

CAPÍTULO 13

AERODINÂMICA

TEORIA DE VÔO

Numerosos textos compreensivos foram escritos sobre a aerodinâmica, envolvida no vôo de uma aeronave. Entretanto, é desnecessário que um mecânico esteja totalmente versado sobre a matéria. O que ele precisa é entender a relação entre a atmosfera, a aeronave e as forças que agem no vôo da mesma; de forma a tomar decisões inteligentes que afetem a segurança de vôo, tanto de aviões quanto de helicópteros. O mecânico precisa saber porque a aeronave é projetada com um tipo particular de sistema de controle primário ou secundário e porque as superfícies têm que ser aerodinamicamente regulares. Tudo isto se torna essencial ao se fazer a manutenção das complexas aeronaves de hoje.

A teoria de vôo relaciona-se com a aerodinâmica. O termo aerodinâmica é derivado da combinação de duas palavras gregas "AER", significando ar; e "DYNE", significando força (de potência). Assim, quando juntamos aero e dinâmica, temos aerodinâmica, significando o estudo dos objetos em movimento através do ar, e as forças que produzem ou mudam tal movimento.

A aerodinâmica estuda a ação do ar sobre um objeto.

Ela é, além disso, definida como aquele ramo da dinâmica, que trata do movimento do ar e de outros gases, com as forças agindo sobre um objeto em movimento através do ar, ou com um objeto que esteja estacionário na corrente de ar. De fato a aerodinâmica está relacionada com três partes distintas. Essas três partes podem ser definidas como a aeronave, o vento relativo e a atmosfera.

A atmosfera

Antes de discutir os fundamentos da teoria de vôo, existem diversas idéias básicas que devem ser consideradas:

-Uma aeronave opera no ar, portanto, as propriedades do ar que afetam o controle e o desempenho de uma aeronave, devem ser entendidos;

-O ar é uma mistura de gases composta principalmente de nitrogênio e oxigênio. Uma vez que o ar é uma combinação de gases, ele segue suas próprias leis;

-O ar é considerado um fluido, ele define uma substância, que pode fluir ou trocar sua forma através da aplicação de uma pressão moderada;

-O ar tem peso, uma vez que qualquer coisa mais leve que ele, como um balão cheio de hélio irá subir no ar.

Pressão

Quanto mais fundo um homem mergulhar, maior será a pressão agindo sobre seu corpo, devido o peso da água. Uma vez que o ar também tem peso, quanto maior a profundidade da superfície externa da atmosfera, maior a pressão. Se uma coluna de ar de uma polegada quadrada, estendendo-se do nível do mar ao "topo" da atmosfera pudesse ser pesada, poderia ser encontrado o peso de cerca de 14,7 libras. Dessa forma, a pressão atmosférica ao nível do mar é de 14,7 libras por polegada quadrada. Contudo, libra por polegada quadrada é uma unidade grosseira para a medição de uma substância tão leve quanto o ar. Por isso, a pressão atmosférica é geralmente medida em termos de polegada de mercúrio.

Um dispositivo para medição da pressão atmosférica é mostrado na figura 13-1.

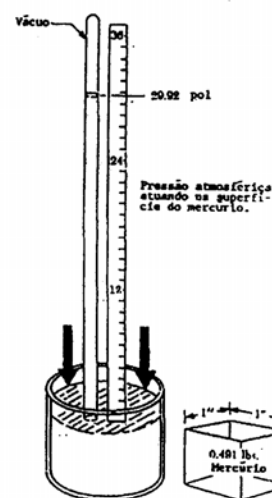


Figura 13-1 Medida da pressão atmosférica.

Um tubo de vidro com 36 polegadas de comprimento, aberto em uma das extremidades e fechado na outra, é cheio com mercúrio; a extremidade aberta é selada temporariamente e, então, mergulhada em um recipiente parcialmente cheio de mercúrio, onde, logo após, a extremidade é aberta. Isso permite que o mercúrio do tubo desça, deixando um vácuo no topo do tubo. Parte do mercúrio flui para o recipiente, enquanto outra parte permanece no tubo. O peso da pressão atmosférica sobre o mercúrio no recipiente aberto, contrabalança o peso do mercúrio no tubo, o qual não tem a pressão atmosférica agindo sobre ele devido ao vácuo no topo do tubo. Na medida em que a pressão do ar ao redor aumenta ou diminui, a coluna de mercúrio corresponde descendo ou subindo. Ao nível do mar a altura do mercúrio no tubo mede aproximadamente 29,92 polegadas, embora varie suavemente com as condições atmosféricas.

Uma consideração importante é a de que a pressão atmosférica varia com a altitude. Quanto mais alto um objeto estiver em relação ao nível do mar, menor será a pressão. Diversas condições atmosféricas têm uma relação definida com o vôo. O efeito da temperatura, da altitude e da densidade do ar sobre o desempenho de uma aeronave é discutido nos parágrafos seguintes.

Densidade

Densidade é um termo que significa peso por unidade de volume. Uma vez que o ar é uma mistura de gases, ele pode ser comprimido. Se o ar em um recipiente estiver sob metade da pressão do ar em outro recipiente idêntico, o ar sob a pressão mais elevada pesa duas vezes mais que aquele do recipiente sob menor pressão. O ar sob maior pressão, tem duas vezes a densidade daquele no outro recipiente. Para pesos iguais de ar, aquele sob maior pressão ocupa apenas metade do volume do outro, sob metade da pressão.

A densidade dos gases é governada 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 grandes altitudes é menos denso do que em pequenas altitudes, e a massa de ar quente é menos densa que a massa de ar frio. Mudanças na densidade afetam a performance aerodinâmica da aeronave. Com a mesma potência, uma aeronave pode voar mais rápido a grandes altitudes onde a densidade é menor, que a baixas altitudes onde a densidade é alta. Isso se deve ao fato de que o ar oferece menos resistência à aeronave, quando ele contém menor número de partículas por volume.

Umidade

Umidade é a quantidade de vapor d'água no ar. A quantidade máxima de vapor que o ar pode absorver varia com a temperatura. Quanto mais elevada a temperatura do ar, mais vapor d'água ele pode absorver. O vapor d'água pesa aproximadamente cinco oitavos a mais que a mesma quantidade de ar perfeitamente seco. Dessa forma, quando o ar contém vapor d'água ele não é tão pesado quanto o ar que não contém umidade.

Considerando-se que a temperatura e a pressão permanecem as mesmas, a densidade do ar varia inversamente com a umidade. Nos dias úmidos a densidade do ar é menor que nos dias secos. Por essa razão, uma aeronave requer uma pista mais longa para decolagem nos dias úmidos que nos dias secos.

Princípio de Bernoulli e fluxo subsônico

O princípio de Bernoulli estabelece que, quando um fluido (ar), passando por um tubo, atinge uma restrição ou estreitamento desse tubo, a velocidade do fluido que passa por essa restrição é aumentada e sua pressão reduzida.

O lado arqueado (curva) da superfície de um aerofólio (asa) afeta o fluxo de ar, exatamente como acontece com um estrangulamento em um tubo. O diagrama "A" na figura 13-2 ilustra o efeito do ar que passa através de uma restrição ou estrangulamento em um tubo.

Em "B" o fluxo de ar passa por uma superfície curva, tal qual um aerofólio, e o efeito é similar àquele que passa por um estrangulamento.

Na medida em que o ar flui sobre a superfície superior de um aerofólio, sua velocidade aumenta e sua pressão diminui. Uma área de baixa pressão é assim formada.

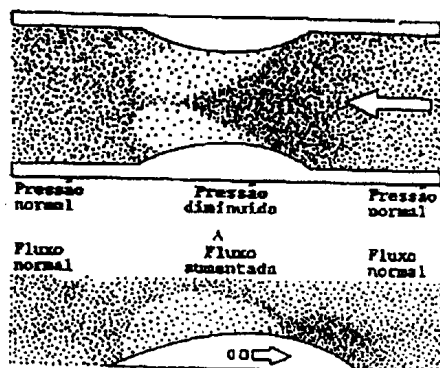


Figura 13-2 Princípio de Bernoulli.

Existe uma área de maior pressão na superfície inferior do aerofólio, e essa pressão maior tende a mover a asa para cima. Essa diferença de pressão, entre as superfícies superior e inferior da asa, é denominada sustentação. Três quartos da sustentação total de um aerofólio, é o resultado de uma redução de pressão sobre a superfície superior. O impacto do ar sobre a superfície inferior de um aerofólio produz um quarto (o que falta) da sustentação total.

Uma aeronave em vôo está sob a ação de quatro forças:

- 1) Gravidade ou peso, que puxa a aeronave para baixo.
- 2) Sustentação, força que empurra a aeronave para cima.
- 3) Empuxo, força que move a aeronave para frente.
- 4) Arrasto, a força que exerce a ação de um freio.

MOVIMENTO

Movimento é o ato, ou processo, de troca de lugar ou posição. Um objeto pode estar em movimento, em relação a um objeto e, parado, em relação a outro. Por exemplo, uma pessoa sentada na poltrona de uma aeronave, a 200 nós, está parada em relação a essa aeronave; contudo, a pessoa está em movimento em relação ao ar ou a terra, da mesma forma que a

aeronave. O ar não tem força ou potência, exceto pressão, a não ser quando ele está em movimento. Quando em movimento, no entanto, sua força se torna evidente. Um objeto em movimento no ar inerte, tem uma força exercida sobre ele, como resultado do seu próprio movimento. Não faz diferença no efeito, se o objeto está se movendo em relação ao ar ou se o ar está se movendo em relação ao objeto.

O fluxo de ar em volta de um objeto, causado pelo movimento do ar ou do objeto, ou de ambos, é chamado de vento relativo.

Velocidade e aceleração

Os termos "SPEED" e "VELOCITY" são freqüentemente usados com o mesmo sentido, porém eles não têm o mesmo significado. O primeiro, é a razão de movimento, enquanto o segundo, é a razão de movimento em uma direção particular em relação ao tempo.

Uma aeronave parte de Nova York e voa dez horas a uma "SPEED" média de 260 milhas por hora. ao termino desse tempo a aeronave pode estar sobre o oceano Atlântico, oceano Pacífico, golfo do México, ou se o seu vôo fosse circular, ele poderia estar de volta a Nova York. Se essa mesma aeronave voasse à velocidade de 260 milhas por hora na direção para o sudoeste, ele chegaria em Los Angeles em cerca de dez horas. Apenas a razão de movimento está indicada no primeiro exemplo e denota a "SPEED" da aeronave. No último exemplo, a direção particular está incluída na razão de movimento, denotando, assim, a velocidade da aeronave. Aceleração é definida como a razão de troca de velocidade. Um aumento na velocidade da aeronave é um exemplo de aceleração positiva, enquanto a redução de velocidade em outra aeronave é um exemplo de aceleração negativa. (a aceleração negativa é chamada de desaceleração).

Lei do movimento de Newton

A lei fundamental que governa a ação do ar numa asa é a lei do movimento de Newton.

A primeira lei de Newton é normalmente conhecida como lei da inércia. Ela quer dizer simplesmente, que um corpo em repouso não se moverá, a menos que uma força seja aplicada a ele. Se ele estiver se movendo a uma velocidade

uniforme e em linha reta, para que sua velocidade seja alterada, é necessário que uma força a ele seja aplicada.

Uma vez que o ar tem massa, ele constitui um "corpo" de acordo com a lei. Quando uma aeronave está no solo, com os motores parados, a inércia mantém a aeronave em repouso.

Uma aeronave sai do seu estado de repouso através da força de empuxo criada pela hélice, pela expansão dos gases de escapamento, ou por ambos. Quando ela está voando em linha reta e à velocidade constante, a inércia tende a mantê-la em movimento. Uma força externa é requerida para mudar a atitude da aeronave.

