pode ser minimizado pelo uso adequado de carenagens para facilitar a transição entre os componentes. Carenagens usam superfícies curvas para suavizar a transição na junção de dois componentes da aeronave. Isso, por sua vez, permite que o fluxo de ar se organize gradualmente em vez de abruptamente e reduz a quantidade de arrasto de interferência que é gerado.

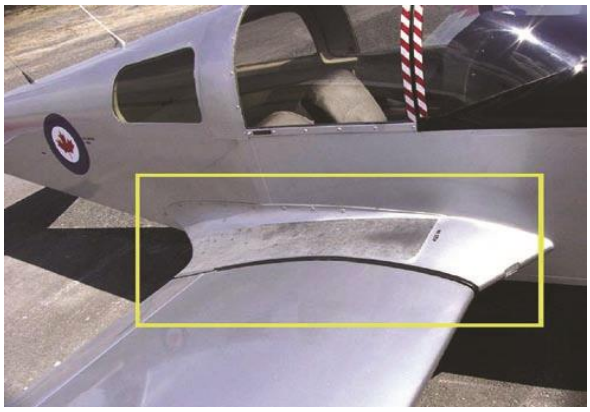


Figura 2-19. Uma raiz de asa pode causar arrasto de interferência.

ARRASTO INDUZIDO

O arrasto induzido é uma consequência inevitável da sustentação e é produzido pela passagem de um aerofólio (por exemplo, asa ou empenagem traseira) através do ar. O ar que flui sobre a parte superior de uma asa tende a fluir para dentro porque a pressão reduzida sobre a superfície superior é menor do que a pressão fora da ponta da asa. Abaixo da asa, o ar flui para fora porque a pressão abaixo da asa é maior do que a da ponta da asa. Uma consequência direta disso é que há um contínuo derramamento de ar para cima em torno do fenômeno da ponta da asa chamado "efeito ponta" ou "efeito final". Uma maneira de entender por que uma relação de proporção para uma asa é melhor do que uma baixa é que, com uma alta proporção, a proporção de ar que se move dessa forma é reduzida e, portanto, mais dela gera sustentação.

Para a asa de forma mais geral, uma vez que os fluxos de ar de cima e abaixo da asa que se encontram ao longo do bordo de fuga estão fluindo em um ângulo para o outro à medida que se encontram, eles se combinam para formar vórtices, que, quando vistos a partir da traseira, giram no sentido horário da asa esquerda e no sentido anti-horário da direita. A tendência é que esses vórtices se movam para fora em direção à ponta da asa se juntando à medida que ocorrem. Eventualmente, quando a ponta da asa é alcançada, um grande vórtice de ponta de asa se forma e é derramado.

A maior parte do ar que flui do topo de uma asa (downwash) continua mais ou menos horizontalmente em direção a empenagem porque é equilibrado por uma wash-up superior correspondente na frente do bordo de ataque da asa. Em contraste, o movimento do ar ascendente que leva à consolidação do vórtice na ponta é apenas para fora da ponta, enquanto o movimento de baixa correspondente está apenas na extremidade da envergadura para que a direção do fluxo de ar após a asa seja para baixo. A sustentação criada pela asa, que é por definição em ângulos retos em relação ao fluxo de ar, está, portanto, inclinado ligeiramente para trás e, portanto, contribui para o arrasto induzido.

Embora sempre deva haver pelo menos algum arrasto induzido porque as asas têm uma espessura finita, os designers tentam sempre que possível reduzir esse fluxo. Uma área de asa necessária pode ser alcançada usando diferentes proporções de extensões de asa/corda. Quanto maior a proporção da asa, menor perturbação do ar é criada na ponta. No entanto, para a maioria das aeronaves, há ambos os limites práticos para a máxima extensão da asa para manobras no solo e questões estruturais que significam que, eventualmente, a penalidade de peso para fortalecer adequadamente uma asa longa e fina torna-se excessiva. O fato de aeronaves carregarem a maior parte de seu combustível nas asas também é um fator no design das asas. As proporções típicas das aeronaves de transporte variam entre 6:1 e 10:1.

Outras maneiras de reduzir a força do arrasto induzido e do vórtice de ponta de asa em um design de asa também são baseadas na redução da quantidade de movimento do ar para cima na ponta da asa, com o objetivo de gerar relativamente mais sustentação longe das pontas. O afunilamento em direção à ponta ajuda nisso, assim como a torção da asa. O Boeing 767 é um exemplo de uma asa torcida. A asa interna é definida em um ângulo de ataque mais alto do que a asa externa e, portanto, gera proporcionalmente mais sustentação enquanto a ponta, em um ângulo muito pequeno de ataque gera muito pouco.

Os winglets também se tornaram populares, incluindo as versões habituais e as versões de duas pontas de asa do Airbus 320. Asas bem projetadas podem evitar cerca de 20% do derramamento de fluxo de ar na ponta e, portanto, 20% do arrasto induzido. (***Figura 2-20***)

O arrasto induzido e seus vórtices de ponta de asa são uma consequência direta da criação de sustentação pela asa. Uma vez que o coeficiente de sustentação é grande quando o ângulo de ataque é grande, o arrasto induzido é inversamente proporcional ao quadrado da velocidade, enquanto todos os outros arrastos são diretamente proporcionais ao quadrado da velocidade. O efeito disso é que o arrasto induzido é relativamente sem importância na alta velocidade em cruzeiro e descida, onde provavelmente representa menos de 10% do arrasto total. Em uma subida, é mais importante pois

representa pelo menos 20% do arrasto total. Em velocidades lentas logo após a decolagem e na subida inicial, é de máxima importância e pode produzir até 70% do arrasto total. Finalmente, ao olhar para a força potencial dos vórtices de ponta de asa, a teoria sobre o arrasto induzido deve ser moderada pelo efeito do peso da aeronave. O arrasto induzido sempre aumenta com o peso da aeronave.

Figura 2-20. Winglets ajudam a reduzir o arrasto induzido.

ARRASTO DE ONDA

Arrasto de onda é uma força, ou arrasto que retarda o movimento para frente de um avião, tanto em voo supersônico quanto transônico, como consequência da formação de ondas de choque.

O arrasto de ondas é causado pela formação de ondas de choque ao redor da aeronave em voo supersônico ou em torno de algumas superfícies da aeronave durante o voo transônico. Em cruzeiro, a maioria dos aviões a jato civis voam na faixa de velocidade Mach .75 a .85. Ondas de choque são tipicamente associadas com aeronaves supersônicas, no entanto, elas também se formam em uma aeronave viajando a velocidade menor que a do som.

Isso ocorre na aeronave onde o fluxo de ar local é acelerado para velocidade sônica e, em seguida, diminui de volta à velocidade subsônica. Uma onda de choque (e arrasto de onda associada) se forma no ponto em que o fluxo de ar se torna subsônico. Isso é comum em aerofólios de aeronaves. À medida que a aeronave continua a acelerar, a área da asa experimentando fluxo supersônico aumenta. A onda de choque se move mais para trás na asa e se torna maior. A separação da camada limite também aumenta com o aumento da velocidade e se permitir aumentar a velocidade e esta for além do número de Mach limite, pode ocorrer uma vibração severa, mach tuck ou "upset" (perda de controle).

Ondas de choque irradiam uma quantidade considerável de energia, resultando em arrasto na aeronave. Este arrasto de onda pode ser reduzido incorporando um ou mais recursos de design aerodinâmico, como enflexamento de asa, asas ultrafinas, forma de fuselagem, corpos anti choque e aerofólios supercríticos.

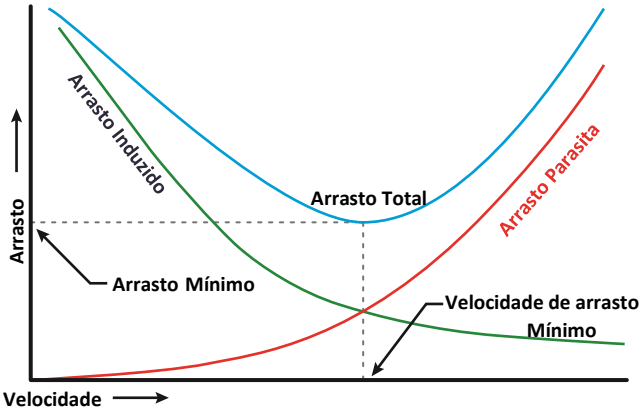


Figura 2-21. Diferentes tipos de arrasto versus velocidade.

ARRASTO E VELOCIDADE

O arrasto parasita aumenta com o quadrado da velocidade, enquanto o arrasto induzido, sendo uma função de sustentação, é maior quando a sustentação máxima está sendo desenvolvida, geralmente em baixas velocidades. ***A Figura 2-21*** mostra a relação de arrasto parasita e arrasto induzido um em relação ao outro e ao arrasto total.

Há uma velocidade em que o arrasto é mínimo e, em teoria, esta é a velocidade de alcance máximo. No entanto, o voo a esta velocidade é instável porque uma pequena diminuição na velocidade resulta em um aumento no arrasto, e uma nova queda na velocidade. Na prática, para o voo estável, o alcance máximo é obtido a uma velocidade um pouco acima da velocidade mínima de arrasto onde uma pequena diminuição de velocidade resulta em uma redução no arrasto.

CONTAMINAÇÃO AERODINÂMICA

Toda a discussão sobre o comportamento aerodinâmico dos aerofólios pressupõe que os aerofólios da aeronave estão livres de contaminação. Algumas das formas mais comuns de contaminação são gelo, neve e geada. Cada um deles, se acumulado na aeronave, reduzirá sua capacidade de desenvolver sustentação. O gelo geralmente muda a forma do aerofólio que interrompe o fluxo de ar e o torna menos

eficiente. Neve, gelo e especialmente geada, alteram a superfície lisa e uniforme que normalmente promove o fluxo de ar laminar. O fluxo de ar laminar é necessário para configurar o diferencial de pressão entre as superfícies das asas inferior e superior que cria sustentação. Toda a neve e gelo devem ser completamente removidos de qualquer aeronave antes do voo. A geada também deve ser removida. Embora pareça insignificante, a interrupção do fluxo de ar causada pela geada é possivelmente a mais perigosa.

Se o gelo é permitido acumular-se na aeronave durante o voo (***Figura 2-22***), o peso da aeronave é aumentado enquanto a capacidade de gerar sustentação é diminuída. Apenas 0,8 milímetros de gelo na superfície superior da asa aumenta o arrasto e reduz a sustentação da aeronave em 25%.

Figura 2-22. A formação de gelo a bordo adiciona peso, aumenta o arrasto e reduz a sustentação.

TEORIA DO VOO

RELAÇÃO ENTRE SUSTENTAÇÃO, PESO, EMPUXO E ARRASTO

PESO

A gravidade é a força de puxar que tende a atrair todos os corpos para o centro da Terra. O Centro de Gravidade (CG) pode ser considerado como um ponto em que todo o peso da aeronave está concentrado. Se a aeronave fosse suportada em seu CG exato, ela se equilibraria em qualquer atitude. Note que o CG é de grande importância em uma aeronave, pois sua posição tem uma grande influência sobre a estabilidade.

A localização do CG é determinada pelo projeto geral de cada aeronave em particular. Os designers determinam até onde o Centro de Pressão (CP) irá percorrer. Em seguida, eles fixam o CG para a frente do centro de pressão para a velocidade de voo correspondente, a fim de fornecer um momento de restauração adequado para manter o equilíbrio de voo.

O peso tem uma relação definida para sustentação. Essa relação é simples, mas importante para entender a aerodinâmica do voo. Sustentação é a força ascendente na asa agindo perpendicular ao vento relativo. A sustentação é necessária para neutralizar o peso da aeronave (que é causada pela força da gravidade agindo na massa da aeronave). Esta força do peso (gravidade) age para baixo através do CG do avião. Em voo nivelado estabilizado, quando a força de sustentação é igual à força do peso, a aeronave está em estado de equilíbrio e nem ganha nem perde altitude. Se a sustentação se tornar menor, a aeronave perde altitude. Quando a sustentação é maior que o peso, a aeronave ganha altitude.

SUSTENTAÇÃO

O piloto pode controlar a sustentação. Sempre que o manche é movido para frente ou para trás, o Ângulo de Ataque (AOA) é alterado. À medida que o AOA aumenta, a sustentação aumenta (quando todos os outros fatores permanecem iguais). Quando a aeronave atinge o MÁXIMO AOA, a sustentação começa a diminuir rapidamente. Este é o AOA de estol, conhecido como CL-max crítico AOA. Examine a ***Figura 2-15*** e observe como o C_L aumenta até que o AOA crítico seja atingido, em seguida, diminui rapidamente com qualquer aumento adicional no AOA. Antes de prosseguir com o tema da sustentação e como ela pode ser controlada, a velocidade deve ser interposta. A forma da asa não pode ser eficaz a menos que esteja continuamente "atacando" novos ares. Se uma aeronave deve continuar voando, o aerofólio produtor de sustentação deve continuar se movendo. Isso é feito pela velocidade da aeronave onde a sustentação é proporcional ao quadrado da velocidade da aeronave. Por exemplo, um avião viajando a 200 Kts tem quatro vezes a sustentação do que o mesmo avião viajando a 100 Kts, se o AOA e outros fatores permanecerem constantes.

Uma aeronave não pode continuar a viajar em voo nivelado a uma altitude constante e manter o mesmo AOA se a velocidade for aumentada. A sustentação aumentaria e a aeronave subiria como resultado do aumento da força de sustentação. Portanto, para manter as forças de sustentação e peso em equilíbrio, e para manter a aeronave reta e nivelada (não acelerando para cima) em um estado de equilíbrio, à medida que a velocidade é aumentada, a sustentação deve ser diminuída. Isso é normalmente realizado reduzindo o AOA baixando o nariz. Por outro lado, à medida que a aeronave é desacelerada, a velocidade decrescente requer o aumento do AOA para manter a sustentação suficiente para manter o voo. Há, é claro, um limite para o quão longe o AOA pode ser aumentado, a fim de que um estol seja evitado.

Todos os outros fatores são constantes, para cada AOA há uma velocidade correspondente necessária para manter a altitude em voo constante e não acelerado (para apenas se manter em "voo nivelado"). Uma vez que um aerofólio é sempre igual para um mesmo AOA, quando o peso da aeronave é aumentado, a sustentação também deve ser aumentada. O único método de aumento da sustentação é aumentando a velocidade se o AOA for mantido constante apenas um pouco aquém do "crítico", ou do estol.

Sustentação e 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 tem a metade da densidade do ar ao nível do mar. A fim de manter sua sustentação a uma altitude maior, uma aeronave deve voar em uma velocidade verdadeira maior para qualquer AOA. O ar quente é menos denso do que o ar frio, e o ar úmido é menos denso do que o ar seco. Assim, em um dia úmido quente, uma aeronave deve ser pilotada em uma velocidade verdadeira maior para qualquer AOA do que em um dia frio e seco.

Se o fator densidade for diminuído e a sustentação total deve igualar o peso total para permanecer em voo, conclui-se que um dos outros fatores deve ser aumentado. O fator geralmente aumentado é a velocidade ou o AOA, porque estas são controladas diretamente pelo piloto.

A sustentação varia diretamente com a área da asa, desde que não haja alteração na forma do plano da asa. Se as asas têm a mesma proporção e seções de aerofólio, uma asa com uma área de 200 metros quadrados levanta o dobro do mesmo AOA que uma asa com uma área de 100 metros quadrados.

Dois fatores aerodinâmicos importantes do ponto de vista do piloto são sustentação e velocidade porque eles podem ser controlados de forma fácil e precisa. Claro, 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 ampliam a área da asa. No entanto, para a maioria das situações, o piloto controla a sustentação e a velocidade para manobrar uma aeronave. Por exemplo, em voo em linha reta e nivelado, cruzando a uma altitude constante, a altitude é mantida ajustando a sustentação para corresponder à velocidade da aeronave ou velocidade de cruzeiro, mantendo um estado de equilíbrio em que a sustentação é igual ao peso. Em uma aproximação para pouso, quando o piloto deseja pousar tão lentamente quanto possível, é necessário aumentar a sustentação para perto do máximo para manter a sustentação igual ao peso da aeronave.

EMPUXO E ARRASTO

O empuxo tem uma relação definitiva com o arrasto. Essas relações são bastante simples, mas muito importantes na compreensão da aerodinâmica do voo.

A área da asa é medida em metros quadrados e inclui a parte subtraída pela fuselagem. A área da asa é adequadamente descrita como a área da sombra lançada pela asa ao meio-dia. Testes mostram que as forças de sustentação e arrasto agindo em uma asa são aproximadamente proporcionais à área da asa. Isso significa que se a área da asa for duplicada, todas as outras variáveis permanecem as mesmas, a sustentação e o arrasto criados pela asa são dobrados. Se a área for triplicada, sustentação e arrasto triplicam.

O arrasto deve ser superado para que a aeronave se mova, e o movimento é essencial para obter sustentação. Para superar o arrasto e mover a aeronave para a frente, outra força é essencial. Esta força é o empuxo. O empuxo é derivado da propulsão a jato ou de uma hélice e combinação de motor. A teoria da propulsão a jato é baseada na terceira lei de Newton. A turbina faz com que uma massa de ar seja movida para trás em alta velocidade, causando uma reação que move a aeronave para a frente.

Em uma combinação hélice/motor, a hélice é na verdade dois ou mais aerofólios giratórios montados em um eixo horizontal. O movimento das lâminas através do ar produz sustentação semelhante a sustentação na asa, mas age em uma direção horizontal, puxando a aeronave para a frente.

Antes que a aeronave comece a se mover, o empuxo deve ser exercido. A aeronave continua se movendo e ganhando velocidade até que o empuxo e o arrasto sejam iguais. Para manter uma velocidade constante, o empuxo e o arrasto devem permanecer iguais, assim como a sustentação e o peso devem ser iguais para um voo horizontal constante. Se as rotações por minuto (rpm) do motor forem reduzidas, o empuxo é diminuído, e a aeronave diminui. Enquanto o empuxo é menor que o arrasto, a aeronave voa cada vez mais lentamente até que sua velocidade seja insuficiente para mantê-la no ar. Da mesma forma, se a rpm do motor é aumentada, o empuxo torna-se maior do que o arrasto, e a velocidade da aeronave aumenta. Enquanto o empuxo continuar a ser maior do que o arrasto, a aeronave continua acelerando. Quando o arrasto é igual ao empuxo, a aeronave voa a uma velocidade constante.

Vale repetir que quando a sustentação se equilibra com o peso e o arrasto com o empuxo, a aeronave está em voo nivelado, nem acelerando ou desacelerando.