A segunda lei de Newton, àquela da força, também se aplica aos objetos. Essa lei estabelece que, se uma força externa age sobre um corpo, que se move com velocidade constante, a alteração do movimento ocorrerá na direção de atuação da força. Essa lei pode ser representada matematicamente da seguinte forma.

$$\text{Força} = \text{massa} \times \text{aceleração} (F=m.a)$$

Se uma aeronave estiver voando com um vento de proa, sua velocidade diminuirá. Se o vento for lateral, haverá uma tendência de empurrar a aeronave para fora do seu curso, a menos que o piloto tome uma ação corretiva contra a direção do vento.

A terceira lei de Newton, é a lei da ação e reação. Essa lei estabelece que para toda ação (força) existe uma reação, igual e contrária (força). Essa lei é bem ilustrada pela ação das mãos de um nadador. Ele empurra a água para trás, sendo dessa forma impulsionado para frente, uma vez que a água resiste a ação de suas mãos. Quando a força de sustentação sob a asa de uma aeronave se iguala à força da gravidade, a aeronave mantém o seu nível de vôo.

As três leis de movimento, amplamente discutidas, estão relacionadas e aplicadas à teoria de vôo. Em muitos casos as três leis podem estar atuando ao mesmo tempo em uma aeronave.

AEROFÓLIOS

Um aerofólio é uma superfície projetada para obter uma reação desejável do ar, através do qual esse aerofólio se move. Assim, podemos dizer que, qualquer peça de uma aeronave, que

converta a resistência do ar em força útil ao vôo, é um aerofólio.

As pás de uma hélice são então projetadas, de forma que, quando elas giram, suas formas e posições criam uma alta pressão, maior na sua parte traseira que na parte frontal, de forma a impulsionar a aeronave para frente. O perfil de uma asa convencional, mostrado na figura 13-3, é um excelente exemplo de aerofólio. Devemos observar que a superfície superior do perfil da asa tem maior curvatura que a superfície inferior.

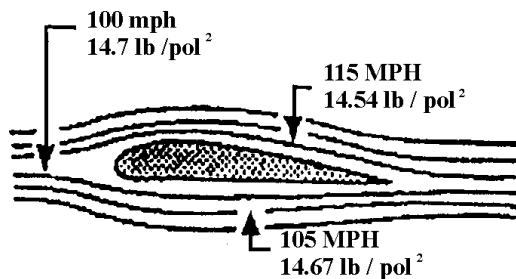


Figura 13-3 Fluxo de ar sobre a seção de uma asa.

A diferença de curvaturas entre as superfícies superior e inferior da asa produz a força de sustentação. O ar que flui na superfície superior da asa tem que alcançar o bordo de fuga da asa no mesmo tempo em que o fluxo na superfície inferior o alcança. Para isso, o ar que passa sobre a superfície superior move-se com maior velocidade que o ar que passa por baixo da asa, devido à maior distância que ele tem que percorrer.

Esse aumento de velocidade, de acordo com o princípio de Bernoulli, significa a correspondente redução da pressão sobre a superfície. Assim, uma pressão diferencial é criada entre as superfícies superior e inferior da asa, forçando a subida da asa na direção da pressão mais baixa.

A sustentação teórica de um aerofólio à velocidade de 100 milhas por hora pode ser determinada, tirando-se amostras da pressão acima e abaixo do aerofólio, no ponto de maior velocidade. Conforme mostra a figura 13-3, essa pressão é de 14,54 libras por polegada quadrada acima do aerofólio. Subtraindo essa pressão, da pressão abaixo desse aerofólio, 14,67 libras por polegada quadrada, dá uma diferença de pressão de 0,13 libra por polegada quadrada. Multiplicando-se 0,13 por 1,44 (número de polegadas quadradas em um pé) mostra-se que

cada pé quadrado dessa asa sustenta 18,72 libras. Assim, pode ser visto que uma pressão diferencial menor através da seção de um aerofólio, pode produzir uma grande força de sustentação. Dentro de limites, a sustentação pode ser aumentada, aumentando-se o ângulo de ataque, área da asa, a velocidade do fluxo livre ou a densidade do ar, ou trocando o formato do aerofólio.

Ângulo de ataque

Antes de começar a falar sobre o ângulo de ataque e seus efeitos sobre o aerofólio, devemos considerar primeiro os termos "corda" e "centro de pressão".

A corda de um aerofólio ou seção da asa é uma linha imaginária que passa da seção do bordo de ataque para o bordo de fuga, conforme mostra a figura 13-4.

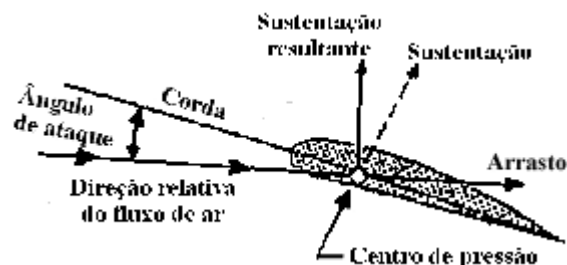


Figura 13-4 Ângulo de ataque positivo.

A linha da corda constitui um lado de um ângulo, o qual eventualmente forma o ângulo de ataque. O outro lado do ângulo é formado por uma linha que indica a direção relativa do fluxo de ar.

Dessa forma, ângulo de ataque é definido como o ângulo entre a corda da asa e a direção do vento relativo. Isso não deve ser confundido com o ângulo de incidência, o qual é o ângulo entre a corda da asa e o eixo longitudinal da aeronave.

Em cada minúscula parte de uma superfície de aerofólio ou asa, uma pequena força está presente. Essa força é diferente em amplitude e direção, de qualquer outra que esteja agindo sobre outras áreas, à frente ou para trás desse ponto.

É possível adicionar todas essas pequenas forças matematicamente, e a força encontrada é chamada de força resultante (sustentação).

Essa força resultante tem amplitude, direção e localização e pode ser representada por um vetor, como mostra a figura.13-4. O ponto de interseção da força resultante com a corda do aerofólio é chamada de centro de pressão.

O centro de pressão se move ao longo da corda do aerofólio com a mudança no ângulo de ataque. Durante praticamente todo o vôo, o centro de pressão se move para frente com o aumento do ângulo de ataque, e para trás quando esse ângulo diminui.

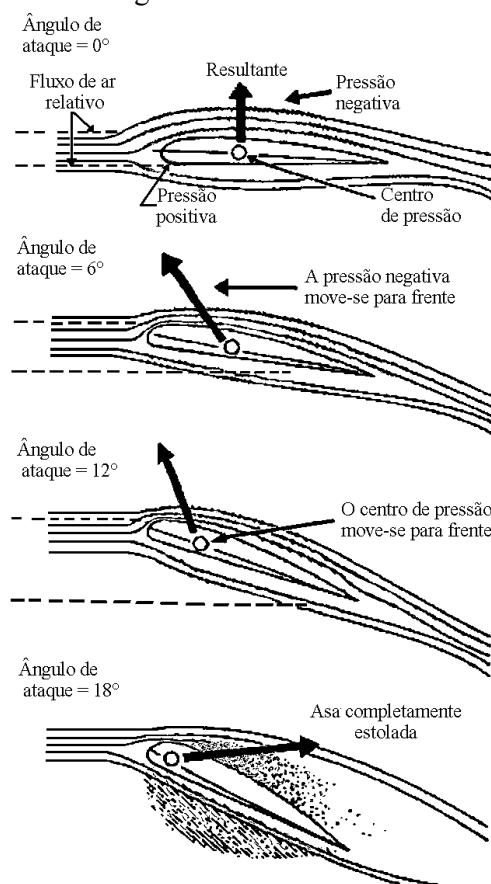


Figura 13-5 Efeito do aumento do ângulo de ataque.

O efeito do aumento do ângulo de ataque sobre o centro de pressão é mostrado na figura 13-5. O ângulo de ataque varia, na medida em que haja mudança na atitude da aeronave. Uma vez que o ângulo de ataque tem grande influência na determinação da sustentação, a ele são dadas as primeiras considerações, quando se projeta um aerofólio. Em um aerofólio projetado adequadamente, a sustentação é aumentada na medida em que o ângulo de ataque aumenta.

Quando um ângulo de ataque é aumentado gradativamente para um ângulo

positivo, o componente da sustentação aumenta rapidamente até um certo ponto, e, então, repentinamente começa a diminuir. Durante essa ação, o componente de arrasto aumenta primeiro vagarosamente, e depois rapidamente, conforme a sustentação começa a diminuir.

Quando o ângulo de ataque aumenta para o ângulo de máxima sustentação, o ponto crítico é atingido. Isso é conhecido como ângulo crítico. Quando o ângulo crítico é atingido, o ar cessa de fluir suavemente na superfície superior do aerofólio, começando a turbulência ou o turbilhonamento. Isso significa que o ar se desprende da cambrá superior da asa. O que outrora era uma área de baixa pressão, está agora cheia de ar turbulento. Quando isso ocorre, a sustentação diminui e o arrasto torna-se excessivo. A força de gravidade empenha-se em jogar o nariz da aeronave para baixo. Assim vemos que o ponto de turbulência é o ângulo de estolagem.

Como temos visto, a distribuição das forças sobre o aerofólio varia com o ângulo de ataque. A aplicação da força resultante, ou seja, o centro de pressão, varia correspondentemente. Na medida em que o ângulo aumenta, o centro de pressão se move para frente e, conforme o ângulo diminui, o centro de pressão se move para trás. O passeio instável do centro de pressão é característico de praticamente todo aerofólio.

Ângulo de incidência

O ângulo agudo que a corda da asa forma com o eixo longitudinal da aeronave é chamado de ângulo de incidência (figura 13-6).

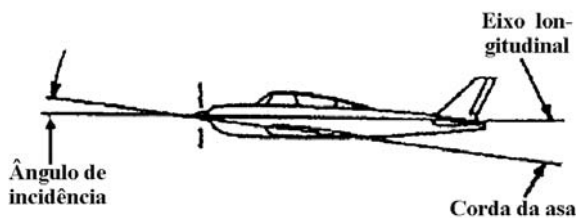


Figura 13-6 Ângulo de incidência.

O ângulo de incidência é na maioria dos casos, um ângulo fixo. Quando o ângulo de ataque de uma asa está mais alto que o bordo de fuga, o ângulo de incidência é dito positivo. O ângulo de incidência é negativo quando o bordo

de ataque está mais baixo que o bordo de fuga da asa.

Área da asa

A área da asa é medida em pés quadrados, e inclui a parte bloqueada pela fuselagem.. Ela é adequadamente descrita como a área da sombra, projetada pela asa ao meio dia (num dia de sol). Testes mostram que as forças de sustentação e arrasto que agem sobre a asa, são proporcionais à sua área. Isso significa que, se a área da asa for duplicada, todas as outras variáveis permanecem as mesmas, enquanto a sustentação e o arrasto criados pela asa são duplicados. Se a área é triplicada, empuxo e arrasto são triplicados.

Forma do aerofólio

A forma do aerofólio determina a quantidade de turbulência ou atrito de superfície que será produzido. Conseqüentemente, a forma da asa afeta sua eficiência.

As propriedades da seção de aerofólio diferem das propriedades da asa, ou da aeronave, devido à forma plana da asa. Uma asa pode ter diversas seções de aerofólio, desde a raiz até a ponta, com diminuição gradual da espessura, torção e enflechamento. As propriedades aerodinâmicas resultantes da asa são determinadas pela ação de cada seção ao longo da envergadura.

A turbulência e o atrito de superfície são controlados, principalmente, pela relação de alongamento, a qual é definida como a razão entre a corda do aerofólio e a espessura máxima.

Se a asa for muito longa ela será muito fina, se ela tiver baixa razão de fineza, será espessa. Uma asa com alta razão de fineza, produz maior quantidade de atrito de superfície, com baixa razão de fineza produz maior quantidade de turbulência.

A melhor asa é aquela que está entre os dois extremos, para manter tanto a turbulência quanto o atrito de superfície nos mínimos.

A eficiência de uma asa é medida em termos de razão entre sustentação e arrasto. Essa razão varia com o ângulo de ataque, porém, ela alcança o valor máximo preciso. Nesse ângulo, a asa tem alcançado sua eficiência máxima. A forma do aerofólio é o fator que determina o

ângulo de ataque no qual a asa é mais eficiente, além de determinar o grau de eficiência. Pesquisas têm mostrado que os aerofólios mais eficientes para uso geral têm sua espessura máxima a cerca de um terço do bordo de ataque da asa.

Asas, e dispositivos para asas, de grande sustentação têm sido desenvolvidos, dando formas a aerofólios que produzam o efeito desejado.

A sustentação produzida por um aerofólio aumentará com o aumento da cambra da asa. Cambra, é a curvatura de um aerofólio acima e abaixo da superfície da corda.

A cambra superior se refere à superfície superior; a cambra inferior à superfície inferior; e a cambra média à seção da linha média. A cambra é positiva quando a variação da corda é exterior, e negativa quando inferior.

Assim, asas de alta sustentação têm uma grande cambra positiva na superfície superior e pequena cambra negativa na superfície inferior. Os flapes das asas fazem com que uma asa comum se aproxime dessa condição, aumentando a cambra superior e criando uma cambra inferior negativa.

É sabido que, quanto maior a envergadura da asa quando comparada com a corda, maior é a sustentação obtida. Essa comparação é chamada de alongamento. Quanto maior o alongamento, maior a sustentação.

A despeito das vantagens da alteração no alongamento, foi descoberto que limites definidos de arrasto e estruturais devem ser considerados.

Por outro lado, um aerofólio que seja perfeitamente aerodinâmico, e ofereça pequena resistência ao vento, algumas vezes não tem sustentação suficiente para decolar a aeronave.

Assim, as aeronaves modernas têm aerofólios que se situam na média entre os extremos, com sua forma variando de acordo com a aeronave para a qual é projetado.

CENTRO DE GRAVIDADE

Gravidade é a força que tende a puxar todos os corpos da esfera terrestre para o centro da terra.

O centro de gravidade pode ser considerado como o ponto no qual todo o peso de uma aeronave está concentrado.

Se uma aeronave for suportada no seu exato centro de gravidade ficará equilibrada em qualquer posição.

O centro de gravidade é de grande importância para uma aeronave, pois sua posição tem grande relação com a estabilidade.

O centro de gravidade é determinado pelo projeto geral da aeronave.

O projetista calcula o passeio do centro de pressão. Ele então fixa o centro de gravidade em frente ao centro de pressão, para a velocidade correspondente de vôo, de forma a proporcionar o momento restaurador adequado para o equilíbrio em vôo.

Empuxo e arrasto

Uma aeronave em vôo é o centro de uma contínua batalha de forças. Na verdade este conflito não é tão violento quanto parece, mas é a chave para todas as manobras executadas no ar. Não existe nenhum mistério a respeito dessas forças; elas são definidas e conhecidas.

As direções nas quais elas agem, podem ser calculadas, e uma aeronave é projetada para tirar vantagem de cada uma delas. Em todos os tipos de vôo, os cálculos estão baseados na amplitude e direção de quatro forças: peso, sustentação, arrasto e empuxo (ver figura 13-7).

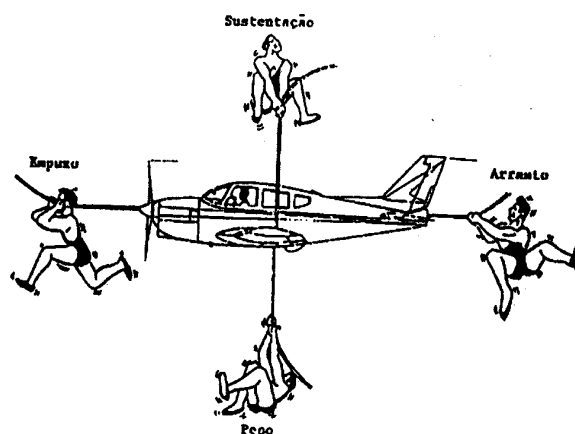


Figura 13-7 Ação das forças em vôo.

-O **peso** é a força de gravidade agindo para baixo, sobre o que está na aeronave, tal como a aeronave em si, tripulação, combustível e carga.

-A **sustentação** age verticalmente contrariando o efeito do peso.

-**Arrasto** é uma força em direção à ré, causada pelo rompimento do fluxo de ar na asa, fuselagem e objetos salientes.

-Empuxo produzido por um motor, é a força para frente que se sobrepõe à força de arrasto.

Observe que essas quatro forças só estão em perfeito equilíbrio quando a aeronave está em vôo reto, nivelado e desacelerada.

As forças de sustentação e arrasto são o resultado direto da relação entre o vento relativo e a aeronave.

A força de sustentação sempre age perpendicularmente ao vento relativo e a força de arrasto, sempre paralela a este e na mesma direção. Elas são, geralmente, os componentes que produzem uma força de sustentação resultante sobre as asas, como mostra a figura 13-8.

O peso tem uma relação definida com a sustentação, e o empuxo com o arrasto. Esse relacionamento é muito simples, porém muito importante no entendimento da aerodinâmica dos vôos. Conforme verificado anteriormente, sustentação é a força para cima, agindo sobre uma asa e perpendicular ao vento relativo. A sustentação é necessária para contrabalançar o peso da aeronave, causado pela força da gravidade que age sobre a massa da mesma.

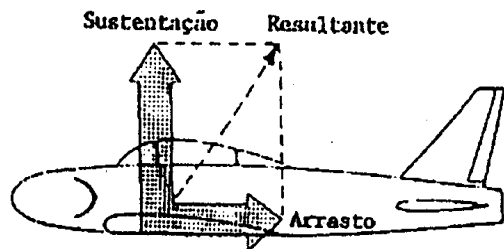


Figura 13-8 Resultante da sustentação e do arrasto.

Essa força-peso age para baixo, num ponto chamado centro de gravidade, no qual se considera que o peso da aeronave é concentrado. Quando a força de sustentação está em equilíbrio com o peso, a aeronave não ganha nem perde altitude. Se a sustentação se torna menor que o peso, a aeronave perde altitude. A aeronave ganha altitude quando a sustentação é maior.

O arrasto deve ser vencido para que a aeronave se mova, e o movimento é essencial para que se obtenha sustentação. Para vencer o arrasto e mover a aeronave para frente, outra força é essencial. Essa força é o empuxo.

O empuxo é tirado da propulsão, ou da combinação motor e hélice. A teoria da propulsão está baseada na terceira lei de Newton, e estabelece que, para cada ação existe uma reação igual e oposta. Por exemplo, no disparo de uma arma, a ação é a bala indo para frente, enquanto a reação é o recuo da arma.

O motor à turbina provoca o movimento da massa de ar para trás à alta velocidade, causando uma reação para frente que movimentava a aeronave.

Numa combinação motor/hélice, a hélice tem de fato, dois ou mais aerofólios girando, montados num eixo horizontal. O movimento das pás através do ar produz uma sustentação similar à sustentação sobre a asa, porém age em uma direção horizontal, empurrando a aeronave para frente.

Antes da aeronave entrar em movimento, o empuxo deve ser exercido. Ela continua a se mover e ganhar velocidade até que o empuxo e o arrasto se igualem. A fim de manter uma velocidade estável, o empuxo e o arrasto devem permanecer iguais, exatamente como a sustentação deve estar igualada ao peso, para um vôo horizontal estabilizado. Temos visto que o aumento de sustentação significa que a aeronave se move para cima, ao passo que diminuindo a sustentação, de forma que ela fique menor que o peso, provoca perda de altitude por parte da aeronave. Regra similar se aplica às forças de empuxo e arrasto. Se a R.P.M. de um motor for reduzida, o empuxo também será diminuído, e a aeronave perderá altitude. Enquanto o empuxo for cada vez menor, e como o arrasto é constante, a aeronave se deslocará cada vez mais lentamente, até que sua velocidade seja insuficiente para mantê-la no ar.

Da mesma forma, se a R.P.M. do motor for aumentada, o empuxo se tornará maior que o arrasto e a velocidade da aeronave aumentará. Enquanto o empuxo continuar sendo maior que o arrasto, a aeronave continuará a acelerar. Quando eles se estabilizarem, a aeronave voará à velocidade estabilizada.

O movimento relativo do ar sobre os objetos que produzem sustentação, também produz o arrasto, que é a resistência do ar aos objetos que se movem nele.

Se uma aeronave estiver voando nivelada, a força de sustentação age verticalmente para suportá-la, enquanto a força

de arrasto age horizontalmente empurrando-a para trás. O arrasto total sobre a aeronave é proporcionado por muitas forças de arrasto, porém para nossos propósitos, consideraremos apenas três: arrasto parasita, arrasto do perfil e arrasto induzido.

O arrasto parasita é produzido pela combinação de diferentes forças de arrasto. Qualquer objeto exposto numa aeronave oferece a mesma resistência ao ar, e quanto mais objetos no fluxo de ar, maior é o arrasto parasita. Enquanto o arrasto parasita pode ser reduzido, diminuindo-se o número de partes expostas, e dando-lhes uma forma aerodinâmica, o atrito de superfície é o tipo de arrasto parasita mais difícil de ser reduzido.

Nenhuma superfície é perfeitamente lisa. Mesmo superfícies usinadas, quando inspecionadas sob ampliação, têm uma aparência desigual.

Essas superfícies desiguais desviam o ar junto à superfície, causando resistência ao suave fluxo de ar. O atrito superficial pode ser reduzido, usando-se planos com acabamento polido e eliminando-se cabeças de rebites salientes, rugosidades e outras irregularidades.

O arrasto de perfil pode ser considerado como um arrasto parasita do aerofólio. Os diversos componentes do arrasto parasita são da mesma natureza que o arrasto de perfil.

A ação do aerofólio, que nos dá sustentação, causa o arrasto induzido.

Devemos lembrar que a pressão sobre a 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 fluídos sempre se movem da alta para a baixa pressão, há um movimento do ar, no sentido da parte inferior da asa afastando-se da fuselagem e para cima, em volta da ponta da asa. Esse fluxo de ar resulta em um "derrame" na ponta da asa, formando assim redemoinho chamado de Vortex da Ponta da Asa (figura 13-9). O ar na superfície superior tem uma tendência a se mover na direção da fuselagem e para fora do bordo de fuga. Essa corrente de ar forma um Vortex similar na parte interna do bordo de fuga da asa. Esses Vortexes aumentam o arrasto devido à turbulência produzida e constituem o arrasto induzido. Com o aumento da sustentação, devido o aumento do ângulo de ataque, o arrasto induzido também aumenta.

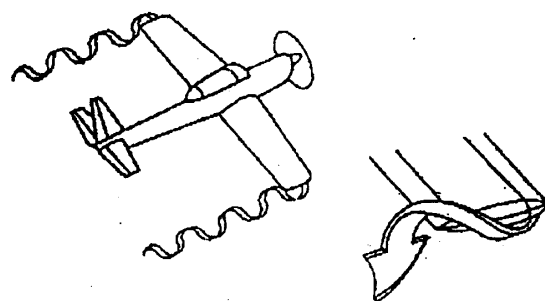


Figura 13-9 - Vortexes de ponta de asa.