VOO ESTABILIZADO

Os parágrafos acima descrevem o que é conhecido como voo estabilizado. Quando o empuxo é igual ao arrasto, e a sustentação é igual ao peso (gravidade), diz-se que a aeronave está voando em um estado de equilíbrio. Consulte a ***Figura 2-13*** anterior. Se algum desses elementos mudar, aumentar ou diminuir, a aeronave começa a acelerar com base na força oposta.

RAZÃO DE PLANEIO

A *razão de planeio* de um avião é a distância que o avião, com o motor desligado, voará para a frente em relação à altitude que perde. Por exemplo, se um avião voa 10.000 pés para a frente enquanto desce 1000 pés, sua proporção de planeio é dito ser de 10 para 1.

A razão de planeio é afetada por todas as quatro forças fundamentais que agem em um avião (peso, sustentação, arrasto e empuxo). Se todos os fatores que afetam o avião forem constantes, a razão de planeio será constante. Embora o efeito do vento não seja coberto nesta seção, é uma força muito proeminente agindo na distância de planeio do avião em relação ao seu movimento sobre o solo. Com um vento de cauda, o avião vai planar mais longe por causa da velocidade mais alta. Por outro lado, com um vento contrário, o avião não planará tão longe por causa da velocidade mais lenta.

Variações de peso não afetam o ângulo de planeio desde que o piloto use a velocidade correta. Como é a relação Sustentação/Arrasto (L/D) que determina a distância que o avião pode planar, o peso não afetará a distância.

A razão de planeio baseia-se apenas na relação das forças aerodinâmicas que atuam no avião. O único efeito que o peso tem é variar o tempo que o avião vai planar. Quanto mais pesado o avião, maior a velocidade deve ser para obter a mesma razão de planeio. Por exemplo, se dois aviões com a mesma relação L/D, mas pesos diferentes, iniciarem um planeio na mesma altitude, o avião mais pesado planando em uma velocidade mais alta chegará ao mesmo ponto de toque em um tempo menor. Ambos os aviões cobrirão a mesma distância, só que o avião mais leve levará mais tempo.

Em várias condições de voo, o fator de arrasto pode mudar através do funcionamento do trem de pouso e/ou flaps. Quando o trem de pouso ou os flaps são estendidos, o arrasto aumenta e a velocidade diminuirá a menos que a atitude de nariz seja baixada. À medida que a atitude é baixada, o planeio muda de ângulo e reduz a distância percorrida. Com a potência desligada, uma hélice em molinete também cria um arrasto considerável, retardando assim o movimento para frente do avião.

Embora o empuxo da hélice do avião seja normalmente dependente da saída de potência do motor, o acelerador está na posição mínima durante um planeio para que o empuxo seja constante. Uma vez que a potência não é usada durante uma aproximação planada ou sem potência, a atitude do nariz deve ser ajustada conforme necessário para manter uma velocidade constante.

A melhor velocidade para o planeio é aquela em que o avião percorrerá a maior distância para a frente para uma dada perda de altitude. Esta melhor velocidade de planeio corresponde a um ângulo de ataque que resulta no menor arrasto no avião e dando a melhor relação sustentação-para-Arrasto (L/Dmax). (***Figura 3-1***)

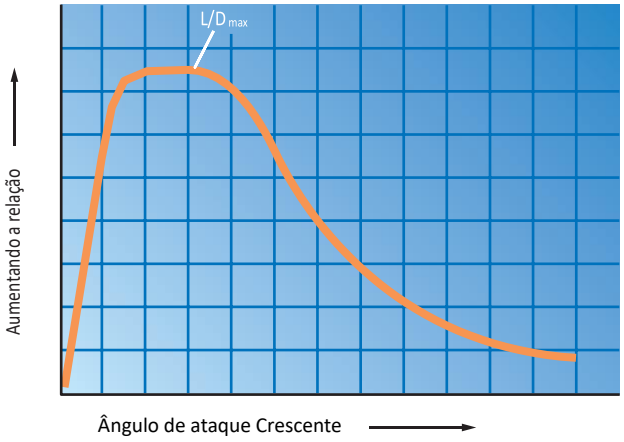


Figura 3-1. L/DMAX.

Qualquer mudança na velocidade de planeio resultará em uma mudança proporcional na razão de planeio. Qualquer velocidade, além da melhor velocidade de planeio, resulta em mais arrasto. Portanto, como a velocidade de planeio é reduzida ou aumentada a partir da velocidade ideal ou de melhor planeio, a razão de planeio também é alterada. Ao diminuir para uma velocidade abaixo da melhor velocidade de planeio, o arrasto induzido aumenta. Ao aumentar a velocidade acima da melhor velocidade de planeio, o arrasto parasita aumenta. Em ambos os casos, a razão de descida aumentará. (***Figura 3-2***)

O piloto nunca deve tentar "esticar" um planeio cabrando e reduzindo a velocidade abaixo da melhor velocidade recomendada para o avião. Tentativas de esticar um planeio invariavelmente resultarão em um aumento na razão e ângulo de descida e podem precipitar um estol inadvertido.

CURVA POLAR

Uma curva polar é um gráfico que contrasta a razão de afundamento de uma aeronave com sua velocidade horizontal. É usado principalmente para ilustrar o desempenho de um planador.

Conhecer a melhor velocidade para voar é importante para explorar o desempenho de um planador. Duas das principais medidas do desempenho de um planador são sua razão mínima de afundamento e sua melhor razão de planeio, também conhecida como o melhor ângulo de planeio. Estes ocorrem em velocidades diferentes. Conhecer essas velocidades é importante para um voo eficiente de navegação. No ar, a curva polar mostra que voar na velocidade mínima de afundamento permite que o piloto permaneça no ar por mais tempo e voe o mais

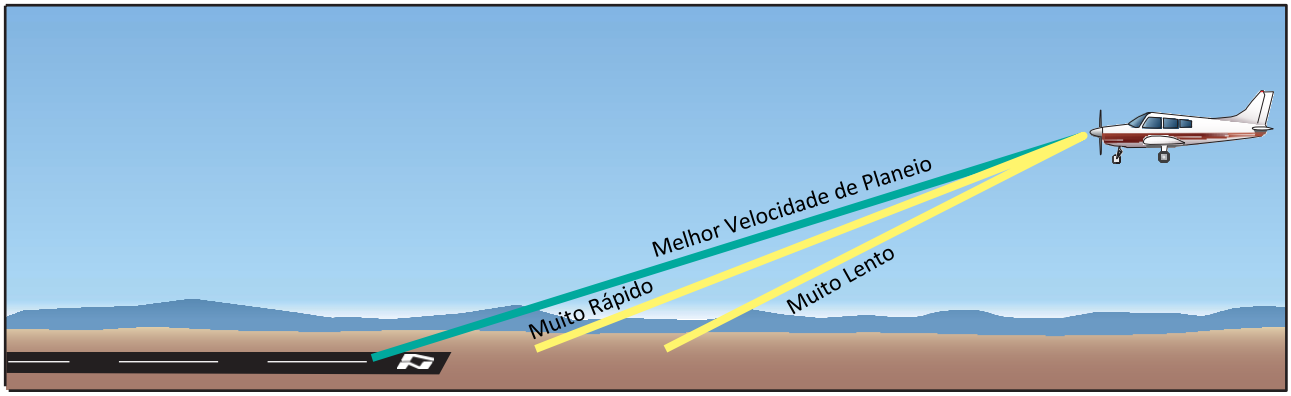


Figura 3-2. Melhor deslizar velocidade Fornece o Maior encaminhar distância durante a dado perda de altitude.

rápido possível. Mas a esta velocidade, o planador não voará tão longe quanto se voasse na velocidade para o melhor planeio. Quando no ar descendente, a curva polar mostra que a melhor velocidade para voar depende da razão que o ar está descendo. A velocidade ideal para voar para a melhor velocidade de navegação pode muitas vezes ser consideravelmente superior à velocidade para o melhor ângulo de planeio para sair do ar descendente o mais rápido possível.

Medindo a razão de afundamento a várias velocidades, um conjunto de dados pode ser acumulado e plotado em um gráfico. Os pontos podem ser conectados por uma linha conhecida como curva polar. Cada tipo de planador tem uma curva polar única. A curva pode ser significativamente degradada com sujeiras como insetos, pó e chuva na asa. As curvas polares publicadas muitas vezes serão mostradas para uma asa limpa, além de uma asa suja com placas de insetos representadas por pequenos pedaços de fita aplicadas na borda de ataque da asa.

A origem de uma curva polar é onde a velocidade é zero e a razão de afundamento é zero. Na ***Figura 3-3*** uma linha foi desenhada da origem ao ponto com afundamento mínimo. A inclinação da linha da origem dá o ângulo de planeio, pois é a razão da distância ao longo do eixo de velocidade para a distância ao longo do eixo de razão de afundamento.

Uma série inteira de linhas poderia ser desenhada desde a origem até cada um dos pontos de dados, cada linha mostrando o ângulo de planeio para essa velocidade. No entanto, o melhor ângulo de planeio é a linha com menor inclinação. Na ***Figura 3-4***, a linha foi traçada da origem ao ponto representando a melhor razão de planeio. A velocidade e a razão de afundamento na melhor razão de planeio podem ser lidas fora do gráfico. Observe que a melhor razão de planeio é mais rasa do que a razão de planeio para o afundamento mínimo. Todas as outras linhas desde a origem até os vários pontos de dados seriam mais íngremes do que a linha do melhor ângulo de planeio. Consequentemente, a linha para o melhor ângulo de planeio que vai tocar a curva polar, por exemplo, é uma tangente.

FORÇAS AERODINÂMICAS EM CURVAS

Se uma aeronave fosse vista em voo reto e nivelado da frente (***Figura 3-5***), e se as forças que atuam na aeronave pudessem ser vistas, a sustentação e o peso seriam aparentes: duas forças. Se a aeronave estivesse em uma inclinação seria evidente que a sustentação não agiria diretamente frente ao peso, pelo contrário, agora age na direção da inclinação. Uma verdade básica sobre as curvas: quando a aeronave inclina, a sustentação age para dentro e para o centro da curva, bem como para cima.

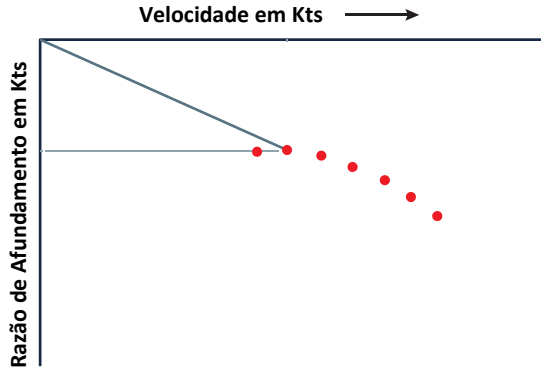


Figura 3-3. Curva polar com ângulo de planeio para afundamento mínimo

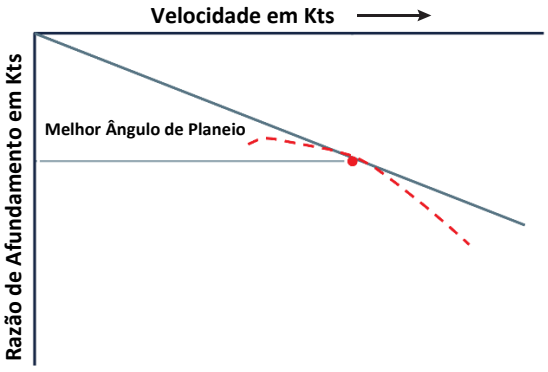


Figura 3-4. Curva polar mostrando melhor ângulo de planeio.

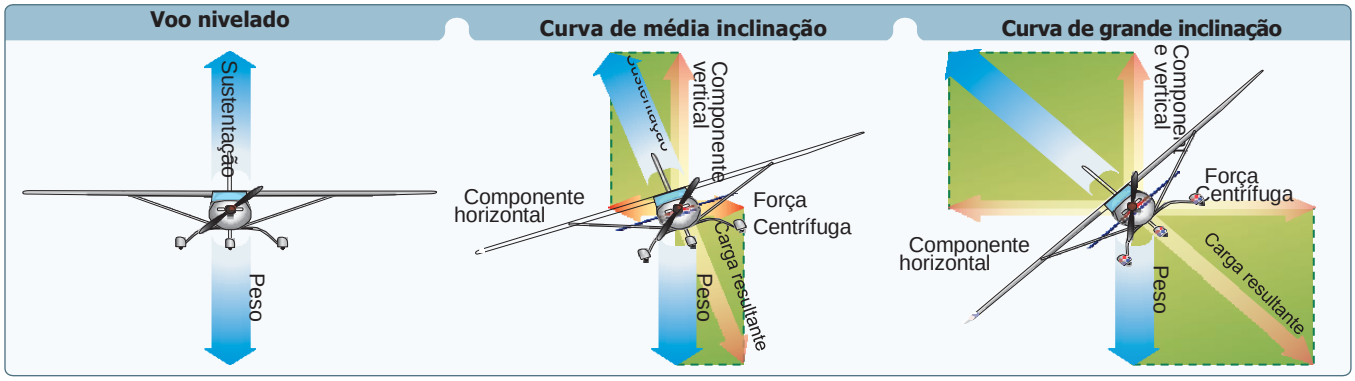


Figura 3-5. Forças durante uma curva coordenada

A Primeira Lei do Movimento de Newton, a Lei da Inércia, afirma que um objeto em repouso ou em movimento retilíneo permanece em repouso ou continua a se mover em linha reta até ser atingido por alguma outra força. Uma aeronave, como qualquer objeto em movimento, requer uma força lateral para fazê-lo curvar. Em uma curva normal, esta força é fornecida pela inclinação da aeronave de modo que a sustentação seja exercida para dentro, bem como para cima. A força de sustentação durante uma curva é separada em dois componentes em ângulos retos entre si. Um componente, que atua verticalmente e oposta ao peso (gravidade), é chamado "componente vertical de sustentação". O outro, que atua horizontalmente em direção ao centro da curva, é chamado de "componente horizontal de sustentação", ou força centrípeta. O componente horizontal da sustentação é a força que faz a curva.

A força centrífuga é a "reação igual e oposta" da aeronave à mudança de direção e atua de forma igual e oposta ao componente horizontal da sustentação. Isso explica porque, em uma curva executada corretamente, a força que gira a aeronave não é fornecida pelo leme. O leme é usado para corrigir qualquer desvio entre a trajetória reta do nariz e a cauda da aeronave. Uma boa curva é aquela em que o nariz e a cauda da aeronave seguem o mesmo caminho. Se nenhum leme for usado em uma curva, o nariz da aeronave guina para fora da curva. O leme é usado para trazer o nariz de volta ao alinhamento do vento relativo.

Uma aeronave não é dirigida como um barco ou um automóvel. Para que uma aeronave curve, ela deve ser inclinada. Se não for inclinada, não há força disponível para que ela se desvie de uma rota de voo reto. Por outro lado, quando uma aeronave é inclinada, ela curva, desde que não esteja escorregando para dentro da curva.

A colocação da aeronave meramente em uma curva não produz nenhuma alteração na quantidade total de sustentação desenvolvida. Uma vez que a sustentação durante a inclinação é dividida em componentes verticais e horizontais, a quantidade de sustentação oposta à gravidade e suportando 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 o componente vertical da sustentação seja novamente igual ao peso. Uma vez que 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.

Em uma determinada velocidade, a razão em que uma aeronave curva depende da magnitude do componente horizontal da sustentação. Constata-se que o componente horizontal da sustentação é proporcional ao ângulo da inclinação — ou seja, aumenta ou diminui, respectivamente, à medida que o ângulo da inclinação aumenta ou diminui. À medida que o ângulo da inclinação é aumentado, o componente horizontal da sustentação aumenta, aumentando assim a Razão de Curva. Consequentemente, a qualquer velocidade, a razão pode ser controlada ajustando o ângulo de inclinação.

Para fornecer um componente vertical de sustentação suficiente para manter a altitude em uma curva nivelada, é necessário um aumento no AOA. Uma vez que o arrasto do aerofólio 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 proporcional ao ângulo de inclinação. Um pequeno ângulo de inclinação resulta em uma pequena redução da velocidade, enquanto um grande ângulo de inclinação resulta em uma grande redução na velocidade. Empuxo adicional (potência) deve ser aplicado para evitar uma redução da velocidade em curvas niveladas. A quantidade necessária de empuxo adicional é proporcional ao ângulo da inclinação.

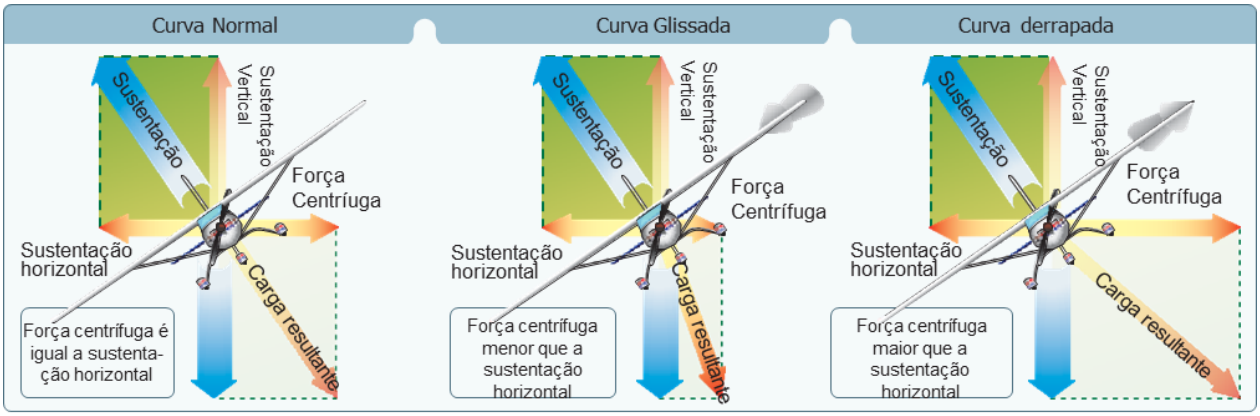


Figura 3-6. Curva Normal, glissada e derrapada.

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

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

Em uma curva derrapada, a aeronave não está girando na razão apropriada para a inclinação que está sendo usada, uma vez que a aeronave está guinada em direção ao lado de fora da rota de voo. A aeronave está muito inclinada para a razão de curva, então o componente de sustentação horizontal é maior do que a força centrífuga. (***Figura 3-6***) O equilíbrio entre o componente de sustentação horizontal e a força centrífuga é restabelecido pela diminuição da inclinação, aumento da razão de curva ou uma combinação das duas alterações.