Isso ocorre, porque, na medida em que o ângulo de ataque aumenta, existe maior diferença de pressão entre o topo e o fundo da asa. Isso causa vortexes mais violentos, resultando em mais turbulências e mais arrasto induzido.

Eixos de uma aeronave

Sempre que uma aeronave muda sua atitude em vôo, ela tem que girar sobre um ou mais dos seus três eixos.

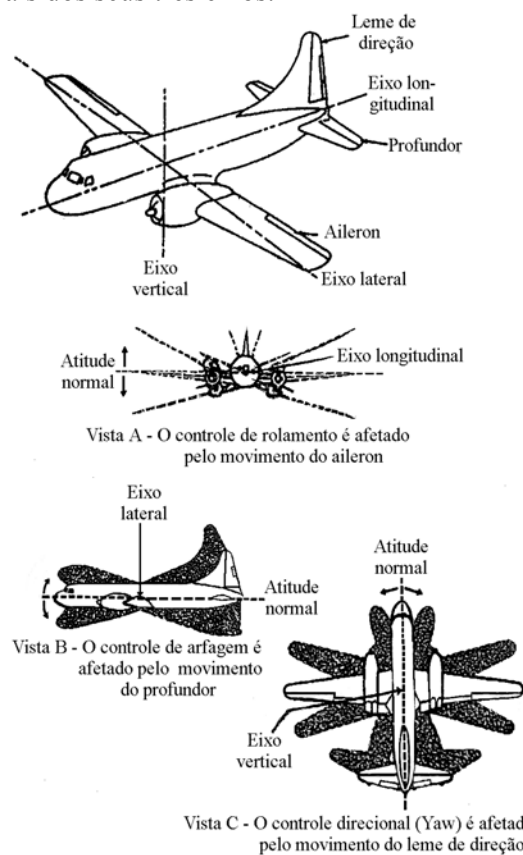


Figura 13-10 – Movimentos de uma aeronave sobre seus eixos.

A Figura 13-10 mostra os três eixos, os quais são linhas imaginárias que passam no centro da aeronave

Os eixos de uma aeronave podem ser considerados eixos imaginários, em torno dos quais a aeronave gira como uma roda. No centro, onde os três eixos se interceptam, cada um deles é perpendicular aos outros dois.

O eixo, que se estende através da fuselagem do nariz para a cauda, é denominado eixo longitudinal. O eixo que se estende transversalmente de ponta a ponta da asa, é chamado lateral. O eixo que passa pelo centro, do fundo ao topo, é chamado eixo vertical.

O movimento sobre o eixo longitudinal é semelhante ao balanço de um navio de um lado para outro. De fato, os nomes utilizados na descrição dos movimentos em torno dos três eixos de uma aeronave, são termos de origem náutica. Eles foram adaptados para a terminologia aeronáutica devido a similaridade entre os movimentos de uma aeronave e de um navio.

Assim, o movimento em torno do eixo longitudinal é chamado rolamento; àquele em torno do eixo lateral é chamado arfagem; e, finalmente, o movimento de uma aeronave, em torno do eixo vertical, é chamado guinada, ou seja, um movimento horizontal do nariz da aeronave.

Rolamento, arfagem e guinada, movimentos de uma aeronave em torno dos eixos longitudinal, lateral e vertical são controlados por três superfícies de controle. O rolamento é produzido pelos ailerons, os quais estão localizados no bordo de fuga das asas. A arfagem é afetada pelos profundores, na parte traseira do estabilizador horizontal. O movimento de guinada é controlado pelo leme de direção, na parte traseira do conjunto vertical da empenagem.

ESTABILIDADE E CONTROLE

Uma aeronave deve ter estabilidade suficiente para manter uma trajetória uniforme de vôo, e se recuperar da ação das diversas forças. Também para obter o melhor desempenho, a aeronave deve ter a resposta para os movimentos dos controles.

Três termos que sempre aparecem em qualquer discussão sobre estabilidade e

controle, são: (1) Estabilidade propriamente dita, (2) Maneabilidade e (3) Controlabilidade.

Estabilidade é a característica de uma aeronave, que tende a fazê-la voar em trajetórias reta e nivelada.

Maneabilidade é a habilidade de uma aeronave, quanto à sua dirigibilidade ao longo de uma trajetória de vôo, para resistir aos esforços que lhes são impostos.. Controlabilidade é a qualidade de resposta de uma aeronave ao comando do piloto, quando manobramos a aeronave.

Estabilidade Estática

Uma aeronave está num estado de equilíbrio, quando a soma de todas as forças que agem sobre ela, e a soma de todos os momentos é igual a zero. Uma aeronave em equilíbrio não sofre aceleração, e mantém um vôo em condição uniforme. Uma rajada de vento ou uma deflexão dos controles, alteram o equilíbrio, e a aeronave sofre uma aceleração, devido ao desbalanceamento dos momentos ou das forças.

Os três tipos de estabilidade estática são definidos pela característica do movimento que se segue a cada perturbação do equilíbrio.

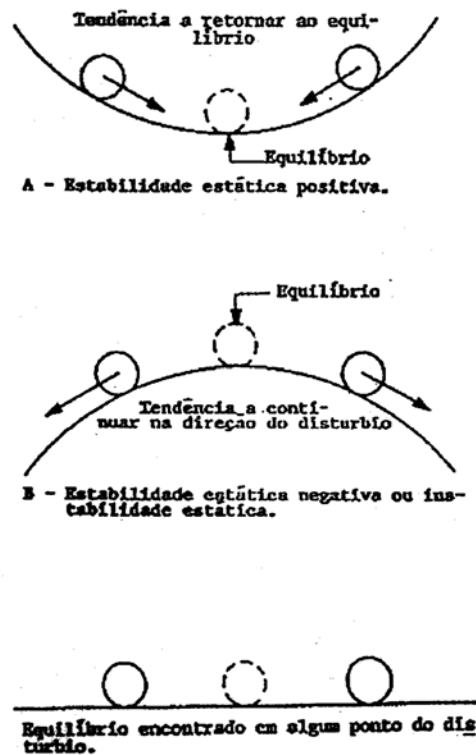


Figura 13-11 – Estabilidade estática.

A estabilidade estática positiva existe quando o objeto que sofre a perturbação, tende a retornar ao equilíbrio. Estabilidade negativa ou instabilidade estática existe quando o objeto que sofre a perturbação tende a continuar na direção do distúrbio.

A estabilidade estática neutra existe quando o objeto que sofre a perturbação não tem tendência a retornar, ou a continuar, na direção de deslocamento, porém permanece em equilíbrio na direção do distúrbio.

Esses três tipos de estabilidade estão ilustrados na figura 13-11.

Estabilidade Dinâmica

Enquanto a estabilidade estática, trata da tendência de um corpo deslocado retornar ao equilíbrio, a estabilidade dinâmica diz respeito ao movimento que resulta com o tempo. Se um objeto sofre um distúrbio em relação ao seu equilíbrio, o tempo de movimento resultante, define a estabilidade dinâmica do objeto.

Em geral, um objeto demonstra estabilidade dinâmica positiva, se a amplitude do movimento diminui com o tempo. Caso a amplitude aumente com o tempo, diz-se que o objeto possui instabilidade dinâmica.

Toda aeronave deve demonstrar o grau requerido de estabilidade estática e dinâmica. Se uma aeronave for projetada com instabilidade estática e uma ligeira taxa de instabilidade dinâmica, ela estará difícil, se não impossível de voar. Geralmente a estabilidade dinâmica positiva, em uma aeronave, é projetada para evitar oscilações continuadas desagradáveis.

Estabilidade Longitudinal

Quando uma aeronave tem uma tendência de manter um ângulo de ataque constante com relação ao vento relativo - ou seja, quando ela não tende a jogar seu nariz para baixo e mergulhar ou levantar seu nariz e perder velocidade diz-se que ela tem estabilidade longitudinal. Estabilidade longitudinal se refere ao movimento de arfagem. O estabilizador horizontal é a superfície primária que controla a estabilidade longitudinal. A ação de estabilizador depende da velocidade e do ângulo de ataque da aeronave.

A Figura 13-12 ilustra a contribuição da empenagem para a estabilidade.

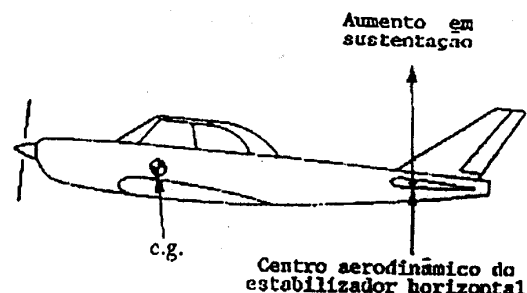


Figura 13-12 Sustentação na empenagem.

Se uma aeronave muda seu ângulo de ataque, ocorre uma mudança na sustentação no centro aerodinâmico (centro de pressão) do estabilizador horizontal.

Sob certas condições de velocidade, carga e ângulo de ataque, o fluxo de ar sobre o estabilizador horizontal cria uma força, a qual empurra a empenagem para cima ou para baixo. Quando devido as condições, o fluxo de ar cria forças iguais para cima e para baixo, dizemos que as forças estão em equilíbrio. Essa condição é geralmente encontrada em vôo nivelado e em vento calmo.

Estabilidade Direcional

A estabilidade em torno do eixo vertical é conhecida como estabilidade direcional. A aeronave deve ser projetada, de forma que, quando ela estiver em vôo reto e nivelado, permaneça em sua proa, mesmo que o piloto tire suas mãos e pés dos controles.

Se uma aeronave se recupera automaticamente de uma derrapada, ela foi bem projetada, e possui bom balanceamento direcional. O estabilizador vertical é a superfície primária que controla a estabilidade direcional.

Conforme mostra a figura 13-13, quando uma aeronave sofre uma glissada ou uma guinada, o estabilizador vertical sofre uma mudança no ângulo de ataque, com uma mudança resultante na sustentação (não confundir com a sustentação criada pelas asas). A mudança na sustentação, ou força lateral, sobre o estabilizador vertical, cria um momento de guinada sobre o centro de gravidade, o qual

tende a retornar a aeronave à sua trajetória original.

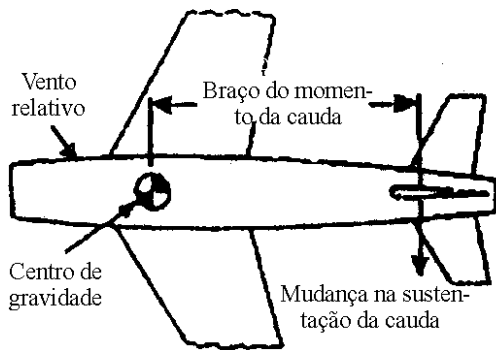


Figura 13-13 Contribuição do estabilizador vertical para a estabilidade direcional.

As asas enflechadas ajudam na estabilidade direcional. Se uma aeronave dá uma guinada na sua direção de vôo, a asa que está à frente oferece maior arrasto de que a que está atrás. O efeito desse arrasto retém a asa que está à frente e deixa a que está atrás alcançá-la.

A estabilidade direcional também é ajudada pela utilização de uma fuselagem longa, e uma grande quilha dorsal.

O alto número Mach do vôo supersônico, reduz a contribuição do estabilizador vertical para a estabilidade direcional. Para produzir a estabilidade direcional a altos números Mach, pode ser necessário uma área do estabilizador vertical muito grande. Alhetas ventrais podem ser colocadas como uma contribuição adicional à estabilidade direcional.

Estabilidade Lateral

Vimos que, arfagem é o movimento em torno do eixo lateral da aeronave, e guinada é o movimento em torno do seu eixo vertical. O movimento em torno do seu eixo longitudinal (na frente ou atrás) é um movimento lateral ou de rolamento. A tendência de retornar para a atitude original é chamada estabilidade lateral.

A estabilidade lateral de uma aeronave, envolve considerações de momento de rolamento devido à glissada. Uma glissada tende a produzir os movimentos, tanto de rolagem quanto de guinada. Se uma aeronave tem um momento de rolamento favorável, uma guinada tende a retornar a aeronave para a atitude de vôo

nivelado. A superfície principal, em termos de contribuição para a estabilidade lateral de uma aeronave, é a asa.

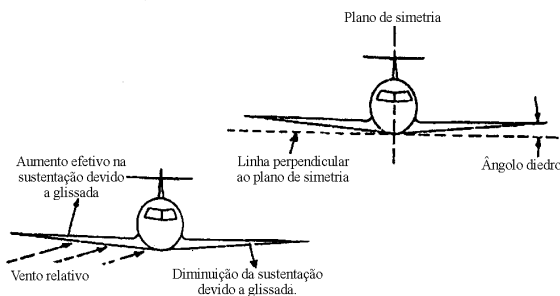


Figura 13-14 Contribuição do diedro para a estabilidade lateral.

O efeito da geometria do diedro (figura 14) de uma asa, é uma contribuição em potencial para a estabilidade lateral. Como mostrado na figura 13-14, uma asa com diedro desenvolve momentos de rolagem estáveis com glissada. Com vento relativo lateral, a asa do lado do vento está sujeita a um aumento do ângulo de ataque, e desenvolve um aumento de sustentação. A asa contrária à direção do vento está sujeita a uma diminuição do ângulo de ataque, e desenvolve menos sustentação. As mudanças na sustentação produzem um momento de rolagem tendendo a levantar a asa contra o vento.

Quando a asa é enflechada, o diedro efetivo aumenta rapidamente com a mudança no coeficiente de sustentação da asa. Enflechamento é o ângulo entre uma linha perpendicular à linha de centro da fuselagem e o quarto de corda de cada seção de aerofólio da asa. O enflechamento em combinação com o diedro faz com que o efeito do diedro seja excessivo.

Conforme mostra a figura 13-15, a aeronave com asa enflechada durante uma glissada, tem uma asa que está operando do lado do vento, com um aumento efetivo no enflechamento, enquanto a outra asa opera com uma redução efetiva no enflechamento.

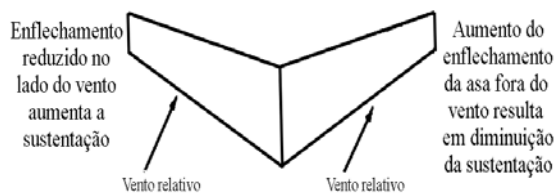


Figura 13-15 Efeito do enflechamento na estabilidade lateral.

A asa do lado do vento produz mais sustentação que a do lado contrário. Isso tende a restabelecer a atitude de vôo nivelado da aeronave.

A medida do diedro efetivo, necessária para produzir um vôo de qualidade satisfatória, varia muito com o tipo e o propósito da aeronave. Geralmente, o diedro efetivo é mantido baixo, porque o alto rolamento, devido à glissada, pode criar problemas. Um excesso no diedro efetivo pode conduzir ao movimento lento oscilatório ("dutch roll"), dificuldade de coordenação do leme nas manobras de rolagem, ou impor extrema dificuldade no controle lateral, durante decolagens e pousos com vento cruzado.

CONTROLE

Controle é a atitude tomada para fazer com que a aeronave siga a trajetória de vôo desejada.

Quando se diz que uma aeronave é controlável, significa que ela responde fácil e prontamente ao movimento dos controles. Diferentes superfícies de controle são utilizadas para controlar a aeronave em torno de cada um dos seus três eixos. Movendo-se as superfícies de controle em uma aeronave, muda-se o fluxo de ar que atua nessas superfícies. Isso por sua vez, cria mudanças no balanceamento das forças que agem para manter a aeronave em vôo reto e nivelado.

Superfícies de controle de vôo

As superfícies de controle ou de comando de vôo, são aerofólios articulados ou móveis, projetados para modificar a atitude de uma aeronave durante o vôo. Essas superfícies podem ser divididas em três grupos, geralmente denominados de grupo primário, grupo secundário e grupo auxiliar.

Grupo primário

O grupo primário inclui os ailerons, profundores e leme (figura 13-16). Essas superfícies são usadas para movimentar a aeronave em torno dos seus três eixos.

Os ailerons e profundores são geralmente comandados da cabine, por um

volante e um conjunto de forquilha nas aeronaves multimotoras. O leme é comandado por pedais em todos os tipos de aeronaves.

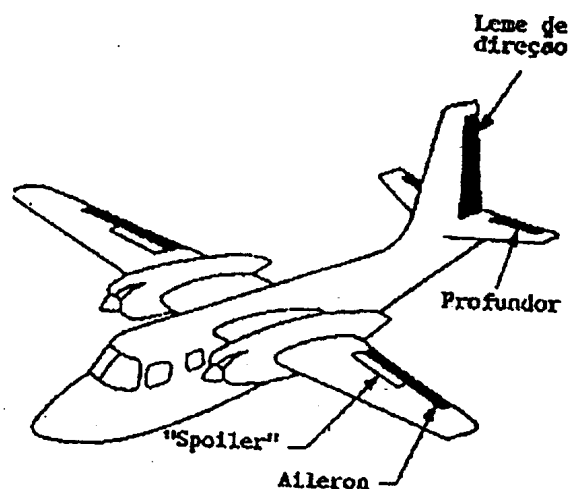


Figura 13-16 Controles primários de vôo

Grupo secundário

Incluídos no grupo secundário estão os compensadores comandáveis e os compensadores conjugados. Compensadores comandáveis são pequenos aerofólios (figura 13-17) encaixados nos bordos de fuga das superfícies de comando primárias.

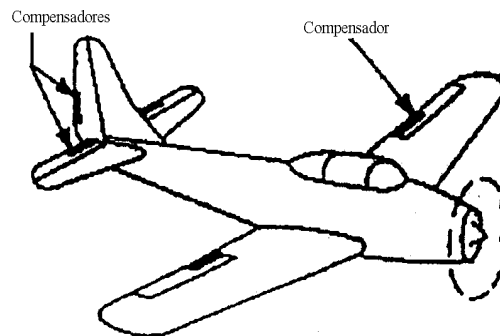


Figura 13-17 Compensadores.

O propósito dos compensadores comandáveis é capacitar o piloto para corrigir qualquer condição de desbalanceamento que possa existir durante o vôo, sem exercer qualquer pressão sobre os controles primários. Cada compensador está articulado à sua superfície matriz de controle primário, porém controlada por um comando independente.

Os compensadores conjugados são similares quanto à aparência aos compensadores comandáveis, porém têm diferentes propósitos.. Eles são usados para ajudar o piloto na movimentação das superfícies primárias de controle.

Grupo auxiliar

Estão incluídos no grupo auxiliar de superfícies de controle de vôo, os flapes de asa, os "spoilers", os freios aerodinâmicos, os "slats" (aerofólio auxiliar móvel), os flapes de bordo de ataque e os "slots" (fenda na asa).

O grupo auxiliar pode ser dividido em dois sub grupos: aqueles cujo propósito primário é aumentar a sustentação; e aqueles cujo propósito é diminuí-la. No primeiro grupo estão os flapes, tanto o de bordo de fuga quanto o de bordo de ataque ("slats") e os eslots ("slots"). Os dispositivos destinados a diminuir a sustentação são os "spoileres" e os freios aerodinâmicos.

Os flapes aumentam a área da asa, aumentando dessa forma a sustentação na decolagem, e diminuindo a velocidade durante o pouso. Esses aerofólios são retrateis e se ajustam aerodinamicamente ao contorno da asa. Os outros são simplesmente parte do revestimento inferior, os quais se estendem pelo fluxo de ar diminuindo a velocidade da aeronave.

Os flapes de bordo de ataque são aerofólios, que se estendem e se retraem do bordo de ataque das asas. Alguns tipos criam uma abertura entre o aerofólio estendido e o bordo de ataque.

O flape (chamado de "slat" por alguns fabricantes) e os eslots, produzem sustentação adicional nas baixas velocidades durante decolagens e pousos. Outros tipos têm eslots permanentes construídos no bordo de ataque das asas. Nas velocidades de cruzeiro, os flapes de bordo de fuga e de ataque se retraem para a própria asa.

Os dispositivos de aumento de sustentação são os freios aerodinâmicos (spoileres). Em alguns casos, existem dois tipos de spoileres. O "spoiler" de solo que é estendido somente após o pouso da aeronave, auxiliando, dessa forma, a ação de frenagem. "Spoiler" de vôo e o que auxilia o controle lateral, sendo es

tendido sempre que o aileron da respectiva asa é acionado para cima.

Quando atua como freios aerodinâmicos, os "spoileres", em ambas as asas, têm maior amplitude no lado superior da asa que na parte inferior desta. Isso permite a operação do freio aerodinâmico e controle posterior, simultaneamente.

Os "slats" são superfícies móveis de controle presas ao bordo de ataque das asas.

Quando fechado, o "slat" forma o bordo de ataque da asa. Quando na posição aberta (estendido para frente) é criado um eslote entre o "slat" e o bordo de ataque da asa. Em baixas velocidades, isso aumenta a sustentação e melhora as características de manejo, permitindo que a aeronave seja controlada em velocidades diferentes das velocidades normais de pouso.

Controle em torno do eixo longitudinal

O movimento da aeronave em torno do eixo longitudinal é chamado rolamento (ou rolagem), ou inclinação lateral. Os ailerons (figura 13-18) são utilizados para controlar esse movimento.

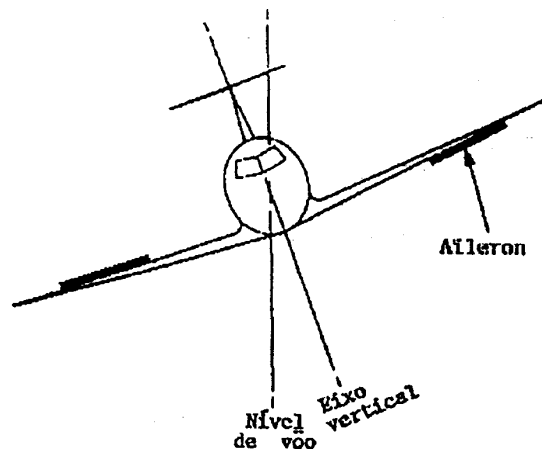


Figura 13-18 Ação do aileron.

Os ailerons formam parte da asa e estão localizados no bordo de fuga, próximos às pontas dessas asas. Os ailerons são as superfícies móveis de outra superfície fixa que é a asa. O aileron está na posição neutra quando está aerodinamicamente alinhado com o bordo de fuga da asa.

Os ailerons respondem à pressão lateral aplicada ao manche. A pressão aplicada para mover o manche para a direita levanta o aileron

direito e abaixa o esquerdo, provocando a inclinação da aeronave para a direita.

Os ailerons são interligados por cabos de comando, de forma que, quando um aileron é comandado para baixo, o outro é comandado para cima. A função do aileron que é comandado para baixo é aumentar a sustentação, aumentando a cambra da asa. Ao mesmo tempo o aileron abaixado, também cria arrasto adicional, uma vez que ele está numa área de alta pressão embaixo da asa.

O aileron que está em cima, na extremidade oposta da asa, diminui a sustentação daquele lado. O aumento de sustentação sob a asa cujo aileron está para baixo, levanta essa asa. Isso provoca o rolamento da aeronave em torno do seu eixo longitudinal, conforme mostrado na figura 13-19.