Uma curva derrapada resulta de um excesso de força centrífuga sobre o componente de sustentação horizontal, puxando a aeronave para fora da curva. A razão é muito grande para o ângulo de inclinação. A correção de uma curva derrapada, portanto, envolve uma redução da razão de curva, um aumento na inclinação, ou uma combinação das duas mudanças. Para manter uma dada razão de curva, o ângulo da inclinação deve ser variado com a velocidade. 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 de razão padrão (3° por segundo). Neste ângulo da inclinação, apenas cerca de 79% da sustentação da aeronave compreende o componente vertical da sustentação. Isso causa uma perda de altitude, a menos que a AOA seja aumentada o suficiente para compensar a perda de elevação vertical.

INFLUÊNCIA DA CARGA

ESTOIS

O estol de aeronaves resulta de uma rápida diminuição na sustentação causada pela separação do ar da superfície da asa provocada por exceder o AOA crítico. Um estol pode ocorrer em qualquer atitude de nariz ou velocidade. Os estois são uma das áreas mais incompreendidas da aerodinâmica porque os pilotos muitas vezes acreditam que um aerofólio para de produzir sustentação quando ele estola. Em um estol, a asa não para totalmente de produzir sustentação. Em vez disso, não pode gerar sustentação adequada para sustentar o voo nivelado.

Uma vez que o C_L aumenta com um aumento no AOA, em algum momento o C_L atinge o seu pico e, em seguida, começa a cair. Este pico é chamado de C_L-max. A quantidade de sustentação que a asa produz cai drasticamente depois de exceder o C_L-max ou AOA crítico, mas como indicado acima, ele não para completamente de produzir sustentação.

Na maioria das aeronaves de asa reta, a asa foi projetada para estolar a raiz da asa primeiro. A raiz da asa atinge seu AOA crítico primeiro fazendo o estol progredir para fora em direção à ponta da asa. Ao ter a raiz estolando primeiro, a eficácia do aileron é mantida na ponta das asas, mantendo controlabilidade da aeronave. Vários métodos de design

são usados para alcançar o estol da raiz da asa primeiro. Em um design, a asa é "torcida" para um AOA mais alto na raiz da asa. Instalar dispositivos de estol nos primeiros 20-25% do bordo de ataque da asa é outro método para introduzir um estol prematuramente.

A asa nunca para completamente de produzir sustentação em uma condição de estol. Se acontecesse, a aeronave se projetaria no solo. A maioria das aeronaves de treinamento são projetadas 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 C_L estar na parte de trás do CG. O passeio do CG é muito importante quando se trata de características de recuperação de estol. Se uma aeronave for autorizada a ser operada fora do CG, o piloto pode ter dificuldade para se recuperar de um estol. A violação de CG mais crítica ocorreria ao operar com um CG que excede o limite traseiro. Nesta situação, um piloto pode não ser capaz de gerar força suficiente com o profundor para neutralizar o excesso de peso na cauda atrás do CG. Sem a capacidade de diminuir o AOA, a aeronave continua em condições de estol até entrar em contato com o solo.

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

Existem três situações de voo em que o AOA crítico pode ser excedido: baixa velocidade, alta velocidade e giro. A aeronave pode ser estolada em voo reto e nivelado voando muito devagar. À medida que a velocidade diminui, o AOA deve ser aumentado para manter a sustentação necessária para manter a altitude. Quanto menor a velocidade, mais o AOA deve ser aumentado. Eventualmente, um AOA é alcançado, o que resulta na asa não produzir sustentação suficiente para suportar a aeronave em voo. Se a velocidade for reduzida ainda mais, a aeronave estola, pois o AOA excedeu o ângulo crítico e o fluxo de ar sobre a asa é interrompido.

Baixa velocidade não é necessária para produzir um estol. A asa pode ser trazida para um AOA excessivo a qualquer velocidade. Por exemplo, uma aeronave está em um mergulho com uma velocidade de 100 nós quando o piloto puxa bruscamente o profundor. (***Figura 3-7***)

A gravidade e a força centrífuga impedem uma alteração imediata da trajetória, mas o AOA da aeronave muda abruptamente de muito baixo para muito alto. Uma vez que a trajetória da aeronave em relação ao ar que se aproxima determina a direção do vento relativo, o AOA é subitamente aumentado, e a aeronave alcançaria o ângulo de estol a uma velocidade muito maior do que a velocidade normal de estol.

A velocidade de estol de uma aeronave também é mais alta em uma curva nivelada do que em linha reta e nivelada. (***Figura 3-8***)

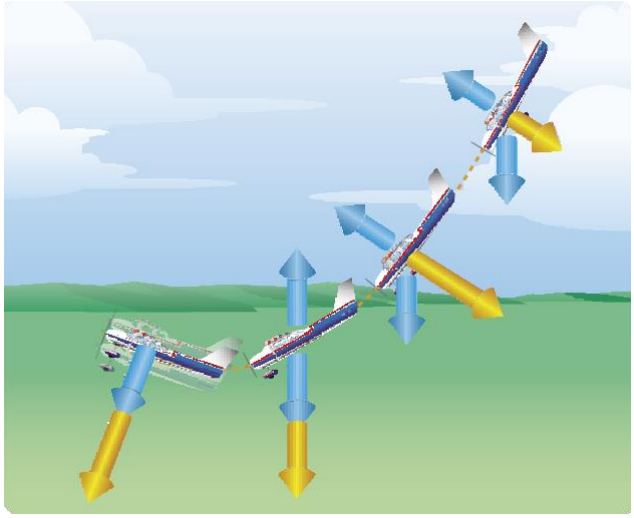


Figura 3-7. Força exercida quando recuperando de um mergulho.

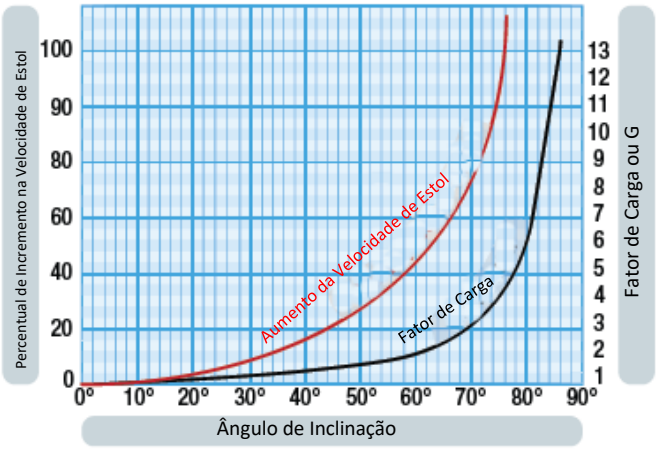


Figura 3-8. Aumento na velocidade de estol e fator de carga ao inclinar.

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. Em uma curva, a sustentação adicional necessária é adquirida pela aplicação de contrapressão no controle do profundor. Isso aumenta o AOA da asa e resulta em aumento de sustentação. O AOA deve aumentar à medida que o ângulo de inclinação aumenta para neutralizar a carga crescente causada pela força centrífuga. Se a qualquer momento durante uma curva o AOA se tornar excessivo, a aeronave estola.

Neste ponto, a ação da aeronave durante um estol deve ser examinada. Para equilibrar a aeronave aerodinamicamente, o C_L está normalmente localizado atrás do CG. Embora isso faça a aeronave inerentemente pesada, o downwash do estabilizador horizontal neutraliza essa condição. No ponto de estol, quando a força ascendente da sustentação da asa e a força da cauda para baixo cessam, existe uma condição desequilibrada. Isso permite que a aeronave desça abruptamente, girando sobre seu CG. Durante essa atitude de nariz 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 está novamente voando. Altitude considerável pode ser perdida antes que este ciclo esteja completo.

Conforme já indicado, a forma do aerofólio e a degradação dessa forma também devem ser consideradas em uma discussão de estois. Combinada com o aumento do arrasto e a redução da geração de sustentação devido ao acúmulo de gelo, neve ou geada nas superfícies de sustentação da aeronave, um estol pode ocorrer em um ângulo de ataque menor do que o normal ou em uma velocidade mais alta.

ENVELOPE DE VOO

Um envelope de voo, envelope de desempenho ou envelope de serviço refere-se a capacidades e limitações de um determinado pacote de design de aeronaves. Em particular, são considerados os fatores de velocidade, de desempenho e os fatores de carga em diferentes altitudes. É importante manter o voo "dentro do envelope" ou uma falha estrutural pode ocorrer.

LIMITAÇÕES ESTRUTURAIS

Fatores de carga

Na aerodinâmica, o fator de carga é a razão da carga máxima que uma aeronave pode suportar ao peso bruto da aeronave. 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 a que um corpo é submetido quando é acelerado. Qualquer força aplicada a uma aeronave para desviar seu voo de uma linha reta produz um estresse em sua estrutura, e a quantidade desta força é o fator de carga. Por exemplo, um fator de carga de 3 significa que a carga total na estrutura de uma aeronave é três vezes maior. Uma vez que 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 for puxada para cima a partir de um mergulho, submetendo o piloto a 3 Gs, ele seria pressionado para baixo no assento com uma força igual a três vezes o seu peso. Uma vez que aeronaves modernas operam a velocidades significativamente mais altas do que as aeronaves mais antigas, aumentando a magnitude do fator de carga, esse efeito tornou-se uma consideração primária no projeto da estrutura de todas as aeronaves. Com o projeto estrutural das aeronaves planejado para suportar apenas uma certa quantidade de sobrecarga, um conhecimento de fatores de carga tornou-se 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 das aeronaves.

2- O aumento do fator de carga aumenta a velocidade de estol e torna os estois possíveis a velocidades de voo aparentemente seguras.

Fatores de carga no design da aeronave

A resposta para a pergunta "Quão forte deve ser uma aeronave? " é determinado em grande parte pelo uso a que a aeronave é submetida. Este é um problema difícil porque as cargas máximas possíveis são muito altas para uso em um design eficiente. É verdade que qualquer piloto pode fazer um pouso muito difícil ou uma puxada extremamente acentuada de um mergulho, o que resultaria em cargas anormais. No entanto, tais cargas extremamente anormais devem ser descartadas um pouco se as aeronaves forem construídas para decolarem rapidamente, pousarem lentamente e carregar cargas valiosas.

O problema dos fatores de carga no design das aeronaves torna-se como determinar os fatores de carga mais elevados que podem ser esperados em operação normal em várias situações operacionais. Esses fatores de carga são chamados de "fatores de carga limite ". Por razões de segurança, é necessário que a aeronave seja projetada para suportar esses fatores de carga sem qualquer dano estrutural. Embora os requisitos de certificação normalmente exijam que a estrutura da aeronave seja

capaz de suportar uma vez e meia esses fatores de carga limite sem falha, é aceito que partes da aeronave podem dobrar ou torcer sob essas cargas e que algum dano estrutural pode ocorrer.

Este fator limite de carga 1,5 é chamado de " fator de segurança" e fornece, em certa medida, cargas superiores às esperadas em operação normal e razoável. Essa reserva de força não é algo que os pilotos devem abusar voluntariamente; pelo contrário, está lá para proteção ao encontrar condições inesperadas.

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

Existe uma situação totalmente diferente no design da aeronave com fatores de carga de manobra. É necessário discutir este assunto separadamente no que diz respeito a: (1) aeronaves projetadas de acordo com o sistema de categoria (por exemplo, normal, utilitário, acrobático); e (2) projetos mais antigos construídos de acordo com requisitos que não previam categorias operacionais.

As aeronaves projetadas sob o sistema de categoria são prontamente identificadas por uma placa na cabine de comando da aeronave) em que a aeronave é certificada. Os fatores máximos de carga segura (fatores de carga limite) especificados para aeronaves nas várias categorias são:

Fatores típicos de carga do limite de categoria	
Normal	3,8 – 1,52
Utilitário (Acrobacias leves, incluindo parafusos)	4,4 – 1,76
Acrobático	6,0 – 3,00

Para aeronaves com peso bruto superior a 4 000 libras, o fator de carga limite é reduzido. Para as cargas limite dadas acima, um fator de segurança de 50% é adicionado. Observe também que as normas de certificação em vários países de fabricação podem diferir.

Há uma graduação ascendente no fator de carga com a crescente gravidade das manobras. O sistema de categoria prevê a utilidade máxima de uma aeronave. Se a operação normal for 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.

Aeronaves que não possuem placa de categoria são projetos que foram construídos sob requisitos de engenharia anteriores nos quais não foram dadas especificamente restrições operacionais aos pilotos. Para aeronaves deste tipo (até pesos de cerca de 4 000 libras), a força necessária é comparável às aeronaves da categoria utilitário atuais, 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. Estas aeronaves devem ser consideradas comparáveis à categoria normal de aeronaves projetadas sob o sistema de categoria, e devem ser operadas em conformidade.

VOO DE ALTA VELOCIDADE

FLUXO SUBSÔNICO VS SUPERSÔNICO

Na aerodinâmica subsônica, a teoria da sustentação é baseada nas forças geradas em um corpo e um gás em movimento (ar) no qual está imerso. A velocidades de aproximadamente 260 Kts, o ar pode ser considerado incompressível em que, a 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 evitar o movimento de uma parte do fluido em relação a outro) são insignificantes, e classifica o ar como um fluido ideal, conforme os princípios da aerodinâmica de um fluido-ideal, como continuidade, o princípio de Bernoulli e a circulação.

Na realidade, o ar é compressível e viscoso. Embora os efeitos dessas propriedades sejam insignificantes em baixas velocidades, os efeitos de compressão, em particular, tornam-se cada vez mais importantes à medida que a velocidade aumenta. A compressão (e, em menor grau, viscosidade) é de suma importância nas velocidades que se aproximam da velocidade do som. Nestas faixas de velocidade, a compressão 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. Este ar acelerado

pode, e faz, atingir velocidades sônicas, mesmo que a aeronave em si esteja voando subsônico. Em alguns AOAs extremos, em algumas aeronaves, a velocidade do ar sobre a superfície superior da asa pode ser o dobro da velocidade da aeronave. É, portanto, inteiramente possível ter ambos os fluxos de ar supersônico e subsônico em uma aeronave ao mesmo tempo. Quando velocidades de fluxo atingem velocidades sônicas em algum local em uma aeronave (tais como o área da Cambra máxima de uma asa), uma aceleração adicional resulta no início de efeitos de compressibilidade, como formação de ondas de choque, aumento do arrasto, vibrações e dificuldades de estabilidade e controle. Os princípios do fluxo subsônico são inválidos em todas as velocidades acima deste ponto. (***Figura 3-9***)

FAIXAS DE VELOCIDADE

A velocidade do som varia de acordo com a temperatura. Sob condições de temperatura padrão de 15°C, a velocidade do som ao nível do mar é de 661 Kts. A 40 000 pés, onde a temperatura é de -55°C, a velocidade do som diminui para 574 Kts. Em voo de alta velocidade e/ou voo de alta altitude, a medição da velocidade é expressa em termos de um "número Mach" — a razão da verdadeira velocidade da aeronave em relação a velocidade do som nas mesmas condições atmosféricas. Uma aeronave viajando à velocidade do som está viajando em Mach 1.0. Os regimes de velocidade da aeronave são definidos aproximadamente da seguinte forma:

Subsônicos - Mach abaixo de 0,75

Transônico - Mach números de 0,75 a 1,20

Supersônico - Mach números de 1,20 a 5,00

Hipersônico - Mach acima de 5.00

Enquanto os 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 a que primeiro alcança (mas não excede) Mach 1.0 é chamado de "número de Mach crítico ". Assim, o número de Mach crítico é a fronteira entre o voo subsônico e transônico e é em grande parte dependente do design da asa e aerofólio. O número de Mach crítico é um ponto importante no voo transônico. Quando ondas de choque se formam na aeronave, a separação do fluxo de ar seguido de vibração e dificuldades de controle nas aeronaves pode ocorrer. Ondas de choque, vibração e separação do fluxo de ar ocorrem acima do número de Mach crítico.

Uma aeronave a jato normalmente é mais eficiente quando cruza em ou perto de seu número de Mach crítico. Em velocidades de 5 a 10% acima do número de Mach crítico, os efeitos de compressão começam. O arrasto começa a aumentar bruscamente. Associados ao "aumento do arrasto" estão as vibrações, mudanças na compensação e estabilidade, e uma diminuição na eficácia da superfície de controle. Este é o ponto de "arrasto divergente". (***Figura 3-10***)

VMO/MMO é definido como o limite máximo de velocidade. VMO é expressa em Velocidade Calibrada (KCAS), enquanto MMO é expresso em número Mach. A VMO limite é normalmente associada com operações em altitudes mais baixas e lida com cargas estruturais e flutter (vibrações). O limite de MMO está associado a operações em grandes altitudes e é normalmente mais preocupado com os Efeitos da Compressibilidade e flutter. Em altitudes mais baixas, Cargas estruturais e flutter são as preocupações; em grandes altitudes, efeitos de compressão e flutter são as preocupações.

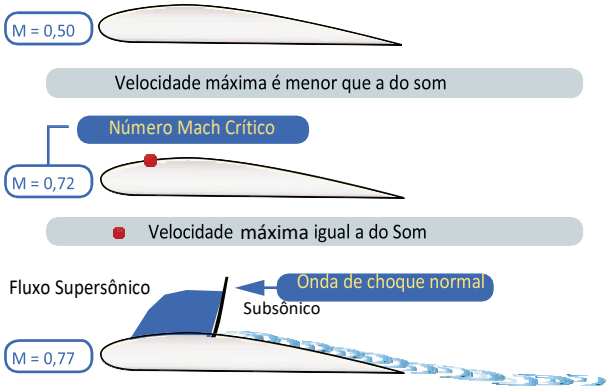


Figura 3-9. Fluxo na Asa.

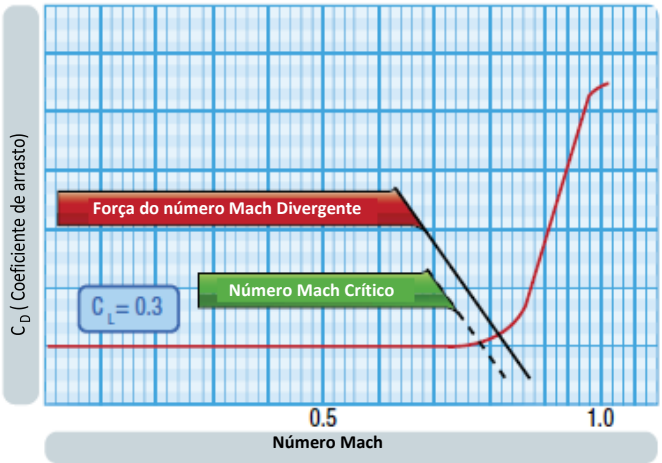


Figura 3-10. Mach crítico

A observação dessas velocidades previne problemas estruturais devido à pressão dinâmica ou vibração, degradação na resposta ao controle da aeronave devido a efeitos de compressão (por exemplo, Mach Tuck, reversão de aileron entre outras), e fluxo de ar separado devido a ondas de choque que resultam em perda de sustentação ou vibração. Qualquer um desses fenômenos poderia impedir que o piloto fosse capaz de controlar adequadamente a aeronave.

Por exemplo, um jato civil antigo tinha um limite de VMO de 306 KCAS até aproximadamente FL 310 (em um dia padrão). Nesta altitude (FL 310), um MMO de 0,82 que é aproximadamente igual a 306 KCAS. Acima desta altitude, um MMO de 0,82 sempre igualou um KCAS inferior a 306 KCAS e, assim, tornou-se o limite de operação, pois você não poderia atingir o limite de VMO sem antes atingir o limite de MMO. Por exemplo, na FL 380, um MMO de 0,82 é igual a 261 KCAS.

NÚMERO MACH VS VELOCIDADE

É importante entender como a velocidade varia com o número Mach. Como exemplo, considere como a velocidade de estol de uma aeronave de transporte a jato varia com um aumento de altitude. O aumento da altitude resulta em uma queda correspondente na densidade do ar e na temperatura externa. Suponha que esta aeronave esteja na configuração limpa (trem de pouso e flaps recolhidos) e pesa 550 000 libras. A aeronave pode estolar a aproximadamente 152 KCAS no nível do mar. Isso é igual a (em um dia padrão) uma velocidade real de 152 KTAS e um número Mach de 0,23. Na FL 380, a aeronave ainda vai estolar em 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 mais rápida para ter a mesma pressão sentida pelo tubo pitot para o mesmo KCAS ou KIAS (para nossos propósitos, KCAS e KIAS são relativamente próximos um do outro). A pressão dinâmica que a asa experimenta na FL 380 em 287 KTAS é a mesma do nível do mar em 152 KTAS. No entanto, ele está voando em maior número Mach.

Outro fator a considerar é a velocidade do som. A diminuição da 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 caindo. Ao nível do mar, a velocidade do som é aproximadamente 661 KCAS, enquanto na FL 380 é 574 KCAS. Assim, para a nossa aeronave de transporte a jato, a velocidade de estol (em KTAS) passou de 152 no nível do mar para 287 no 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). Todo o tempo o KCAS para o estol tem permanecido constante em 152. Isso descreve o que acontece quando a aeronave está em um KCAS constante com altitude crescente, mas o que acontece quando o piloto mantém Mach constante durante a subida? Em operações normais de voo a jato, a subida é de 250 KIAS (ou mais (por exemplo, pesado)) a 10.000 pés e, em seguida, em uma velocidade de subida especificada na rota (como cerca de 330 se um DC10) até atingir uma altitude por volta do FL 200 onde o piloto então sobe em um número constante de Mach para altitude de cruzeiro.

Assumindo para fins de ilustração que o piloto sobe 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 apenas diferiria por alguns Kts. 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 da velocidade verdadeira com a velocidade do som em condições de voo. O significado disso é que em uma subida constante de número Mach, o KCAS (e KTAS ou KIAS também) está caindo.

Se a aeronave subisse alto o suficiente neste MMO constante com KIAS, KCAS e KTAS decrescentes, ele 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 desacelerar (sem estolar) nem acelerar (sem exceder a velocidade máxima de operação da aeronave). Isso foi apelidado de "borda do caixão".

ONDAS DE CHOQUE

Quando um avião voa a velocidades subsônicas, o ar à frente é "avisado" da vinda do avião por uma mudança de pressão transmitida à frente do avião à velocidade do som. Por causa deste aviso, o ar começa a se mover lateralmente antes que o avião chegue e esteja preparado para deixá-lo passar facilmente. Quando a velocidade do avião atinge a velocidade do som, a mudança de pressão não pode mais avisar o ar à frente porque o avião está acompanhando suas próprias ondas de pressão. Em vez disso, as partículas de ar se aglomeram na frente do avião causando uma diminuição acentuada na velocidade do

fluxo diretamente na frente do avião com o correspondente aumento da pressão do ar e densidade.

À medida que a velocidade do avião aumenta além da velocidade do som, a pressão e a densidade do ar comprimido à sua frente aumentam, a área de compressão estendendo-se alguma distância à frente do avião. Em algum momento da corrente de ar, as partículas de ar estão completamente intactas, não tendo tido nenhum aviso avançado da aproximação do avião, e no instante seguinte as mesmas partículas de ar são forçadas a sofrer mudanças repentinas e drásticas em temperatura, pressão, densidade e velocidade.

A fronteira entre o ar não perturbado e a região do ar comprimido é chamada de onda de choque ou "compressão". Este mesmo tipo de onda é formado sempre que uma corrente de ar supersônica é retardada para subsônica sem uma mudança de direção, como quando a corrente de ar é acelerada para velocidade sônica sobre a porção da cambra de uma asa, e depois desacelerado para velocidade subsônica à medida que a área máxima da cambra é passada. Uma onda de choque se forma como uma fronteira entre as faixas supersônicas e subsônicas. Sempre que uma onda de choque se forma perpendicular ao fluxo de ar, é denominada uma onda de choque "normal", e o fluxo imediatamente atrás da onda é subsônico.

Um fluxo de ar supersônico passando por uma onda de choque normal experimenta essas mudanças:

- A corrente de ar é retardada para subsônica.
- O fluxo de ar imediatamente atrás da onda de choque não muda de direção.
- A pressão estática e a densidade da corrente de ar atrás da onda são muito aumentadas.
- A energia da corrente de ar (indicada pela pressão total - dinâmica mais estática) é muito 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 densa região de alta pressão imediatamente atrás da onda. A instabilidade da região de alta pressão, e o fato de que parte da energia da 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 muito maior. Se a onda de choque for forte, a camada de fronteira pode não ter energia cinética suficiente para suportar a separação do fluxo de ar. O arrasto incorrido na região transônica devido à formação de ondas de choque e separação do fluxo de ar é conhecido como "arrasto de ondas". 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 para a faixa supersônica onde, dependendo da forma do aerofólio e do ângulo de ataque, a camada limite pode se recolocar.

Ondas de choque normais formam-se 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 para mais perto do bordo de fuga. ***(Figura 3-11)***

Associado com "aumento do arrasto" teremos uma vibração (conhecido como Mach buffet), mudanças de compensação e estabilidade, e uma diminuição na eficácia dos controles. O perda de sustentação devido a separação do fluxo resulta na perda do downwash, e muda a posição da pressão central na asa. A separação do fluxo produz um rastro turbulento atrás da asa, o que faz com que as superfícies da cauda apresentem uma vibração. O movimento de nariz para cima e nariz para baixo fornecido pelo profundor da cauda é dependente do downwash atrás da asa. Assim o aumento do downwash diminui eficácia do controle uma vez que ele efetivamente aumenta o ângulo de ataque que é sentido pela cauda.

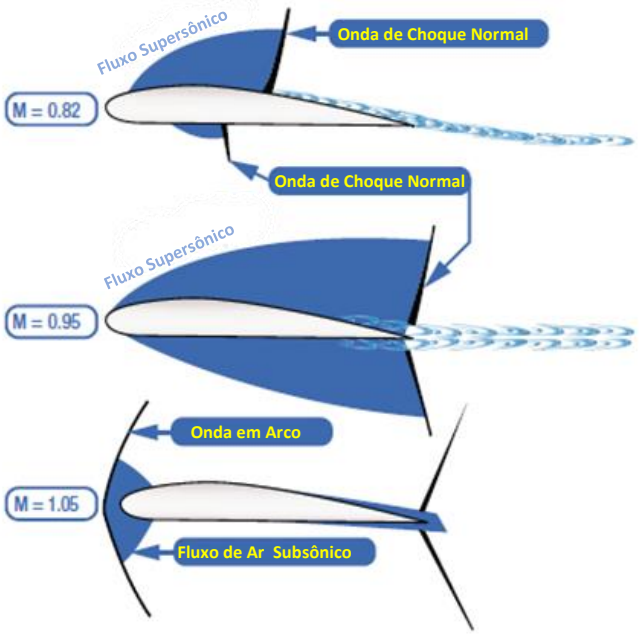


Figura 3-11. Ondas de Choque

O movimento do centro de pressão (CP) da asa afeta o momento de arfagem da asa. Se o CP se mover para trás, um momento de mergulho chamado "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 da cauda em T em muitas aeronaves movidas a turbina, o que coloca o estabilizador horizontal tão longe quanto prático da turbulência das asas.

ENFLEXAMENTO

A maioria das dificuldades do voo transônico estão associadas com a separação do fluxo induzido pela onda de choque. Portanto qualquer meio de atrasar ou aliviar o choque induzido por esta separação melhora o desempenho aerodinâmico. Um método é o enflexamento da asa. A teoria do enflexamento é baseada no conceito de que é apenas o componente do fluxo de ar perpendicular à borda de ataque da asa que afeta a distribuição da pressão que forma as ondas de choque. (***Figura 3-12***)

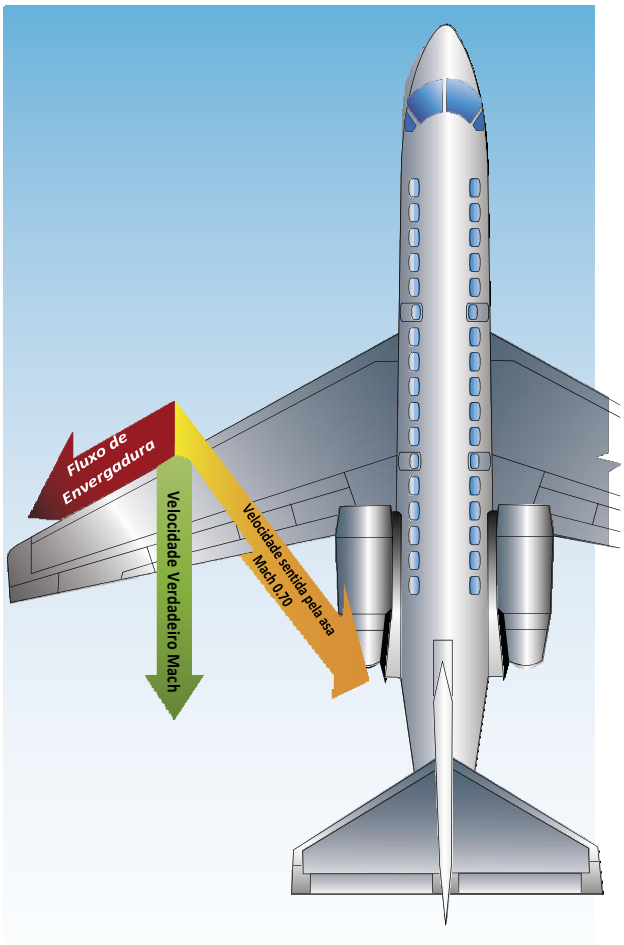


Figura 3-12. Efeito do Enflexamento.

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

O número Mach, que produz uma mudança acentuada no coeficiente de arrasto, é chamado de "divergência de força". O número Mach para a maioria dos aerofólios geralmente excede o número de Mach crítico em 5 a 10%. Nesta velocidade, a baixa separação do ar induzido pela formação de ondas de choque pode criar variações significativas nos coeficientes de arrasto, sustentação ou arfagem. Além do atraso no início dos efeitos de compressão, o enflexamento reduz a magnitude nas alterações dos coeficientes de arrasto, sustentação ou arfagem. Em outras palavras, o uso do enflexamento "amolece" a divergência da força.

Uma desvantagem das asas enflexadas é que elas tendem a estolar nas pontas das asas em vez de nas raízes das asas. (***Figura 3-13***) Isso ocorre porque a camada limite tende a fluir em direção às pontas e a se separar perto das bordas de ataque. Como as pontas de uma asa enflexada estão na parte de trás da asa atrás do centro de sustentação (C_L), um estol de ponta de asa faz com que o centro de sustentação se mova para frente na asa, forçando o nariz a subir ainda mais. A tendência para o estol de ponta é maior quando o enflexamento das asas e o afunilamento 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 vibração de superfície de controle de cauda. (***Figura 3-14***)

A cauda 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 em um estol mais profundo em um AOA muito maior. Se as superfícies horizontais da cauda ficarem sombreadas na esteira da asa, sua sustentação pode perder toda a eficácia, tornando impossível reduzir a atitude de nariz e quebrar o estol. Nos regimes pré-estol e pós-estol imediatos, as qualidades de sustentação/arrasto de uma aeronave de asa enflexada (especificamente o enorme aumento do arrasto em baixas velocidades) podem causar um aumento cada vez maior da trajetória de voo descendente sem mudança na atitude de nariz,

aumentando ainda mais o AOA. Nesta situação, sem informações de AOA confiáveis, uma atitude de nariz baixo com uma velocidade aumentando não é garantia de que a recuperação foi efetuada, e o movimento do profundor neste estágio pode apenas manter a aeronave estolada.

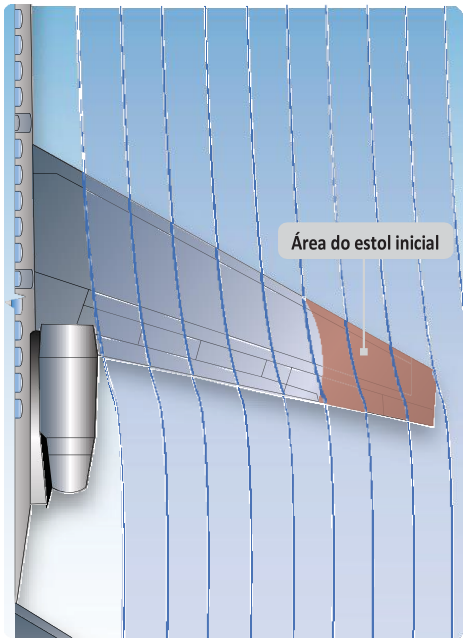


Figura 3-13. Estol de ponta de asa.

É uma característica da aeronave com cauda em T para cabrar violentamente quando estolado em atitudes extremas de nariz alto, tornando a recuperação difícil ou violenta. Um dispositivo que empurra o manche para frente inibe esse tipo de estol. Aproximadamente um Kt acima da velocidade de estol, as forças pré-programadas no manche movem automaticamente o manche para a frente, impedindo que o estol se desenvolva. Um limitador G também pode ser incorporado ao sistema para evitar que a picada gerada pelo dispositivo do manche imponha cargas excessivas na aeronave. Um "vibrador de manche", por outro lado, fornece aviso de estol quando a velocidade está cinco a sete por cento acima da velocidade de estol.

AUMENTO DA SUSTENTAÇÃO

Os controles de voo secundários são instalados na maioria das aeronaves para aumentar a sustentação quando necessário durante a decolagem, pouso e voo lento a baixas alturas. Estes são tipicamente aerofólios que são instalados no bordo de ataque e ou bordo de fuga das asas e são controlados a partir da cabine de comando

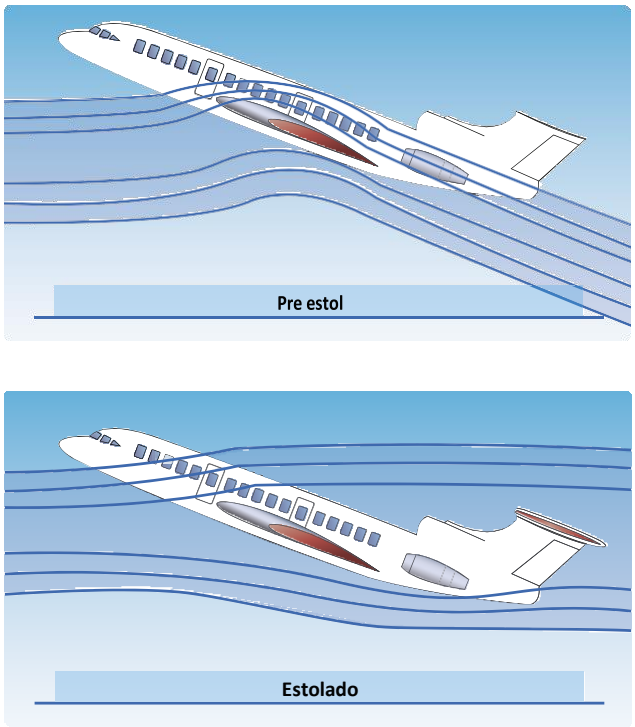


Figura 3-14. Estol de empenagem em T

FLAPS

Flaps são os dispositivos de alta sustentação mais comuns usados em aeronaves. Essas superfícies, que estão presas à borda da asa, aumentam tanto a sustentação quanto o arrasto induzido para qualquer AOA. Os flaps permitem um compromisso entre alta velocidade de cruzeiro e baixa velocidade de pouso, porque podem ser estendidos quando necessário, e retraídos na estrutura da asa quando não necessário. Existem quatro tipos comuns de flapes: simples, dividido, fendas, e flaps fowler. (***Figura 3-15***)

O flap simples é a mais simples dos quatro tipos. Ele aumenta a cambra do aerofólio, resultando em um aumento significativo no coeficiente de sustentação (C_L) em um dado AOA. Ao mesmo tempo, aumenta muito o arrasto e move o centro de pressão (CP) para trás no aerofólio, resultando em um momento de picada de nariz.

O flap dividido é desviado da superfície inferior do aerofólio e produz um aumento ligeiramente maior na sustentação do que o flap simples. Mais arrasto é criado por causa do turbulento padrão de ar produzido atrás do aerofólio. Quando totalmente estendidos, tanto o simples quanto o dividido produzem alto arrasto com pouca sustentação adicional.

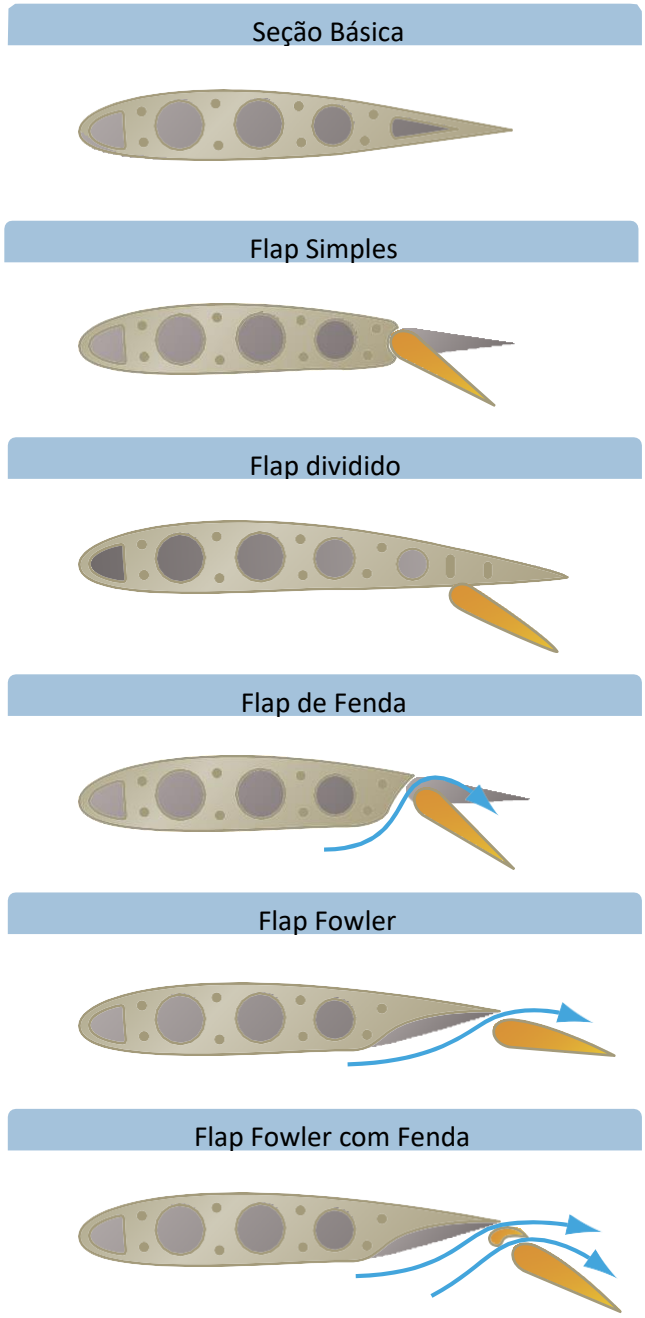


Figura 3-15. Quatro tipos comuns de Flaps.