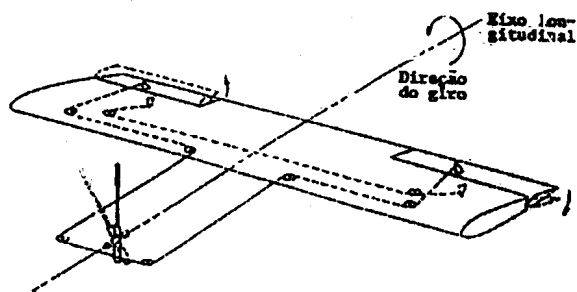


Figura 13-19 Sistema de controle do aileron.

Como resultado do aumento de sustentação na asa cujo aileron está para baixo, o arrasto também é aumentado. Esse arrasto produz um esforço para puxar o nariz na direção da asa alta. Uma vez que os ailerons são utilizados em conjunto com o leme, quando a aeronave está em curva, o aumento de arrasto tenta girar a aeronave na direção oposta à desejada.

Para evitar esse efeito indesejável as aeronaves são projetadas com deslocamentos diferenciados dos ailerons.

O deslocamento diferenciado do aileron (figura 13-20) proporciona maior deslocamento para cima do que para baixo, para um dado movimento do manche ou do volante na cabine.

Os "spoileres" ou freios aerodinâmicos, como também são chamados, são placas instaladas na superfície superior da asa. Elas são geralmente defletidas para cima por meio de atuadores hidráulicos, em resposta ao movimento do volante de controle na cabine.

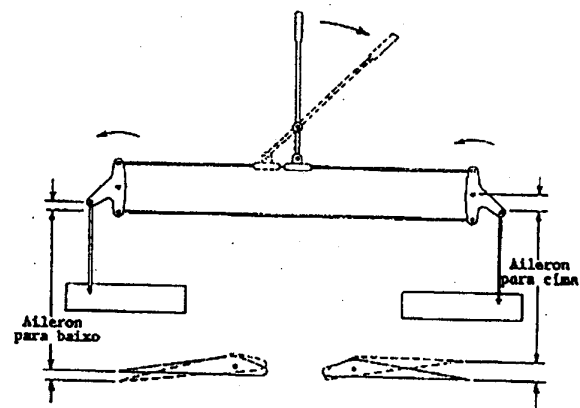


Figura 13-20 Controle diferencial do aileron.

O propósito dos "spoilers" é perturbar o fluxo de ar uniforme que passa pelo topo da aerofólio, criando assim um aumento do arrasto e uma redução da sustentação nesse aerofólio.

Os "spoileres" são utilizados, a princípio, para controle lateral. Durante a inclinação de uma aeronave, os "spoileres" funcionam com os ailerons.

Os "spoileres" do lado cujo aileron está para cima sobem com esse aileron para posterior redução da sustentação da asa.

O "spoiler" do lado oposto permanece na posição inalterada.

Quando os spoileres são utilizados como freios aerodinâmicos, são totalmente defletidos para cima, simultaneamente.

Uma alavanca de comando separada, permite a operação dos "spoileres" como freios aerodinâmicos.

Enquanto temos uma tendência a imaginar um "spoiler" como sendo um dispositivo de controle totalmente complicado, deveríamos ter em mente que alguns não são controláveis.

Alguns "spoileres" são operados automaticamente e atuam apenas em grandes ângulos de ataque. Essa montagem os mantém fora do turbilhonamento a altas velocidades e em cruzeiro.

Um "spoiler" fixo pode ser uma pequena cunha afixada ao bordo de ataque do aerofólio, como mostrado na figura 13-21.

Esse tipo de "spoiler" faz com que a parte de dentro da asa estole na frente da parte de fora, o que resulta em controle do aileron até que ocorra o estol completo da asa.

Usamos extrema precisão no posicionamento de um "spoiler" de bordo de

ataque durante sua reinstalação, após ter sido removido para manutenção. O posicionamento inadequado pode resultar em características adversas de estol.

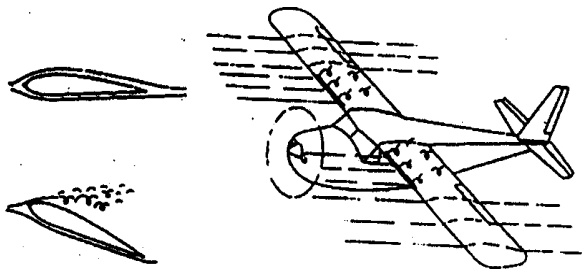


Figura 13-21 Spoilers fixos.

Seguimos sempre as instruções do fabricante, com respeito à localização e método de fixação.

Controle em torno do eixo vertical

Girando o nariz de uma aeronave, provocamos a rotação dessa aeronave em torno do seu eixo vertical. A rotação da aeronave em torno do eixo vertical é chamada de guinada. Esse movimento é controlado pelo leme, como ilustrado na figura 13-22.

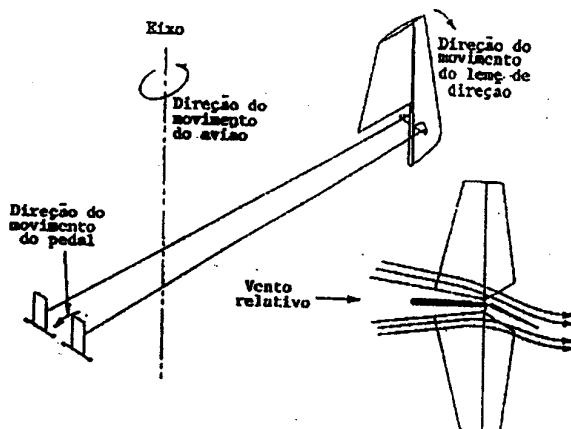


Figura 13-22 Ação do leme de direção.

O leme é uma superfície de comando, unida ao bordo de fuga do estabilizador vertical. Para girar a aeronave para a direita, o leme é movimentado para a direita. O leme sobressai no fluxo de ar fazendo com que uma força aja sobre ele.

Essa é a força necessária para dar o movimento giratório em torno do centro de gravidade, o qual gira a aeronave para a direita. Se o leme for movimentado para a esquerda, induz uma rotação no sentido anti-horário, e a aeronave similarmente gira para a esquerda.

O leme pode também ser utilizado no controle de curva e inclinação em voo.

A principal função do leme é girar a aeronave em voo. Esse giro é mantido pela pressão lateral do ar em movimento, passando pela superfície vertical.

Quando uma aeronave começa a escorregar ou derrapar, é aplicada uma pressão no leme para manter a aeronave aprofada na direção desejada.

Glissagem se refere a qualquer movimento da aeronave para o lado e para baixo, na direção do interior da curva. Derrapagem diz respeito a qualquer movimento para cima e para fora do centro da curva.

Controle em torno do eixo lateral

Quando o nariz de uma aeronave é levantado ou abaixado, ele gira sobre seu eixo lateral.

Os profundores são superfícies móveis de comando que provocam sua rotação (figura 13-23). Eles estão normalmente unidos ao bordo de fuga do estabilizador horizontal.

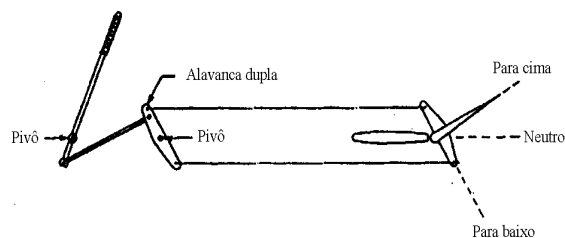


Figura 13-23 Controle do profundor.

Os profundores são usados para fazer a aeronave elevar-se ou mergulhar e, também para obter suficiente sustentação das asas para manter a aeronave nivelada nas diversas velocidades de voo.

Os profundores podem ser movimentados tanto para cima quanto para baixo; se ele for movimentado para cima, diminui a força de sustentação na cauda, provocando sua queda e elevação do nariz, se o profundor for movimentado para baixo, ele

aumenta a força de sustentação sobre a cauda, provocando sua elevação e abaixando o nariz.

Abaixando-se o nariz da aeronave, aumenta-se sua velocidade; elevando-o, diminuímos a velocidade.

Algumas aeronaves utilizam uma superfície horizontal móvel chamada estabilizador móvel (figura 13-24). Esse estabilizador serve para o mesmo propósito do estabilizador horizontal, combinado ao profundor.

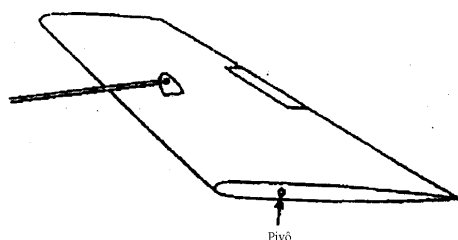


Figura 13-24 Estabilizador horizontal móvel.

Quando o controle na cabine é comandado, o estabilizador completo é movimentado para elevar ou abaixar o bordo de ataque, mudando dessa forma o ângulo de ataque e a sustentação nas superfícies da empenagem. Algumas empenagens de aeronaves são projetadas com uma combinação dos estabilizadores vertical e horizontal. Esse tipo de empenagem tem os seus estabilizadores montados, formando um ângulo, conforme mostra a figura 13-25. As empenagens com esse formato são conhecidas como empenagem em "V".

As superfícies de comando são instaladas no bordo de fuga dos estabilizadores. A parte estabilizadora desse conjunto é denominada estabilizador e a parte de comando é denominada "ruddervators" (combinação de leme e profundor).

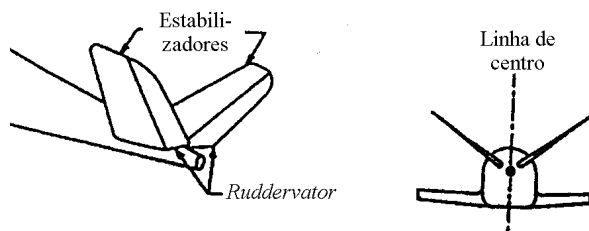


Figura 13-25 Empenagem em "V".

Essas superfícies podem ser comandadas, ambas para baixo ou para cima, ao mesmo tempo. Quando utilizadas dessa forma, o resultado é o mesmo que seria obtido com

qualquer outro tipo de profundor. Esse comando é executado através do manche.

Os "ruddervators" podem ser comandados em sentidos opostos um ao outro, empurrando-se o pedal do leme direito ou esquerdo (figura 13-26).

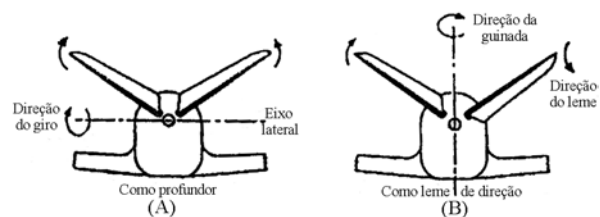


Figura 13-26 Ação dos *Ruddervators*

Se o pedal do leme direito for empurrado, a superfície direita se move para baixo e a esquerda para cima. Isso produz um movimento de rotação que moverá o nariz da aeronave para a direita.

COMPENSADORES

Muito embora uma aeronave tenha a estabilidade inerente, nem sempre ela tende a voar reta e nivelada.

O peso e a distribuição da carga afetam a estabilidade da aeronave. Diversas velocidades também afetam as características de vôo.

Se o combustível do tanque de uma asa for utilizado antes do combustível do tanque da outra asa, a aeronave tenderá a girar para o lado do tanque cheio.

Todas essas variações requerem constante atuação nos comandos para correção.