O flap mais popular das aeronaves hoje é o flap de fendas. Variações deste design são usadas para aeronaves de pequeno porte, bem como para as grandes. Os flaps de fendas aumentam o coeficiente de sustentação significativamente mais do que os flaps simples ou divididos. Em aeronaves pequenas, a dobradiça está localizada abaixo da superfície do flap, e quando o flap é baixado, um duto se forma entre o flap na asa e o bordo de ataque do flap. Quando o flap de fenda é baixado, o ar de alta energia da superfície inferior é conduzido para a superfície superior do flap. O ar de alta energia da fenda acelera a camada limite da superfície superior e atrasa a separação do fluxo de ar, proporcionando um CL mais alto. Assim o flap de fenda produz sustentação muito maior no coeficiente máximo de sustentação (C_L-max) do que o flap simples ou dividido. Embora existam muitos tipos de flap de fenda, aeronaves grandes geralmente têm flaps duplos e até triplos. Estes permitem o aumento máximo do arrasto sem que o fluxo de ar sobre os flaps se separem e destruam a sustentação que produzem.

Flaps fowler são um tipo de flap de fenda. Este design de flap não só muda a cambra da asa, mas também aumenta a área da asa. Em vez de girar para baixo em uma dobradiça, ele desliza para trás em faixas. Na primeira parte de sua extensão, aumenta muito pouco o arrasto, mas aumenta muito a sustentação, pois aumenta tanto a área quanto a cambra. À medida que a extensão continua, o flap se desvia para baixo. Durante a última parte do seu caminho, o flap aumenta o arrasto com pouco aumento adicional na sustentação.

DISPOSITIVOS DE BORDO DE ATAQUE

Dispositivos de alta sustentação também pode ser aplicado à borda de ataque do aerofólio. Os tipos mais comuns são fendas fixas, fendas móveis, flaps de borda de ataque e “cuffs”. (***Figura 3-16***)

Fendas fixas direcionam o fluxo de ar para a superfície da asa superior e atrasam a separação do fluxo de ar em ângulos mais altos de ataque. A fenda não aumenta a cambra da asa, mas permite um C_L máx mais alto porque o estol é atrasado até que a asa atinja um AOA maior.

As fendas móveis consistem em segmentos do bordo de ataque, que se movem em trilhas. Em baixos ângulos de ataque, cada fenda é segurada contra a borda superior da asa pela alta pressão que se forma na ponta da asa. À medida que o AOA aumenta, a área de alta pressão se move para baixo abaixo da superfície inferior da asa, permitindo que as fendas se movam para a frente. Algumas fendas, no entanto, são operadas por pilotos e podem ser aplicadas em qualquer AOA. Abrir uma fenda permite que o ar abaixo da asa flua sobre a superfície superior da asa, atrasando a separação do fluxo de ar.

Flaps de borda de ataque, como flaps de borda de fuga, são usados para aumentar o C_L-max e a cambra das asas. Este tipo de dispositivo de bordo de ataque é frequentemente usado em conjunto com flaps de bordo de fuga e pode reduzir o movimento do nariz para baixo produzido por este último. Assim como os flaps de bordo de fuga, com um pequeno incremento de flaps de bordo de ataque aumenta a sustentação em uma extensão muito maior do que o arrasto. À medida que maiores quantidades de flaps são aplicadas, o arrasto aumenta a uma razão maior do que a sustentação.

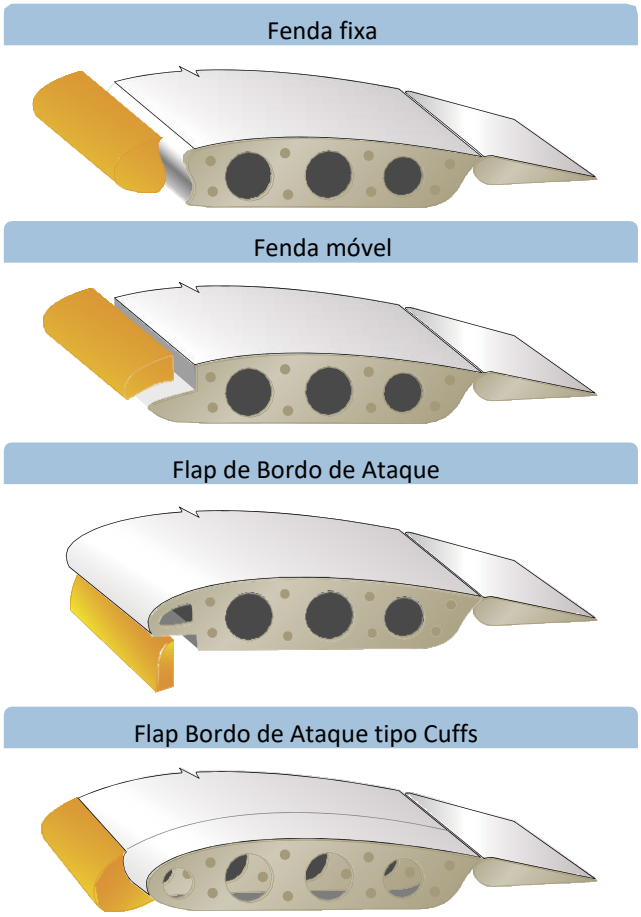


Figura 3-16. Principais dispositivos de alta sustentação.

Flaps de bordo de ataque tipo cuffs, como flaps de bordo de ataque e flaps de bordo de fuga são usados para aumentar tanto C_L max e a cambra das asas. Ao contrário de flaps de bordo de ataque e flaps de bordo de fuga, os flaps tipo cuffs são dispositivos aerodinâmicos fixos. Na maioria dos casos, os flaps cuffs estendem o bordo de ataque para baixo e para a frente. Isso faz com que o fluxo de ar se conecte melhor à superfície superior da asa em ângulos de ataque mais altos, diminuindo assim a velocidade de estol de uma aeronave. A natureza fixa dos flaps desta natureza impõe uma penalidade na velocidade máxima de cruzeiro, mas os recentes avanços no design e na tecnologia reduziram essa penalidade.

DISPOSITIVOS DE FLUXO DE AR FIXO

Um *winglet* é uma óbvia dobra vertical da ponta da asa que se assemelha a um estabilizador vertical. É um dispositivo aerodinâmico projetado para reduzir o arrasto criado por vórtices de ponta de asa em voo. Geralmente feitos de alumínio ou materiais compostos, os *winglets* podem ser projetados para otimizar o desempenho na velocidade desejada. (***Figura 3-17***) Os geradores de vórtice são pequenas seções de aerofólio geralmente ligadas à superfície superior de uma asa. (***Figura 3-18***)

Eles são projetados para promover fluxo de ar laminar positivo sobre as asas e superfícies de controle. Geralmente feitos de alumínio e instalados em uma linha ou linhas na envergadura, os vórtices criados por esses dispositivos giram para baixo auxiliando a manutenção da camada limite de ar que flui sobre a asa. Eles também podem ser encontrados na fuselagem e empenagem. Uma barreira de dispositivos colocados na superfície superior da asa, chamada de barreira de estol, às vezes chamada de strake, é usada para interromper o fluxo de ar em termos de extensão. (***Figura 3-19***)

Figura 3-17 Winglet reduz o arrasto induzido causado pela ponta da asa.

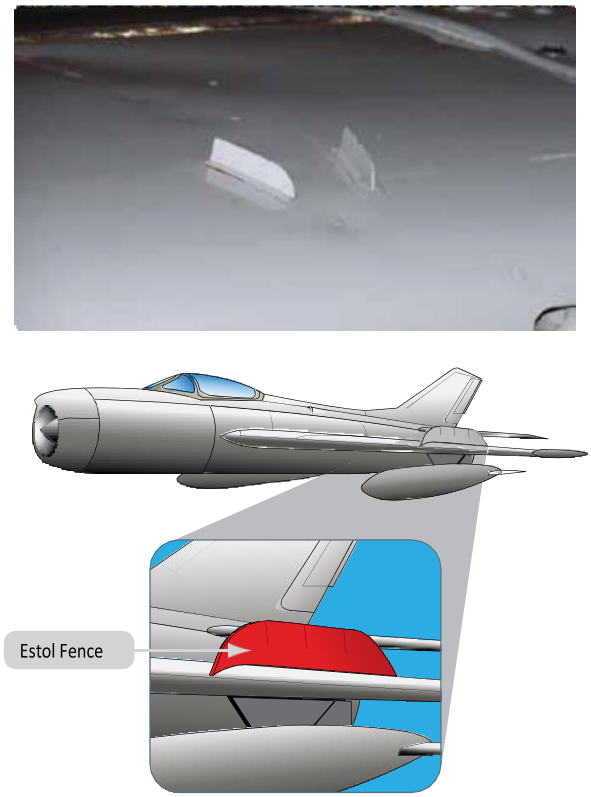


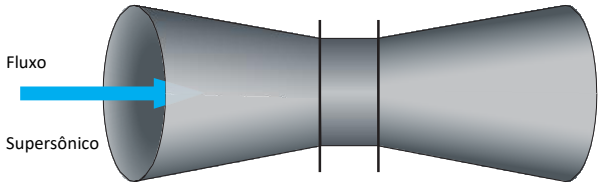
Figura 3-19. Uma cerca para o fluxo de ar na extensão da asa.

Durante o voo de baixa velocidade, isso pode manter o fluxo de ar adequado, reduzindo a tendência da asa em estolar. Geralmente feita de alumínio, o dispositivo é uma estrutura fixa mais comum em asas enflexadas, que têm um fluxo de ar que corre para a ponta de forma natural.

Muitas vezes, pode existir uma lacuna entre o bordo de fuga de uma asa ou estabilizador e a superfície de controle móvel. Em ângulos de ataque altos, ar de alta pressão a partir da parte inferior da superfície da asa pode ser interrompida nesta lacuna. O resultado pode ser um fluxo de ar turbulento, o que aumenta o arrasto. Há também uma tendência para que algum ar da asa inferior entre na abertura e interrompa o fluxo de ar da superfície da asa superior, o que, por sua vez, reduz a capacidade de sustentação e capacidade de controle da superfície de comando. O uso de dispositivos para fechar estas lacunas é comum para promover um fluxo de ar suave nessas áreas de lacuna. As vedações destas lacunas podem ser feitas de uma grande variedade de materiais que vão desde alumínio e tecido impregnado até espuma e plástico. A ***Figura 3-20*** mostra algumas vedações instaladas em várias aeronaves.

AERODINÂMICA DE ALTA VELOCIDADE

Efeitos de compressão quando o ar está fluindo em velocidade subsônica, ele age como um fluido incompressível. Como discutido anteriormente neste capítulo, quando o ar em velocidade subsônica flui através de uma passagem em forma divergente, a velocidade diminui e a pressão estática aumenta, mas a densidade do ar não muda. Em uma passagem em forma convergente, o ar subsônico acelera e sua pressão estática diminui. Quando o ar supersônico flui através de uma passagem convergente, sua velocidade diminui e sua pressão e densidade aumentam. (***Figura 3-21***) No fluxo supersônico, o ar age como um fluido compressível. Como o ar se comporta de forma diferente quando fluindo em velocidade supersônica, aviões que voam supersônico devem ter asas com uma forma diferente



Convergência	Divergência
Velocidade diminui	Velocidade Aumenta
Pressão Aumenta	Pressão Diminui
Densidade Aumenta	Densidade Diminui

Figura 3-21. Fluxo de ar supersônico através de um venturi.

A VELOCIDADE DO SOM

O som, em referência aos aviões e seu movimento pelo ar, nada mais é do que distúrbios de pressão no ar. Como discutido no início deste capítulo, é como deixar cair uma pedra na água e ver as ondas fluindo do centro. Enquanto um avião voa, cada ponto do avião que causa uma perturbação cria energia sonora na forma de ondas de pressão. Estas ondas de pressão fluem para longe do avião à velocidade do som, que a uma temperatura padrão do dia de 59°F, é de 761 mph. A velocidade do som no ar muda com a temperatura, aumentando à medida que a temperatura aumenta. A ***Figura 3-22*** mostra como a velocidade do som muda com a altitude.

VOO SUBSÔNICO, TRANSÔNICO E SUPERSÔNICO

Quando um avião está voando a velocidade subsônica, todo o ar que flui ao redor do avião está a uma velocidade menor que a velocidade do som, que é conhecido como Mach 1. Tenha em mente que o ar acelera quando flui sobre certas partes do avião, como o topo da asa, de modo que um avião voando a 500 mph poderia ter ar sobre o topo da asa atingindo uma velocidade de 600 mph. A velocidade com que um avião pode voar e ainda ser considerado em voo subsônico varia com o design da asa, mas como um número Mach, ele normalmente será pouco mais de Mach 0.8.

Figura 3-20. As vedações de frestas promovem o fluxo suave de ar sobre as os espaços entre superfícies fixas e móveis.

ALTITUDE NOS PÉS	TEMPERATURA (°F)	VELOCIDADE DO SOM (MPH)
0	59.00	761
1,000	55.43	758
2,000	51.87	756
3,000	48.30	753
4,000	44.74	750
5,000	41.17	748
6,000	37.60	745
7,000	34.04	742
8,000	30.47	740
9,000	26.90	737
10,000	23.34	734
15,000	5.51	721
20,000	−12.32	707
25,000	−30.15	692
30,000	−47.98	678
35,000	−65.82	663
* 36.089	−69.70	660
40,000	−69.70	660
45,000	−69.70	660
50,000	−69.70	660
55,000	−69.70	660
60,000	−69.70	660
65,000	−69.70	660
70,000	−69.70	660
75,000	−69.70	660
80,000	−69.70	660
85,000	−64.80	664
90,000	−56,57	671
95,000	−48.34	678
100,000	−40.11	684

* Altitude em que a temperatura para de diminuir.

Figura 3-22. Altitude e temperatura versus velocidade de som.

Quando um avião está voando em velocidade transônica, parte do avião está experimentando fluxo de ar subsônico e parte está experimentando fluxo de ar supersônico. Sobre a asa, provavelmente a meio caminho para trás, a velocidade do ar atingirá Mach 1 e uma onda de choque se formará. A onda de choque se a forma 90 graus no fluxo de ar e é conhecida como uma onda de choque normal. Problemas de estabilidade podem ser encontrados durante o voo transônico, porque a onda de choque pode fazer com que o fluxo de ar se separe da asa. A onda de choque também faz com que o centro da sustentação mude para trás, fazendo com que o nariz baixe. A velocidade com que a onda de choque se forma é conhecida como o número Mach crítico. A velocidade transônica é tipicamente entre Mach 0,80 e 1,20.

Quando um avião está voando em velocidade supersônica, o avião inteiro está experimentando um fluxo supersônico. A essa velocidade, a onda de choque que se formou no topo da asa durante o voo transônico se moveu para trás e se prendeu ao bordo de fuga da asa. A velocidade supersônica é de Mach 1,20 a 5,0. Se um avião voa mais rápido que Mach 5, diz-se que está em voo hipersônico.

ONDAS DE CHOQUE

O som vindo de um avião é o resultado da perturbação do ar à medida que o avião se move através dele e das ondas de pressão resultantes que irradiam da fonte da perturbação. Para um avião em movimento lento, as ondas de pressão viajam à frente do avião, viajando na velocidade do som. Quando a velocidade do avião atinge a velocidade do som, no entanto, as ondas de pressão, ou energia sonora, não podem se afastar do avião. Nesse ponto, a energia sonora começa a se acumular, inicialmente no topo da asa, e eventualmente se ligando aos bordos de ataque e de fuga da asa. Esse acúmulo de energia sonora é chamado de onda de choque. Se as ondas de choque atingirem o solo e cruzarem o caminho de uma pessoa, elas serão ouvidas como um estrondo sônico. A ***Figura 3-23A*** mostra uma asa em voo de baixa velocidade, com muitos distúrbios na asa gerando ondas de pressão sonora que se irradiam para fora. A vista B é a asa de um avião em voo supersônico, com as ondas de pressão sonora se acumulando em direção ao bordo de ataque da asa.

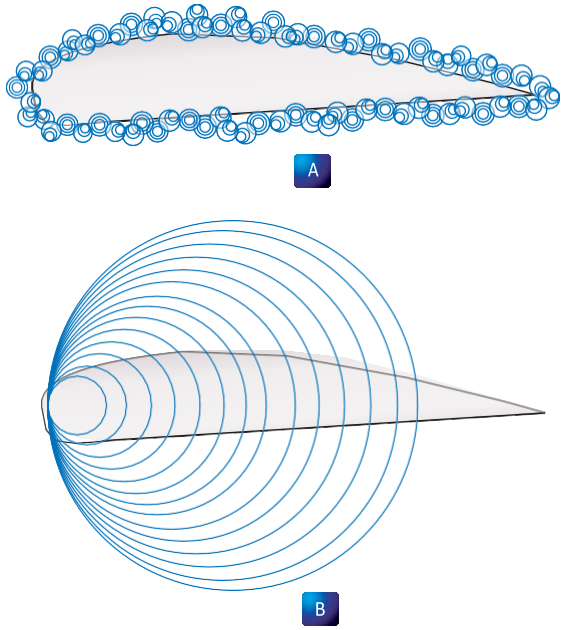


Figura 3-23. Energia sonora em voo subsônico e supersônico.

Onda de choque normal

Quando um avião está em voo transônico, a onda de choque que se forma no topo da asa e, eventualmente, na parte inferior da asa, é chamada de onda de choque normal. Se a borda de ataque da asa estiver atenuada, em vez de ser arredondada ou afiada, uma onda de choque normal também se formará na frente da asa durante o voo supersônico. Ondas de choque normais se formam perpendicularmente à corrente de ar. A velocidade do ar atrás de uma onda de choque normal é subsônica, e a pressão estática e a densidade do ar são maiores. A ***Figura 3-24*** mostra uma onda de choque normal se formando no topo de uma asa.

Onda de choque oblíqua

Um avião projetado para voar supersônico terá superfícies com bordas muito afiadas, a fim de ter a menor quantidade de arrasto. Quando o avião estiver em voo supersônico, a ponta afiada e a borda da asa terão ondas de choque ligadas a eles. Estas ondas de choque são conhecidas como ondas de choque oblíquas. Atrás de uma onda de choque oblíqua a velocidade do ar é menor, mas ainda supersônica, e a pressão e densidade estática são maiores. A ***Figura 3-25*** mostra uma onda de choque oblíqua nos bordos de ataque e fuga de um aerofólio supersônico.

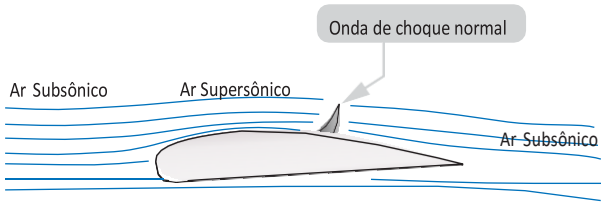


Figura 3-24. Onda de choque normal.

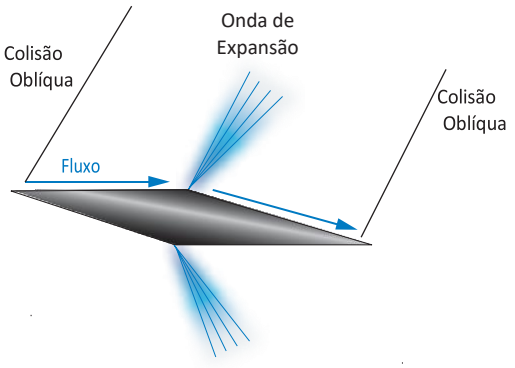


Figura 3-25. Aerofólio supersônico com ondas de choque oblíquas e ondas de expansão.

Onda de expansão

No início da discussão da aerodinâmica de alta velocidade, foi afirmado que o ar em velocidade supersônica age como um fluido compressível. Por essa razão, o ar supersônico, quando dada a oportunidade, quer se expandir para fora. Quando o ar supersônico está fluindo sobre o topo de uma asa, e a superfície da asa se afasta da direção do fluxo, o ar se expandirá e seguirá a nova direção. Uma onda de expansão ocorrerá no ponto onde a direção do fluxo muda. Por trás da onda de expansão a velocidade aumenta, e a pressão estática e a densidade diminuem. Uma onda de expansão não é uma onda de choque. A ***Figura 3-25*** mostra uma onda de expansão em um aerofólio supersônico.

AEROFÓLIOS DE ALTA VELOCIDADE

O voo transônica é o regime de voo mais difícil para um avião, porque parte da asa está experimentando ar subsônico e parte está experimentando fluxo de ar supersônico. Para um aerofólio subsônico, o centro aerodinâmico, ou o ponto de suporte, é aproximadamente 25% para trás do bordo de ataque da asa. Em voo supersônico, o centro aerodinâmico volta para 50% da corda da asa, causando algumas mudanças significativas no controle e estabilidade do avião.

Se um avião projetado para voar subsônico, talvez a um número Mach de 0,80, voa muito rápido e entra em voo transônico, algumas mudanças perceptíveis ocorrerão em relação ao fluxo de ar sobre a asa. A ***Figura 3-26*** mostra seis visualizações de uma asa, com cada vista mostrando o número de Mach ficando mais alto. O cenário para as seis visualizações é o seguinte:

1. O número Mach é bastante baixo, e toda a asa está experimentando fluxo de ar subsônico.
2. A velocidade atingiu o número de Mach crítico, onde o fluxo de ar sobre a asa está atingindo a velocidade de Mach 1.
3. A velocidade superou o número Mach crítico, e uma onda de choque normal se formou no topo da asa. Alguma separação do fluxo de ar começa a ocorrer atrás da onda de choque.
4. A velocidade continuou a aumentar além do número Mach crítico, e a onda de choque normal se moveu longe o suficiente para que uma separação séria do fluxo de ar esteja ocorrendo. Uma onda de choque normal está se formando na parte inferior da asa também. Atrás das ondas normais de choque, a velocidade é subsônica e a pressão estática aumentou.

5. A velocidade aumentou a ponto de ambas as ondas de choque na asa, de cima e inferior, terem se movido para a parte de trás da asa e se prendeu ao bordo de fuga. Alguma separação do fluxo de ar ainda está ocorrendo.
6. A velocidade dianteira do aerofólio é maior que Mach 1, e uma nova onda de choque formou-se apenas para a frente do bordo de ataque da asa. Se a asa tiver uma ponta afiada, a onda de choque se prenderá à borda afiada.

O aerofólio mostrado na ***Figura 3-26*** não foi projetado corretamente para lidar com o fluxo de ar supersônico. A onda de proa na frente do bordo de ataque da asa da visão **F** seria anexada ao bordo de ataque, se a asa fosse uma cunha dupla ou design biconvexo. Esses dois projetos de asa são mostrados na ***Figura 3-27***.

AQUECIMENTO AERODINÂMICO

Um dos problemas com aviões e voos de alta velocidade é o calor que se acumula na superfície do avião por causa do atrito do ar. Quando o avião SR-71 Blackbird está cruzando a Mach 3.5, as temperaturas em sua superfície variam de 450°F a mais de 1000°F. Para suportar essa alta temperatura, o avião foi construído com liga de titânio, em vez da liga de alumínio tradicional. O avião supersônico Concorde foi originalmente projetado para cruzeiro em Mach 2.2, mas sua velocidade de cruzeiro foi reduzida para Mach 2.0 por causa de problemas estruturais que começaram a ocorrer por causa do aquecimento aerodinâmico. Se aviões capazes de voar hipersônicos serão construídos no futuro, um dos obstáculos que terão que ser superados é o estresse na estrutura do avião causado pelo calor.

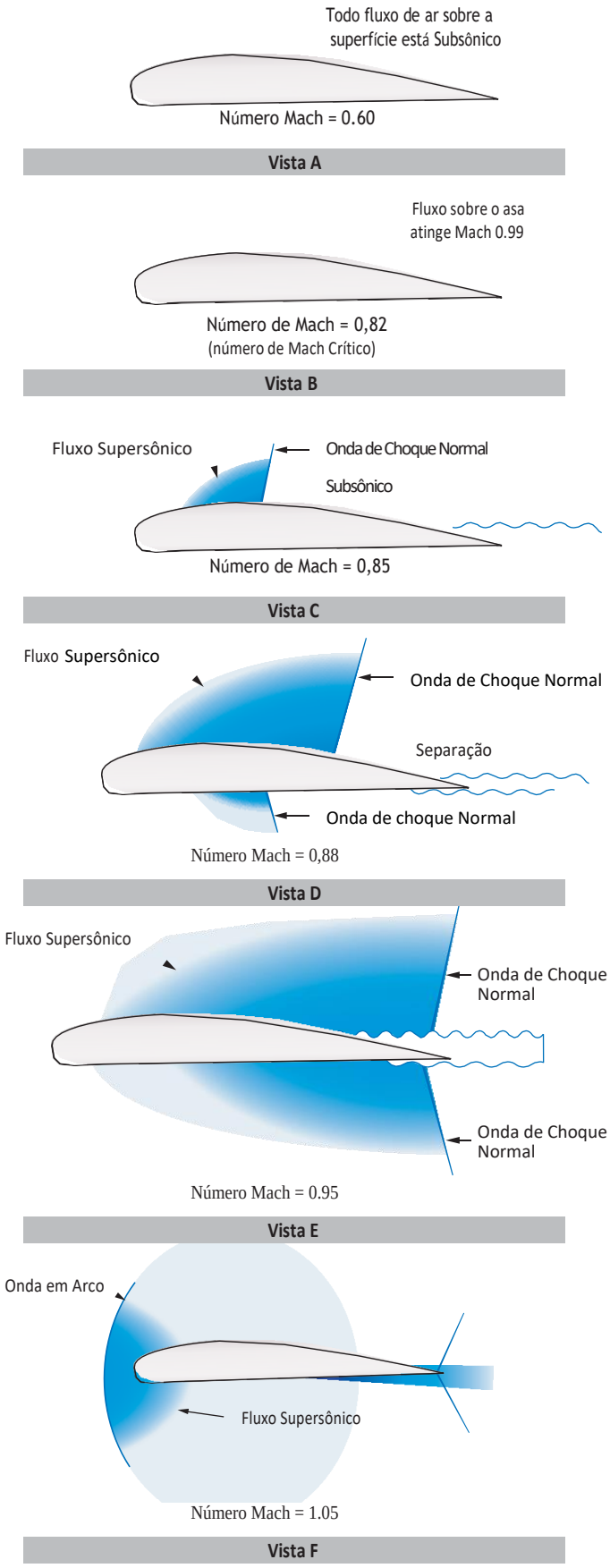


Figura 3-26. Fluxo de ar com números Mach progressivamente maiores

OS EIXOS DE UMA AERONAVE

Sempre que uma aeronave muda sua atitude em voo, ela deve girar em um ou mais dos três eixos. A ***Figura 4-1*** mostra os três eixos, que são linhas imaginárias que passam pelo centro da aeronave.

Os eixos de uma aeronave podem ser considerados como eixos imaginários em torno dos quais a aeronave gira como uma roda. No centro, onde os três eixos se cruzam, cada um é perpendicular aos outros dois. O eixo que se estende longitudinalmente através da fuselagem do nariz para a cauda é chamado de longitudinal. O eixo que se estende

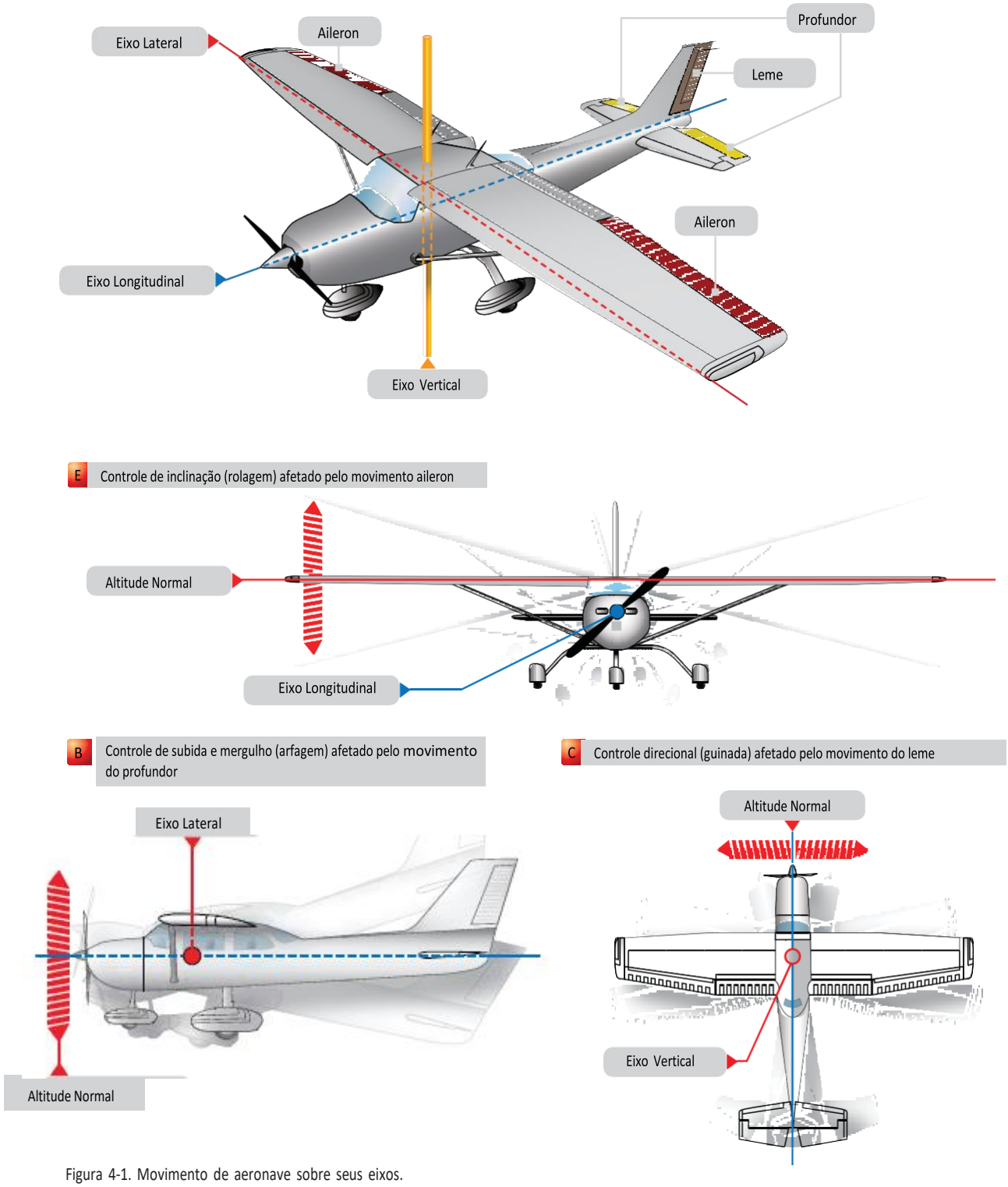


Figura 4-1. Movimento de aeronave sobre seus eixos.

transversalmente da ponta da asa para a outra ponta da asa é o eixo lateral, ou arfagem. O eixo que passa pelo centro, de cima para baixo, é chamado de eixo vertical, ou guinada. Rolagem, arfagem e guinada são controladas por três superfícies de controle. A rolagem é produzida pelos ailerons, que estão localizados nos bordos das asas. A arfagem é afetada pelo profundor, a parte traseira do conjunto horizontal da cauda. A guinada é controlada pelo leme, a porção traseira do conjunto vertical da cauda.

ESTABILIDADE E CONTROLE

Uma aeronave deve ter estabilidade suficiente para manter uma trajetória de voo uniforme e recuperar-se das várias forças perturbadoras. Além disso, para obter o melhor desempenho, a aeronave deve ter a resposta adequada ao movimento dos controles. Controle é a ação do piloto de mover os controles de voo, fornecendo a força aerodinâmica que induz a aeronave a seguir uma trajetória de voo desejada. Quando se diz que uma aeronave é controlável, significa que a aeronave responde fácil e prontamente ao movimento dos controles. Diferentes superfícies de controle são usadas para controlar a aeronave sobre cada um dos três eixos. Mover as superfícies de controle em uma aeronave altera o fluxo de ar sobre a superfície da aeronave. Isso, por sua vez, cria mudanças no equilíbrio de forças agindo para manter a aeronave voando em linha reta e nivelada.

Três termos que aparecem em qualquer discussão de estabilidade e controle são: estabilidade, manobrabilidade e controlabilidade. Estabilidade é a característica de uma aeronave que tende para fazê-la voar (mãos fora) em uma trajetória de voo em linha reta e nivelada. A manobrabilidade é a característica de uma aeronave de ser direcionada ao longo de um voo desejado e para suportar as tensões impostas. Controlabilidade é a qualidade da resposta de uma aeronave aos comandos do piloto enquanto manobra a aeronave. Existem dois tipos de estabilidade, a estática e a dinâmica.

ESTABILIDADE ESTÁTICA

A estabilidade estática refere-se à tendência inicial, ou direção do movimento, de voltar ao equilíbrio. Na aviação, refere-se à resposta inicial da aeronave quando perturbada a partir de um dado AOA, cabrar ou inclinar.

- *Estabilidade estática positiva* — a tendência inicial da aeronave para retornar ao estado original de equilíbrio depois de ser perturbada (***Figura 4-2***)
- *Estabilidade estática neutra* — a tendência inicial para a aeronave permanecer em uma nova condição após seu equilíbrio ter sido perturbado (***Figura 4-2***)
- *Estabilidade estática negativa* — a tendência inicial da aeronave para continuar longe do estado original de equilíbrio depois de ser perturbada (***Figura 4-2***)

ESTABILIDADE DINÂMICA

A estabilidade estática foi definida como a tendência inicial de retornar ao equilíbrio que a aeronave exibe após ser perturbada por sua condição compensada. Ocasionalmente, a tendência inicial é diferente ou oposta da tendência geral, por isso deve ser feita uma distinção entre os dois. Estabilidade dinâmica refere-se à resposta da aeronave ao longo do tempo, quando perturbada em um dado AOA, arfando ou inclinando. Este tipo de

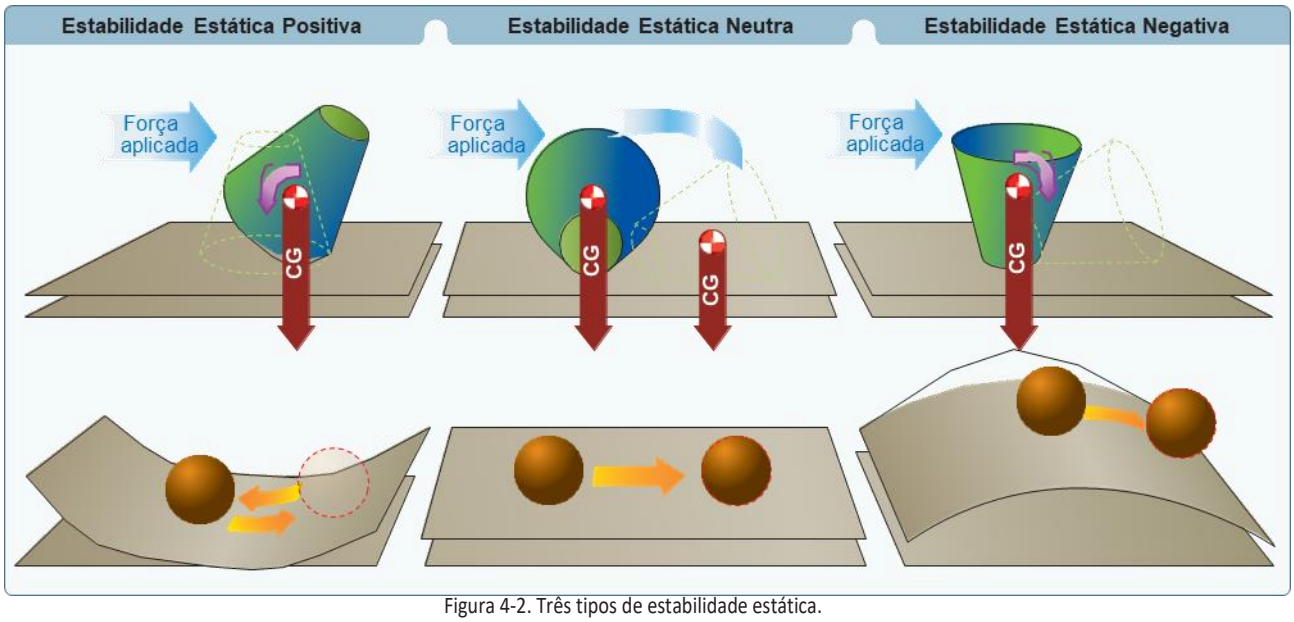


Figura 4-2. Três tipos de estabilidade estática.

estabilidade também tem três subtipos: (***Figura 4-3***)

- *Estabilidade dinâmica positiva* — com o tempo, o movimento do objeto deslocado diminui em amplitude e, por ser positivo, o objeto deslocado retorna em direção ao estado de equilíbrio.
- *Estabilidade dinâmica neutra* — uma vez deslocado, o objeto deslocado não diminui nem aumenta a amplitude.
- *Estabilidade dinâmica negativa* — com o tempo, o movimento do objeto deslocado aumenta e se torna mais divergente.