Enquanto subindo ou em planeio, é necessário aplicar pressão nos comandos para que a aeronave mantenha a atitude desejada.

Para compensar as forças que tendem a desbalancear o vôo de uma aeronave, os ailerons, profundores e leme dispõem de comandos auxiliares conhecidos como compensadores.

São pequenas superfícies de comando, ligadas ao bordo de fuga da superfície de comando primária (figura 13-27). Os compensadores podem ser comandados para cima ou para baixo, por meio de manivela ou comando elétrico na cabine. Os compensadores podem ser comandados para cima ou para baixo, por meio de manivela ou comando elétrico na cabine.

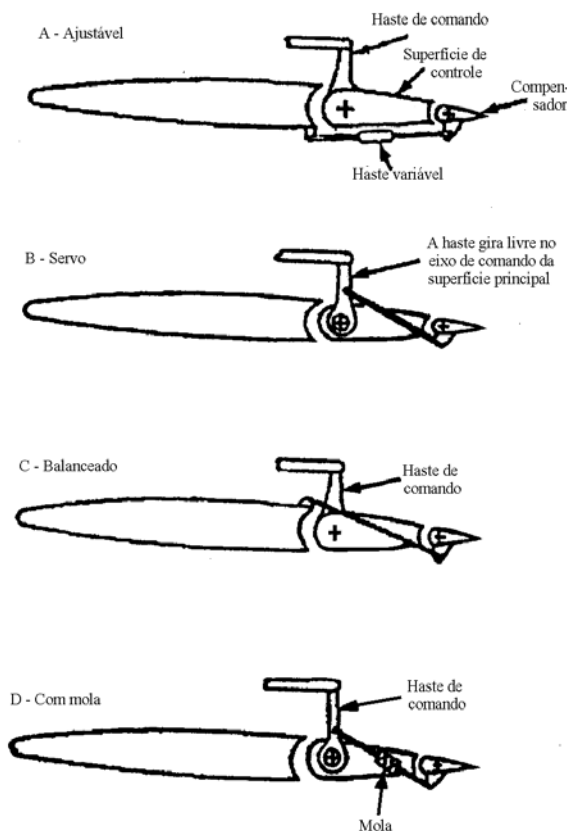


Figura 13-27 Tipos de compensadores.

Esses compensadores podem ser usados para contrabalançar as forças que atuam sobre os comandos, de forma que a aeronave voe reta e nivelada, ou mantenha uma atitude de subida ou planeio.

Compensadores ajustáveis

Os compensadores ajustáveis, ajustam a aeronave em vôo. Ajustar significa corrigir qualquer tendência que a aeronave tenha de se movimentar para uma atitude indesejada de vôo.

Os compensadores ajustáveis controlam o balanceamento de uma aeronave de forma a mantê-la em vôo reto e nivelado, sem atuação na coluna de comando, volante ou pedais do leme.

A figura 13-27A ilustra um compensador ajustável. Note que o compensador tem uma articulação variável, que é ajustada da cabine.

O movimento do compensador em uma direção provoca a deflexão da superfície de comando na direção oposta.

A maioria dos compensadores instalados

em aeronaves são comandados mecanicamente da cabine, através de um sistema individual de cabos. Contudo, algumas aeronaves têm compensadores ajustáveis que são operados através de um atuador elétrico.

Os compensadores ajustáveis são ou controlados da cabine, ou ajustados no solo, antes da decolagem. Eles são instalados nos profundos leme, e ailerons.

Servo compensadores

Os servos compensadores (figura 13-27B) são similares em aparência e operação aos compensadores já mencionados. São utilizados primariamente nas grandes superfícies de comando principais. Eles ajudam na movimentação da superfície de comando, mantendo-a na posição desejada. Apenas o servo compensador se movimenta, em resposta ao comando da cabine (A haste do servo compensador é livre para girar, do eixo da superfície de comando principal).

A força do fluxo de ar sobre o servo compensador então movimenta a superfície primária de comando. Com a utilização do servo compensador menos força é necessária para movimentar a superfície de comando primária.

Servo comando

Um servo comando é mostrado na figura 13-27C. A articulação é projetada de tal maneira que, quando a superfície de comando primário é movimentada, o compensador, se move na direção oposta. Dessa forma, forças aerodinâmicas, atuando sobre o compensador ajudam a movimentar a superfície de comando primária.

Compensadores com mola

Os compensadores com mola (figura 13-27D) são de aparência similar aos compensadores ajustáveis, porém servem para diferentes propósitos.

Os compensadores com mola são usados com os mesmos propósitos dos atuadores hidráulicos, isto é, ajudar na movimentação da superfície primária de comando.

Existem diversas montagens utilizadas na articulação do compensador com mola. Em

algumas aeronaves, um compensador com mola está ligado ao bordo de fuga de cada aileron, e é atuado por um conjunto formado por haste, do tipo vaivém, carregada por mola, a qual está também ligada à articulação de controle dos ailerons. A articulação é conectada de tal forma que o movimento do aileron em uma direção, provoca a deflexão do compensador com mola na direção oposta. Isso proporciona uma condição de balanceamento, reduzindo dessa forma, a intensidade da força requerida para movimentar os ailerons.

A deflexão do compensador com mola é diretamente proporcional à carga aerodinâmica imposta ao aileron; por conseguinte, as baixas velocidades e o compensador com mola permanecem na posição neutra, e o aileron fica sendo uma superfície controlada manualmente. As altas velocidades, onde a carga aerodinâmica é maior, o compensador funciona como uma ajuda na movimentação da superfície primária de comando.

Para reduzir a força requerida para comandar uma superfície de comando, elas são geralmente balanceadas estaticamente e aerodinamicamente. O balanceamento aerodinâmico é geralmente conseguido através da extensão de parte da superfície de comando à frente da linha da dobradiça. Isso utiliza o fluxo de ar na aeronave para ajudar na movimentação da superfície. Os diversos métodos para se obter o balanceamento aerodinâmico são mostrados na figura 13-28.

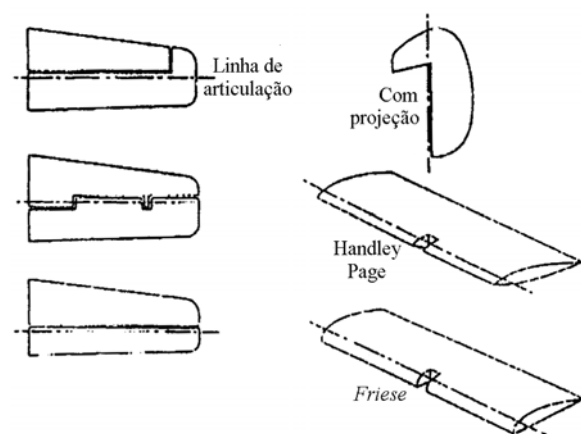


Figura 13-28 Três formas de balanceamento aerodinâmico.

O balanceamento estático é conseguido através da adição de pesos à seção à frente da

linha de articulação, até esses pesos se igualarem ao da seção traseira. Quando fazendo reparo de uma superfície de comando, observamos os cuidados necessários a evitar danos ao balanceamento estático. Uma superfície desbalanceada tem uma tendência a vibrar, na medida em que o ar passa por ela.

DISPOSITIVO DE HIPERSUSTENTAÇÃO

Dispositivos de hipersustentação são utilizados em combinação com aerofólios, de forma a reduzir a velocidade de decolagem ou de pouso, mudando as características de um aerofólio durante essas fases.

Quando esses dispositivos não são necessários, são retornados para uma posição dentro da asa para recuperar as características normais do aerofólio.

Dois dispositivos de hipersustentação comumente utilizados em aeronaves são mostrados na figura 13-29. Um desses dispositivos é conhecido como eslote e é utilizado como um passadiço através do bordo de ataque da asa.

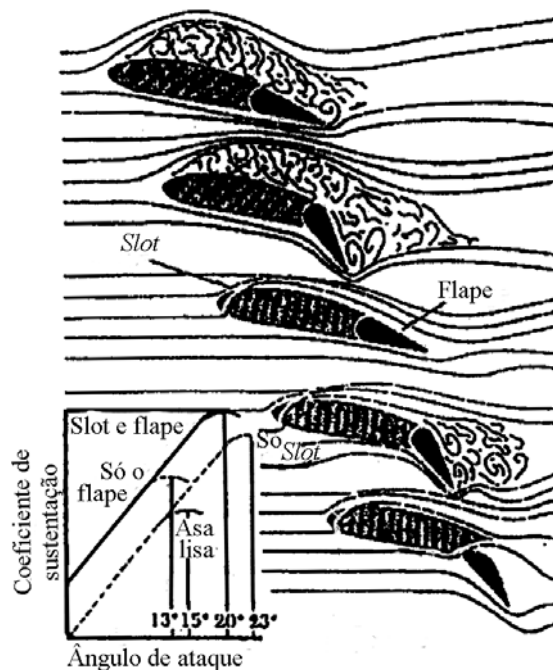


Figura 13-29 Dispositivos de hipersustentação.

Em grandes ângulos de ataque, o ar flui através do eslote e suaviza o fluxo de ar sobre a superfície superior da asa.

Isso permite que a asa vá além do seu ponto normal de estol, sem estolar. Maiores

sustentações são obtidas com a asa operando com ângulo de ataque maior.

O outro dispositivo de hipersustentação é conhecido como flape. É uma superfície ligada à superfície do bordo de fuga da asa. O flape é controlado da cabine, e quando não está em uso, aloja-se suavemente na superfície inferior de cada asa.

A utilização dos flapes aumenta a cambra da asa e, por conseguinte, a sustentação da asa, tornando possível a redução da velocidade da aeronave, sem estolar. Isso também permite a obtenção de curvas com grande inclinação nas aproximações para pouso. Os flapes são usados primariamente durante decolagens e pousos.

Os tipos de flapes em uso em aeronaves incluem: (1) plano, (2) bipartido, (3) "fowler" e (4) eslotado. O plano (figura 13-30) é simplesmente articulado com a asa, formando uma parte da superfície, quando recolhido.

O flape bipartido (figura 13-30) tem esse nome devido a articulação na parte inferior da asa, próximo ao bordo de fuga permitindo que ele seja abaixado da superfície fixa superior.

O flap "fowler" (figura 13-30) é instalado na parte inferior da asa, de forma a facear com a superfície. Quando o flape é acionado, desliza para trás sobre trilhos e pende para baixo ao mesmo tempo.

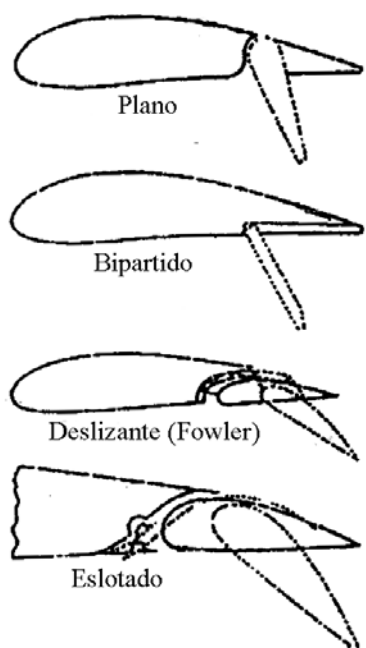


Figura 13-30 Tipos de flapes das asas.

Isso aumenta a cambra da asa, da mesma forma que ocorre com outros tipos de flapes. Contudo, os flapes "fowler" aumentam a área da asa; desse modo, eles aumentam a sustentação sem indevidamente aumentar o arrasto.

O flape eslotado (figura 13-30) é igual ao flap "fowler" quanto a operação, porém, em aparência é similar ao flape plano. Esse flape, ou está equipado com trilhos e roletes ou acoplamentos de projeto especial.