A estabilidade em uma aeronave afeta significativamente duas áreas:

- *Manobrabilidade* — a qualidade de uma aeronave que permite que ela seja manobrada facilmente e para suportar as tensões impostas pelas manobras. É regida pelo peso, inércia, tamanho e localização dos controles de voo, resistência estrutural e motor. Também é uma característica de design das aeronaves.
- *Controlabilidade* — a capacidade de uma aeronave para responder ao controle do piloto, especialmente no que diz respeito à trajetória de voo e atitude. É a qualidade da resposta da aeronave à aplicação de controle do piloto ao manobrar a aeronave, independentemente de suas características de estabilidade.

ESTABILIDADE LONGITUDINAL (ARFAGEM)

Ao projetar uma aeronave, é gasto um grande esforço no desenvolvimento do grau de estabilidade desejado em torno dos três eixos. Mas estabilidade longitudinal sobre o eixo lateral é considerado o mais afetado por certas variáveis em várias condições de voo.

Estabilidade longitudinal é a qualidade que torna uma aeronave estável sobre seu eixo lateral. Isto envolve o movimento de arfagem enquanto o nariz da aeronave se move para cima e para baixo em voo. Uma aeronave longitudinalmente instável tem uma tendência a mergulhar ou subir progressivamente em um mergulho ou subida muito íngreme, ou mesmo um estol. Assim, uma aeronave com instabilidade longitudinal torna-se difícil e às vezes perigosa para voar. A estabilidade longitudinal estática ou a 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.
4. Ao analisar a estabilidade, deve-se lembrar que um corpo livre para girar sempre gira sobre seu CG.
5. Para obter estabilidade longitudinal estática, a relação dos momentos da asa e da cauda deve ser tal que, se os momentos são inicialmente equilibrados e a aeronave tem seu nariz subitamente para cima, os momentos da asa e momentos da cauda mudam de modo que a soma de suas forças forneça um momento desequilibrado, mas restaurador que, por sua vez, derruba o nariz novamente. Da mesma forma, se a aeronave está com o nariz para baixo, a mudança resultante dos momentos traz o nariz de volta para cima.

O Centro de Sustentação (C_L) na maioria dos aerofólios assimétricos tem uma tendência a mudar suas posições de frente e traseira com uma mudança no AOA. O centro de sustentação tende a avançar com um aumento no AOA e a mover-se para a cauda com uma diminuição no AOA. Isso significa que quando o AOA de um aerofólio é aumentado,

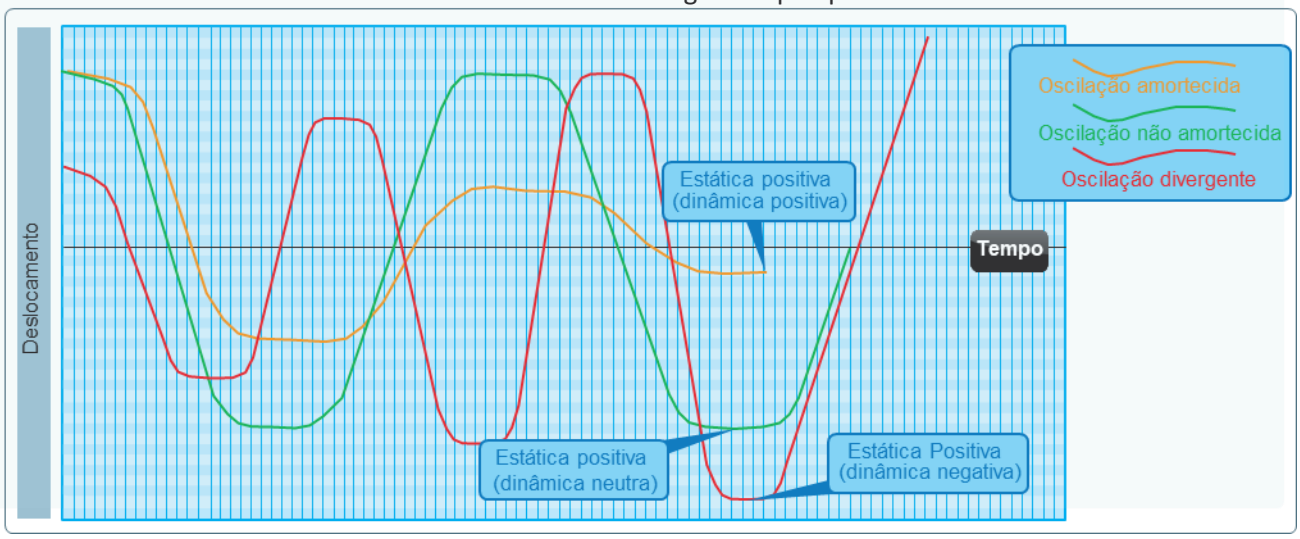


Figura 4-3. Estabilidade Amortecida versus não amortecida.

o centro da sustentação, move-se para a frente, tendendo a levantar o bordo de ataque da asa ainda mais. Essa tendência dá à asa uma qualidade inerente de instabilidade. (Nota: o centro de sustentação também é conhecido como o Centro de Pressão (CP).

Figura 4-4 mostra uma aeronave voando em linha reta e nivelada. A linha CG-C_L-T representa o eixo longitudinal da aeronave desde o CG até um ponto T no estabilizador horizontal.

A maioria das aeronaves são projetadas para que o C_L da asa seja atrás do CG. Isso torna a aeronave "pesada" e exige que haja uma ligeira força descendente no estabilizador horizontal, a fim de equilibrar a aeronave e evitar que o nariz continue a ser colocado para baixo. A compensação por este peso do nariz é fornecida colocando o estabilizador horizontal em um pequeno AOA negativo. A força descendente produzida mantém a cauda para baixo, contrabalançando o nariz "pesado". É como se a linha CG-C_L-T fosse uma alavanca com uma força ascendente na C_L e duas forças para baixo equilibrando-se, uma força forte no ponto CG e a outra, uma força muito menor, no ponto T (pressão de ar para baixo no estabilizador). Para visualizar melhor este princípio da física: Se uma barra de ferro fosse suspensa no ponto C_L, com um peso pendurado sobre ela no CG, seria preciso pressão para baixo no ponto T para manter a "alavanca" em equilíbrio.

Mesmo embora o estabilizador horizontal esteja nivelado quando a aeronave está em voo de nivelado, há um downwash das asas. Este downwash atinge o topo do estabilizador e produz uma pressão descendente a qual, em certa velocidade é suficiente para equilibrar o "Nível". Quanto mais rápido a aeronave está voando, maior este downwash e maior a força descendente no estabilizador horizontal (exceto nas caudas em T). (***Figura 4-5***)

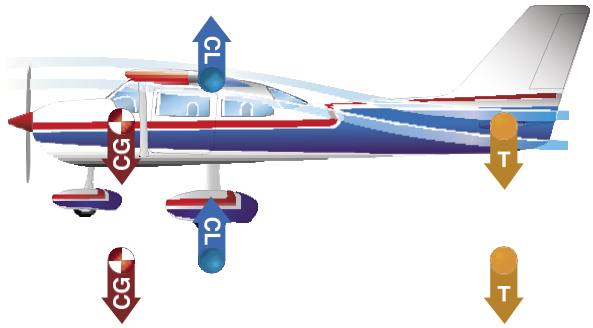


Figura 4-4. Estabilidade Longitudinal

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

Se a velocidade da aeronave diminuir, a velocidade do fluxo de ar sobre a asa é diminuída. Como resultado dessa diminuição o fluxo de ar sobre a asa baixa, o downwash descendente é reduzido, causando uma menor força descendente no estabilizador horizontal. Por sua vez, o peso característico do nariz é acentuado, fazendo com que o nariz da aeronave baixe mais. (***Figura 4-6***)

Isso coloca a aeronave em uma atitude de nariz baixo, diminuindo o AOA e o arrasto da asa e permitindo que a velocidade aumente. À medida que a aeronave continua na atitude de nariz baixo e sua velocidade aumenta, a força para baixo no estabilizador horizontal é novamente aumentada. Consequentemente a cauda é novamente empurrada para baixo e o nariz sobe em uma atitude de subida.

À medida que essa subida continua, a velocidade diminui novamente, fazendo com que a força descendente na cauda diminua até que o nariz baixe mais uma vez. Como a aeronave está dinamicamente estável, o nariz não baixa tanto quanto antes. A aeronave adquire velocidade suficiente neste mergulho mais gradual para iniciá-la em outra subida, mas a subida não é tão íngreme quanto a anterior.

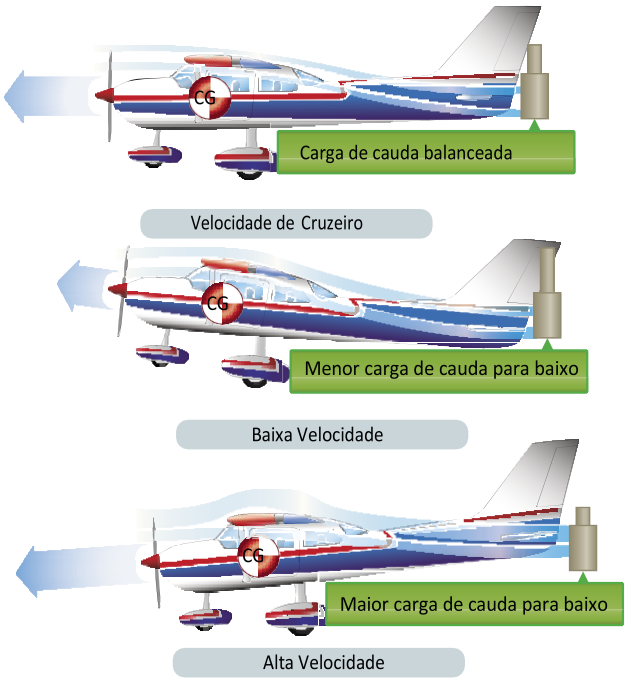


Figura 4-5. Efeito da velocidade em downwash

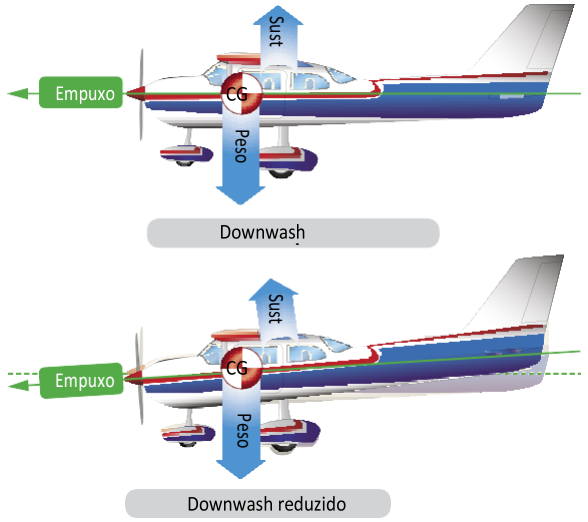


Figura 4-6. Reduzida a potência, leva o nariz para baixo

Depois de várias dessas oscilações decrescentes, nas quais o nariz alternadamente sobe e baixa, a aeronave finalmente se estabiliza a uma velocidade em que a força descendente na cauda neutraliza a tendência da aeronave de mergulhar. Quando esta condição é atingida, 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 reduzir o acelerador. O downwash das asas é reduzido e a força em T na ***Figura 4-4*** não é suficiente para manter o estabilizador horizontal para baixo. Parece que a força em T na alavanca estava permitindo que a força da gravidade puxe o nariz para baixo. Esta é uma característica desejável porque a aeronave está inerentemente tentando recuperar a velocidade e restabelecer o equilíbrio adequado.

A potência ou empuxo também podem ter um efeito desestabilizador na medida em que um aumento de potência pode tender a fazer o nariz subir. O projetista da aeronave pode compensar isso estabelecendo uma "linha de empuxo alto" em que a linha de empuxo passa acima do CG. (***Figuras 4-7*** e ***4-8***)

Neste caso, à medida que a potência ou o empuxo aumentam, um momento é produzido para neutralizar a carga para baixo na cauda. Por outro lado, uma linha de empuxo muito "baixa" tenderia a adicionar ao nariz um efeito de subida na superfície horizontal da cauda.

Conclusão: com o centro de gravidade para a frente do centro de sustentação e com uma força aerodinâmica de cauda para baixo, a aeronave geralmente tenta retornar a uma atitude de voo segura.

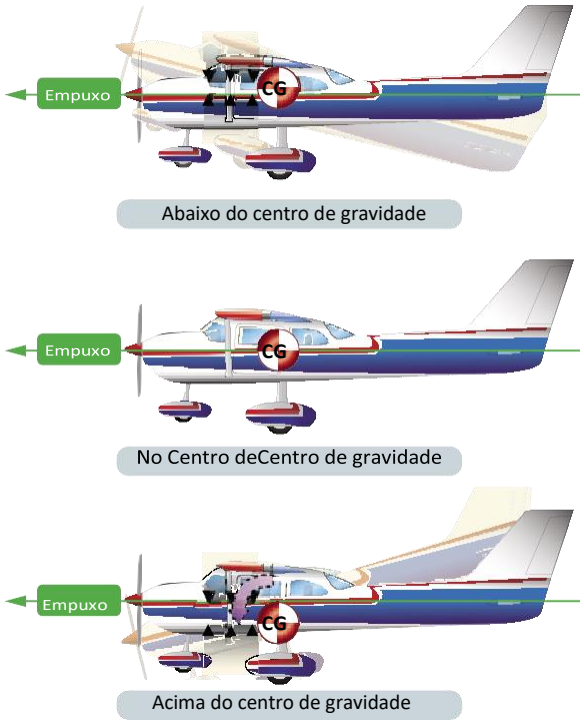


Figura 4-7. O empuxo afeta a estabilidade longitudinal.

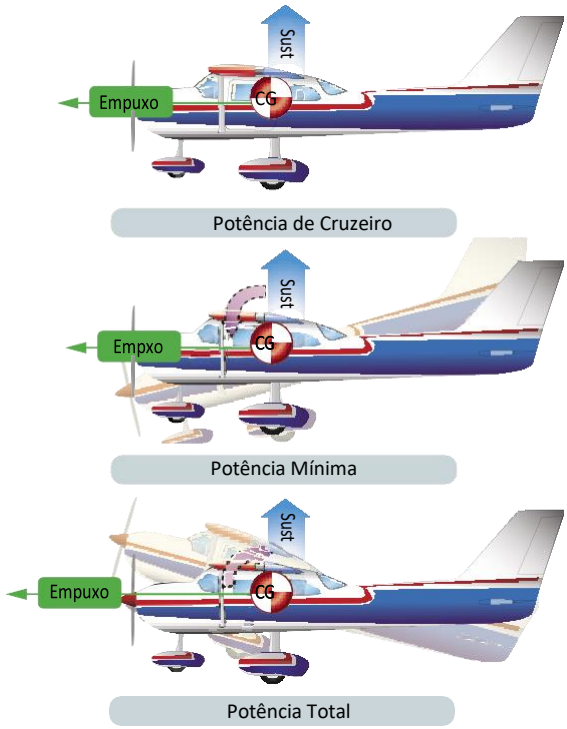


Figura 4-8. As mudanças de energia afetam a estabilidade longitudinal.

ESTABILIDADE LATERAL (ROLAGEM)

A estabilidade sobre o eixo longitudinal da aeronave, que se estende do nariz da aeronave até sua cauda, é chamada de estabilidade lateral. Isso ajuda a estabilizar o efeito lateral ou "rolagem" quando uma asa fica mais baixa que

a asa no lado oposto da aeronave, existem quatro fatores principais de projeto que tornam uma aeronave lateralmente estável: diedro, enflexamento, efeito de quilha e distribuição de peso.

DIEDRO

O procedimento mais comum para produzir estabilidade lateral é construir as asas com um ângulo de um a três graus perpendicular acima do eixo longitudinal. As asas de ambos os lados da aeronave se juntam à fuselagem para formar um leve V ou ângulo chamado "diedro". A quantidade de diedro é medida pelo ângulo feito por cada asa acima de uma linha paralela ao eixo lateral.

Diedro envolve um equilíbrio de sustentação criado pelo AOA das asas em cada lado do eixo longitudinal da aeronave. Se uma rajada momentânea de vento força uma asa a subir e a outra a baixar, as aeronaves são inclinadas. Quando a aeronave é inclinada sem curvar, ocorre a tendência de baixar a asa que estava alta. (***Figura 4-9***)

Uma vez que as asas têm diedro, o ar ataca a asa inferior em um AOA muito maior do que a asa superior. O aumento do AOA na asa inferior cria mais sustentação do que a asa superior. O aumento da sustentação faz com que a asa inferior comece a subir. À medida que as asas se aproximam da posição niveladas, o AOA em ambas as asas mais uma vez é igual, fazendo com que a tendência de rolagem diminua. O efeito do diedro é produzir uma tendência de rolamento para retornar a aeronave a uma condição de voo lateralmente equilibrado quando ocorre um desalinhamento lateral.

A força de restauração pode mover a asa baixa para cima mais que o necessário, de modo que a asa oposta agora vai para baixo. Se assim for, o processo é repetido, diminuindo a cada oscilação lateral até que um equilíbrio para o voo de asas niveladas seja finalmente alcançado.

Por outro lado, o diedro excessivo tem um efeito adverso nas qualidades de manobra lateral. A aeronave pode ser tão estável lateralmente que resiste a um movimento de rolamento intencional. Por essa razão, aeronaves que requerem rolagem rápida ou características de inclinação geralmente têm menos diedro do que aquelas projetadas para menor manobrabilidade.

ENFLEXAMENTO

Enflexamento é uma adição ao diedro que aumenta a sustentação criada quando uma asa sai da posição nivelada. Uma asa enflexada é aquela em que o bordo de ataque se inclina para trás. Quando uma perturbação faz com que uma aeronave com enflexamento deixe cair uma asa, a asa baixa apresenta seu bordo de ataque em um ângulo perpendicular ao fluxo de ar relativo. Como resultado, a asa baixa adquire mais sustentação, sobe e a aeronave é restaurada à sua atitude de voo original.

O enflexamento também contribui para a estabilidade direcional. Quando a turbulência ou a aplicação do leme faz com que a aeronave guine para um lado, a asa direita apresenta uma borda mais longa perpendicular ao fluxo de ar relativo. A velocidade da asa direita aumenta e adquire mais arrasto do que a asa esquerda. O arrasto adicional na asa direita puxa-a de volta, levando a aeronave para a sua trajetória original.

EFEITO QUILHA/DISTRIBUIÇÃO DE PESO

Uma aeronave sempre tem a tendência de levar o eixo longitudinal da aeronave para se alinhar com o vento relativo. Esta tendência é semelhante à quilha de um navio e exerce uma influência lateral constante na aeronave sobre o eixo longitudinal. Quando a aeronave é perturbada e uma asa cai, o peso da fuselagem age como um pêndulo devolvendo o avião à sua atitude original. Aeronaves lateralmente estáveis são construídas para que a maior parte da área da quilha esteja acima e atrás do CG. (***Figura 4-10***)

Assim, quando a aeronave desvia para um lado, a combinação do peso da aeronave e a pressão do fluxo de ar contra a porção superior da área da quilha (ambas agindo sobre o CG) tende a rolar a aeronave de volta para o voo de asas niveladas.

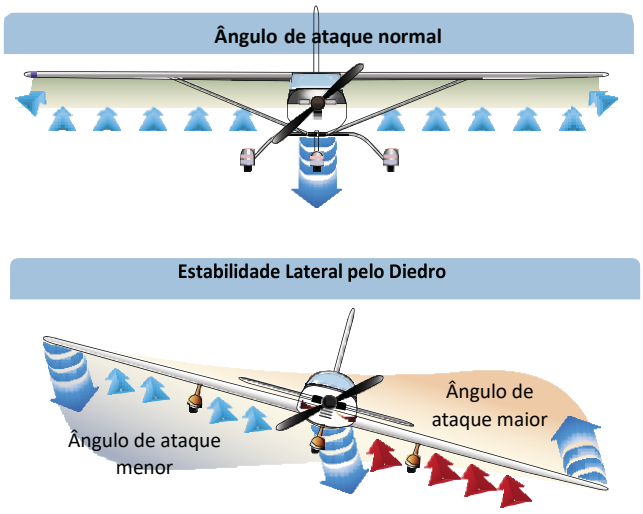


Figura 4-9. Estabilidade lateral pelo Diedro.

Figura 4-10. Área de quilha para estabilidade lateral.

ESTABILIDADE DIRECIONAL (GUINADA)

A estabilidade sobre o eixo vertical da aeronave (momento lateral) é chamada de estabilidade direcional. Estabilidade direcional é a estabilidade mais facilmente alcançada no design da aeronave. A área da empenagem vertical e os lados da fuselagem após o CG são os principais contribuintes que fazem a aeronave agir como a conhecida palheta meteorológica ou flecha, está sempre apontando seu nariz para o vento relativo.

Ao examinar um cata-vento, pode-se ver que se exatamente a mesma quantidade de superfície fosse exposta ao vento na frente do ponto de pivô e atrás dele, as forças para frente e para trás estariam em equilíbrio e pouco ou nenhum movimento direcional resultaria. Consequentemente, 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, tornando a superfície lateral maior do que à frente do CG. (***Figura 4-11***) Para fornecer estabilidade positiva adicional à fornecida pela fuselagem, adiciona-se uma empenagem vertical. A empenagem age de forma semelhante à pena em uma flecha na manutenção do voo reto. Como o cata-vento e a flecha, quanto mais distante esta empenagem é colocada e maior o seu tamanho, maior a estabilidade direcional da aeronave.

Se uma aeronave está voando em linha reta, e uma rajada de ar lateral dá à aeronave uma leve rotação sobre seu eixo vertical (por exemplo, à direita), o movimento é retardado e parado pela empenagem porque enquanto a aeronave está girando para a direita, o ar está atingindo o lado esquerdo da empenagem em um determinado ângulo. Isso causa pressão no lado esquerdo da empenagem, que resiste ao movimento de giro e retarda a guinada da aeronave. Ao fazê-lo, ele age um pouco como o cata-vento, alinhando a aeronave ao vento relativo. A mudança inicial na direção do voo da aeronave é geralmente ligeiramente depois de sua mudança de

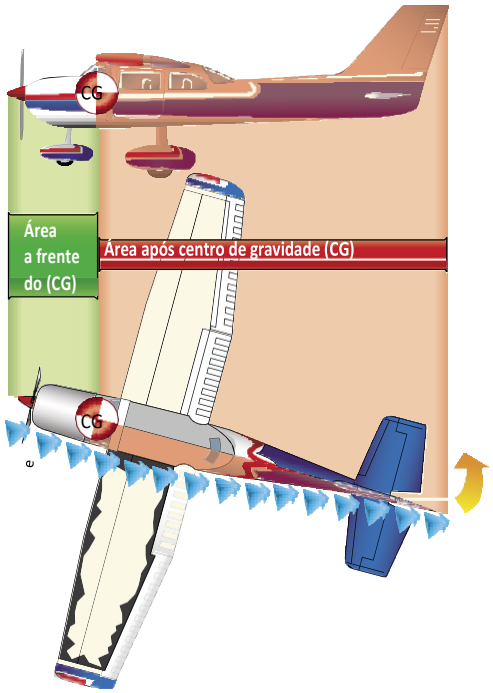


Figura 4-11. Fuselagem e estabilizador vertical para estabilidade.

trajetória. Portanto, depois de 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 é apontado ligeiramente para a direita.

A aeronave está então momentaneamente derrapando para o lado, e durante esse momento (uma vez que se presume que, embora o movimento de guinada tenha parado, o excesso de pressão no lado esquerdo da empenagem ainda persiste) há necessariamente uma tendência para que a aeronave seja parcialmente voltada para a esquerda. Há uma tendência momentânea de restauração causada pela empenagem.

Essa tendência de restauração é relativamente lenta no desenvolvimento e cessa quando a aeronave para de derrapar. Quando cessa, a aeronave fica em uma direção ligeiramente diferente da direção original. Ela não retornará por conta própria a trajetória original; o piloto deve restabelecer a trajetória inicial.

Uma pequena melhora da estabilidade direcional pode ser obtida através do enflexamento. O enflexamento é incorporado no design da asa principalmente para retardar o início da compressão durante o voo de alta velocidade. Em aeronaves mais leves e mais lentas, o enflexamento auxilia na localização do centro de pressão na relação correta com o CG. Uma aeronave longitudinalmente estável é construída com o centro de pressão atrás do CG.

Por motivos estruturais, os projetistas de aeronaves às vezes não conseguem prender as asas à fuselagem no ponto exato desejado. Se eles tivessem que montar as asas muito à frente e em ângulos retos com a fuselagem, o centro de pressão não estaria longe o suficiente para trás para resultar na quantidade desejada de estabilidade longitudinal. Ao construir o enflexamento nas asas, no entanto, os projetistas podem mover o centro de pressão para trás. A quantidade de enflexamento e a posição das asas colocam o centro de pressão no local correto.

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

OSCILAÇÕES DIRECIONAIS LIVRES (DUTCH ROLL)

O dutch roll é uma oscilação lateral/direcional acoplada que geralmente é dinamicamente estável, mas não é seguro em uma aeronave devido à natureza oscilatória. O amortecimento do modo oscilatório pode ser fraco ou forte dependendo das propriedades da aeronave em particular.

Se a aeronave tiver uma asa direita empurrada para baixo, 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, pode ocorrer uma oscilação direcional lateral resultando no nariz da aeronave fazendo um oito no horizonte como resultado de duas oscilações (rolamento e guinada), que, embora de mesma magnitude, estão fora de fase entre si.

Na maioria das aeronaves modernas, exceto os projetos de asas enflexadas de alta velocidade, essas oscilações direcionais livres geralmente desaparecem automaticamente em poucos ciclos, a menos que o ar continue turbulento. As aeronaves com tendências de dutch roll contínuas geralmente são equipadas com amortecedores de guinada giro-estabilizados. Os fabricantes tentam chegar a um ponto médio entre muita e pouca estabilidade direcional. Como é mais desejável que a aeronave tenha "instabilidade espiral" do que tendências de dutch roll, a maioria das aeronaves é projetada com essa característica.

ESTABILIDADE PASSIVA E ATIVA

Termos adicionais que são frequentemente usados para descrever as características de estabilidade de uma aeronave são Passivo e Ativo.

O termo "estabilidade passiva" refere-se a uma situação em que a aeronave é naturalmente (inerentemente) estável e não requer nenhum sistema de estabilização artificial. Isso exigiria estabilidade estática positiva e estabilidade dinâmica positiva.

O termo "estabilidade ativa" refere-se ao uso de sistemas de estabilização artificial para melhorar o manuseio de aeronaves que não apresentam estabilidade passiva suficiente. Um exemplo de tal sistema seria um sistema de estabilização automática de aeronaves (Piloto Automático).

ÍNDICE DE ACRÔNIMO *(SIGLAS USADAS NESTE MANUAL)*

AMC	/	Meios aceitáveis de conformidade
AOA	/	Ângulo de Ataque
CD	/	Coeficiente de Arrasto
C_D	/	Coeficiente de Arrasto
CG	/	Centro de Gravidade
C_L	/	Sustentação
CL	/	Centro de Sustentação
$C_{L\text{-}MAX}$	/	Coeficiente Máximo de Sustentação
CP	/	Centro de Pressão
DP	/	Arrasto Parasita
EASA	/	European Aviation Safety Administration
GM	/	Guia de Material
Gs	/	Aceleração da Gravidade
ICAO	/	Organização Internacional de Aviação Civil
ISA	/	Atmosfera Padrão Internacional
ISO	/	Organização Internacional para Padronização
KCAS	/	Velocidade do Ar Calibrado em Kts
L/D	/	Sustentação/Arrasto
L/D_{MAX}	/	Razão Sustentação Arrasto Máximo
MAC	/	Corda Aerodinâmica Média
ROT	/	Razão de Curva
VMO/MMO	/	Velocidade máxima para limite de operação

GLOSSÁRIO

Aceleração. Aumento da razão ou velocidade de alguma coisa.

Aerodinâmica. O estudo das propriedades do ar em movimento, e especialmente da interação entre o ar e os corpos sólidos que se movem através dele.

Aerofólio. Uma estrutura com superfícies curvas projetadas para dar a razão mais favorável de sustentação/arrasto em um voo, usada como a forma básica das asas, superfícies de comando e estabilizador horizontal da maioria das aeronaves.

Ângulo crítico. Quando o ângulo crítico é atingido, o ar deixa de fluir suavemente sobre a superfície superior do aerofólio e começa a turbilhonar. Isso significa que o ar se afasta da linha superior da cambra da asa.

Ângulo de Ataque. É o ângulo entre o ar ou o vento relativo e uma linha de referência no avião ou asa.

Ângulo de Incidência. O ângulo agudo que a corda da asa faz com o eixo longitudinal da aeronave é chamado de ângulo de incidência, ou o ângulo de ajuste da asa.

Ângulo de planeio. O ângulo entre o plano do horizonte e a trajetória de um planador ou avião; especialmente: o ângulo mínimo em que um planador ou avião irá planar para a terra com ar parado.

Arrasto de atrito da superfície. O que está relacionado com a suavidade (ou rugosidade) das superfícies da aeronave.

Arrasto de forma. O que resulta da resistência aerodinâmica ao movimento devido à forma da aeronave.

Arrasto de Interferência. Que ocorre onde superfícies com diferentes características de fluxo se encontram (por exemplo, asa e fuselagem).

Arrasto Parasita. O arrasto parasita (DP) é definido como todo arrasto que não está associado à produção de Sustentação.

Arrasto. A força que exerce uma ação de frenagem para segurar a aeronave. O arrasto é uma força de dissuasão para trás e é causado pela interrupção do fluxo de ar pelas asas, fuselagem e objetos salientes.

Aumento do Arrasto. O número de Mach de divergência do arrasto (não deve ser confundido com o número Mach crítico) é o número Mach no qual o arrasto aerodinâmico em um aerofólio ou fuselagem começa a aumentar rapidamente à medida que o número Mach continua a aumentar. Este aumento pode fazer com que o coeficiente de arrasto suba para mais de dez vezes o seu valor em relação ao de baixa velocidade.

Camada Limite. Na uma asa de aeronave, a camada limite é a parte do fluxo perto da asa, onde forças viscosas distorcem o fluxo não viscoso ao redor.

Centro de Pressão. O ponto de intersecção da linha de força resultante com a linha da corda do aerofólio é chamado de centro de pressão (CP).

Coeficiente de Sustentação. É uma relação entre pressão de elevação e pressão dinâmica e é uma função da forma da asa e ângulo de ataque.

Corda Aerodinâmica Média. É a distância média do bordo de ataque para o bordo de fuga da asa. Devido aos muitos projetos de forma de asa, a corda aerodinâmica média não é necessariamente a meio caminho da fuselagem para a ponta da asa como está em uma asa perfeitamente retangular.

Corda. A corda de uma asa é a largura da asa desde o bordo de ataque até o seu bordo de fuga.

Curva Polar. Um gráfico que contrasta a razão de afundamento de uma aeronave com sua velocidade horizontal.

Densidade. A densidade, ou mais precisamente, a

densidade volumosa de massa de uma substância é sua massa por volume unitário

Diedro. As asas de ambos os lados da aeronave se juntam à fuselagem para formar um leve V ou ângulo.

Dutch Roll. O duch roll é um tipo de movimento da aeronave que consiste em uma combinação fora de fase de "cauda-abanando" e balançando de um lado para o outro.

Eixos. Há três eixos em torno dos quais o avião se move. Todos esses eixos passam pelo centro de gravidade do avião, que é aquele ponto que é o centro do peso total do avião.

Empuxo. A força que move a aeronave para a frente. Empuxo é a força para frente produzida pelo motor que supera a força do arrasto.

Enflexamento. O ângulo em que a asa de uma aeronave é recuada a partir de um ângulo reto com a fuselagem.

Estabilidade Dinâmica. a resposta da aeronave ao longo do tempo quando perturbada a partir de um dado AOA, guinada ou inclinação.

Estabilidade Direcional. A estabilidade direcional está associada ao realinhamento do eixo longitudinal com a trajetória de voo (ângulo zero de guinada) após uma perturbação fazer com que a aeronave guine para fora do alinhamento e produzir uma derrapagem.

Estabilidade estática. A tendência inicial de voltar ao equilíbrio que a aeronave exibe após ser perturbada por sua condição aparada.

Estabilidade lateral. Estabilidade sobre o eixo longitudinal da aeronave, que se estende do nariz da aeronave até sua cauda.

Estabilidade Longitudinal. É a qualidade que torna aeronave estável em seu eixo lateral. Envolve o um movimento de arfagem enquanto o nariz da aeronave se move para cima e para baixo em voo.

Estol. Um estol de aeronave resulta de uma rápida diminuição na sustentação causada pela separação do fluxo de ar da superfície da asa provocada por exceder o AOA crítico. Um estol pode ocorrer em qualquer atitude de nariz ou velocidade.

Fator de carga. Os fatores de carga também são chamados de "fatores de carga limite". Por razões de segurança, é necessário que a aeronave seja projetada para suportar fatores de carga sem qualquer dano estrutural.

Flaps. Os flaps são geralmente montados no bordo de fuga de uma aeronave de asa fixa. Os flaps são usados para diminuir a velocidade mínima em que a aeronave pode ser pilotada com segurança, e para aumentar o ângulo de descida para pouso.

Geradores de Vórtice. É um dispositivo aerodinâmico, consistindo de uma pequena palheta, geralmente presa a uma superfície de sustentação, como uma asa de aeronave.

Gravidade ou Peso. A força que puxa a aeronave em direção à Terra. Peso é a força da gravidade agindo para baixo sobre tudo o que entra na aeronave, como a própria aeronave, tripulação, combustível e carga.

Gravidade. É a força de puxar que tende a atrair todos os corpos para o centro da terra.

Guinada. Um movimento de guinada é um movimento para o lado do nariz da aeronave. O movimento de guinada é causado pela deflexão do leme.

Linha da Corda. A Linha da Corda é uma linha que retrata a corda que se estende para a frente do bordo de ataque.

GLOSSÁRIO

Número Mach. A razão da velocidade verdadeira da aeronave com a velocidade do som nas mesmas condições atmosféricas.

Onda de Arrasto. É uma força, ou arrasto que retarda o movimento para rente de um avião, tanto em voo supersônico quanto transônico, como consequência da formação de ondas de choque.

Onda de choque. Normalmente associados com aeronaves supersônicas, no entanto, elas também se formam em uma aeronave voando a menos do que a velocidade do som.

Ponto de Transição. No ponto de transição, a característica do fluxo de ar muda e a camada limite laminar rapidamente se torna uma camada limite turbulenta. Esta camada limite turbulenta continua a engrossar no sentido da corrente.

Ponto de Turbilhonamento. Quando o AOA aumenta para o ângulo de sustentação máxima, o ponto de turbilhonamento é atingido.

Pressão atmosférica. A pressão exercida pelo peso da atmosfera, que no nível do mar tem um valor médio de 101,325 pascals (cerca de 14,6959 libras por polegada quadrada).

Razão de espessura. é definida como a razão entre a corda do aerofólio até sua espessura máxima.

Razão de planeio. A distância que o avião, sem nenhum empuxo, voará para a frente em relação à altitude que perde.

Subsônico. O termo descreve uma aeronave que voa abaixo de seu número de Mach crítico.

Supersônico. O termo descreve uma aeronave que voa acima de seu número Mach crítico.

Sustentação. A força que empurra a aeronave para cima. A sustentação age verticalmente e neutraliza os efeitos do peso.

Umidade. Um valor representando a quantidade de vapor de água na atmosfera ou um gás.

Velocidade A razão em que alguém ou algo é capaz de se mover ou operar.

Vórtice. Uma massa de ar ou fluido rodopiando, especialmente como um redemoinho.

Winglet. Uma pequena superfície vertical nas pontas das asas. Eles ajudam a direcionar o fluxo de ar turbulento que todas as asas têm nas pontas. Eles tornam as asas mais eficientes.