Durante a operação, o flape se desloca para baixo e para trás, para fora da asa. Dessa forma, o eslote aberto permite um fluxo de ar sobre a superfície superior do flape.

O efeito é um fluxo de ar supostamente alinhado e uma melhoria da eficiência do flape.

Dispositivos de controle da camada limite.

A camada de ar sobre a superfície com menor velocidade em relação ao fluxo de ar, é conhecida por camada limite. O fluxo de ar inicial sobre uma superfície uniforme (figura 13-31) dá a evidência de uma camada limite muito fina, com um fluxo que ocorre em camadas que deslizam suavemente, uma sobre a outra. Portanto, o termo para esse tipo de fluxo é "camada limite laminar".

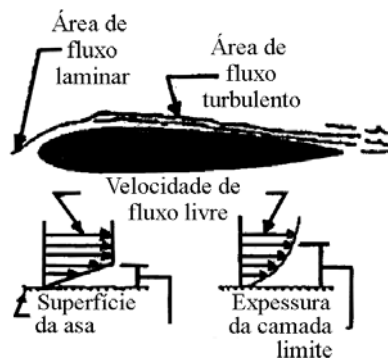


Figura 13-31 Características da camada limite.

Enquanto o fluxo continua do bordo de ataque para trás, forças de fricção na camada limite continuam a dissipar a energia do fluxo dos filetes de ar, diminuindo esse fluxo. A camada limite laminada aumenta em espessura com relação a distância do bordo de ataque da asa.

A certa distância do bordo de ataque, o fluxo laminar começa um distúrbio oscilante instável. Uma ondulação ocorre na camada

limite laminar, a qual cresce de modo a tornar-se mais severa e destruir o suave fluxo laminar. Dessa forma, uma transição ocorre, quando a camada limite laminar desagrega-se numa camada limite turbulenta.

O mesmo tipo de transição pode ser observado na fumaça de um cigarro. Primeiramente a cinta de fumaça é suave e laminar, depois revela uma ondulação definitiva e, depois, torna-se uma amostra turbulenta de fumaça. Os dispositivos de controle da camada limite constituem meios adicionais de aumentar o coeficiente de sustentação de uma seção. A fina camada de ar adjacente à superfície de um aerofólio mostra as velocidades reduzidas pelo efeito do atrito de superfície. Em grandes ângulos de ataque, a camada limite sobre a superfície superior tende a estagnar-se. Quando isso acontece, o fluxo de ar se separa da superfície e ocorre o estol.

Vários dispositivos de controle da camada limite para aplicação de alta sustentação, se destacam para manter a alta velocidade na camada limite e retardar a separação do fluxo de ar. O controle da energia cinética da camada limite pode ser conseguido usando-se eslates (aerofólio auxiliar móvel no bordo de ataque da asa) e a aplicação de sucção, para retirar o ar estagnado e recolocá-lo com alta velocidade de fora da camada limite.

Eslotes (figura 13-32) são superfícies de controle móveis presas ao bordo de ataque das asas. Na posição fechada eles formam o bordo de ataque da asa, na posição aberta (estendido para frente) uma fenda é criada entre o eslote e o bordo de ataque da asa. Dessa forma, ar na forma de alta energia é introduzido na camada limite no topo da asa. Isso é conhecido como "controle da camada limite".

Em baixas velocidades do ar, isso melhora as características de movimentação, permitindo que a aeronave seja controlada lateralmente a velocidades abaixo das velocidades normais de pouso. Controlando-se o ar da camada limite pela sucção na superfície, permite-se que a asa opere em ângulos de ataque maiores.

O efeito das características de sustentação é similar àquele de um eslote, porque o eslote é essencialmente um dispositivo de controle da camada limite, conduzindo ar de alta energia para a superfície superior.

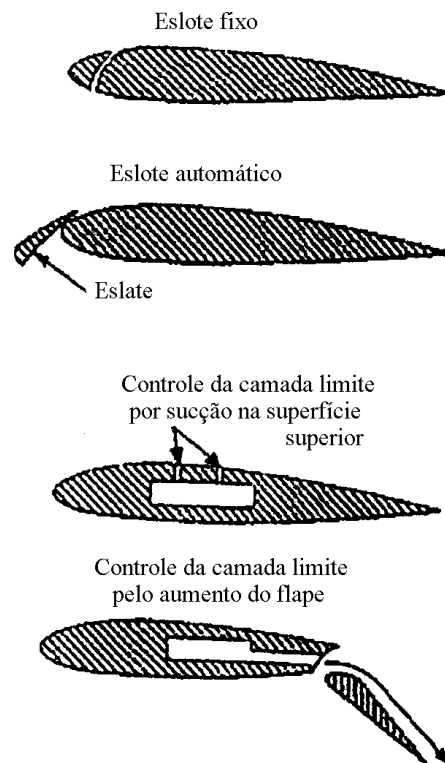


Figura 13-32 Métodos de controlar a camada limite.

O controle da camada limite também pode ser conseguido, direcionando-se o ar sangrado do motor a alta pressão através de um estreito orifício, localizado exatamente à frente no bordo de ataque do flape de asa. Isso dirige um fluxo laminar (camadas de ar) sobre a asa e os flapes, quando estes estiverem abaixados o suficiente para expor o orifício em alta temperatura. O ar laminar a alta velocidade passando sobre a asa e flapes, retarda a separação do fluxo (o fluxo de ar sobre um aerofólio segue o contorno deste aerofólio). Isso resulta em menor velocidade de estol e permite velocidades de pouso mais baixas.

FORÇAS QUE ATUAM SOBRE UM HELICÓPTERO

Uma das diferenças entre um helicóptero e uma aeronave de asas fixas é a principal fonte de sustentação. A aeronave de asa fixa deduz sua sustentação da superfície de um aerofólio fixo, enquanto um helicóptero deriva sustentação de um aerofólio rotativo, denominado rotor.

As aeronaves são classificadas de asa fixa ou de asa rotativa. A palavra helicóptero vem de uma palavra grega, significando "asa rotativa".

Durante qualquer tipo de vôo horizontal ou vertical, existem quatro forças atuando na sustentação, no empuxo, no peso e no arrasto do helicóptero. Sustentação é a força requerida para suportar o peso do helicóptero. Empuxo é a força requerida para vencer o arrasto sobre a fuselagem e outros componentes do helicóptero.

Durante vôo pairado, numa condição "sem vento", o plano desenvolvido é horizontal, isto é, paralelo ao solo. Sustentação e empuxo agem em linha reta para cima; peso e arrasto agem retos para baixo. A soma das forças de sustentação e de empuxo tem que igualar a soma das forças do peso e empuxo, de forma a fazer o helicóptero pairar.

Durante o vôo vertical, numa condição "sem vento", as forças de sustentação e empuxo agem ambos verticalmente para cima. Peso e arrasto agem, ambos verticalmente, para baixo. Quando sustentação e empuxo se igualam ao peso e arrasto, o helicóptero paira; se a sustentação e o empuxo são menores que peso e arrasto, o helicóptero desce verticalmente; se sustentação e empuxo são maiores que peso e arrasto, o helicóptero sobe verticalmente.

Em vôos para frente, o plano desenvolvido é inclinado para frente, dessa forma inclinando a força sustentação-empuxo para frente.

Essa força resultante sustentação-empuxo pode ser decomposta em duas componentes (sustentação atuando verticalmente, e empuxo atuando horizontalmente na direção do vôo). Além disso, para sustentação e empuxo, existe o peso, a força que atua para baixo, e o arrasto, a força que atua para trás, ou força retardadora de inércia e de resistência ao vento.

Em vôo reto e nivelado, vôo para frente desacelerado, a sustentação se iguala ao peso, e o empuxo se iguala ao arrasto (vôo reto e nivelado é o vôo com proa e altitude constantes). Se sustentação exceder o peso, o helicóptero sobe; se a sustentação for menor que o peso o helicóptero desce.

Se o empuxo exceder o arrasto a velocidade do helicóptero aumenta; se o empuxo for reduzido, a velocidade diminui; em

vôo lateral, o plano desenvolvido é inclinado lateralmente na direção do vôo, inclinando dessa forma o vetor sustentação-empuxo lateral total. Nesse caso, a componente sustentação, ou vertical, é ainda reto para cima, o peso reto para baixo; porém o componente aceleração, ou horizontal, agora atua lateralmente com o arrasto, atuando para o lado oposto.

No vôo para trás, o plano desenvolvido é inclinado para trás, inclinando o vetor sustentação-empuxo, lateralmente. O componente do empuxo é para trás, e o componente arrasto, para frente, exatamente oposto ao vôo para frente. O componente de sustentação é reto para cima, e o do peso, reto para baixo.

Torque

A terceira lei de Newton estabelece que "para toda ação existe uma reação igual e oposta". Como o rotor principal de um helicóptero gira em uma direção, a fuselagem tende a girar na direção oposta. Essa tendência que a fuselagem tem de girar, é denominada torque. Uma vez que o efeito do torque sobre a fuselagem é o resultado direto da potência do motor suprida para o rotor principal, qualquer mudança na potência do motor causará uma mudança correspondente no efeito do torque. Quanto maior a potência do motor, maior o efeito do torque. Uma vez que não haja potência do motor, sendo suprida para o rotor principal durante a autorotação, não haverá, também, reação de torque durante a auto-rotação. A força que compensa o torque e proporciona o controle direcional, pode ser produzida por um rotor auxiliar, localizado na cauda.

Esse rotor auxiliar, geralmente chamado de rotor de cauda ou rotor antitorque, produz empuxo na direção oposta à reação de torque desenvolvida pelo rotor principal (figura 13-33).

Pedais na cabine de comando permitem ao piloto aumentar ou diminuir o empuxo no rotor de cauda, como necessário, para neutralizar o efeito de torque.

Outros métodos de compensação do torque e de se prover controle direcional estão ilustrados na figura 13-33.

A centrifugação do rotor principal de um helicóptero atua como um giroscópio. Como tal, ele tem as propriedades da ação giroscópica, uma das quais, a precessão.

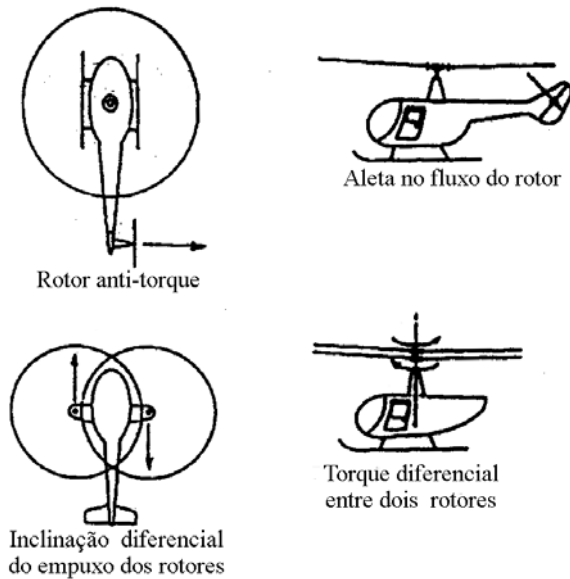


Figura 13-33 Métodos para obtenção do controle direcional

Precessão giroscópica é a ação resultante ou deflexão de um objeto em centrifugação, quando uma força é aplicada a esse objeto.

Essa ação ocorre aproximadamente a 90° na direção de rotação, em relação ao ponto onde a força é aplicada (figura 13-34). Através do uso desse princípio, o plano desenvolvido de um rotor principal pode estar inclinado da horizontal. O movimento no controle cíclico de passo, num sistema de rotor de duas pás, aumenta o ângulo de ataque de uma das pás do rotor, resultando na aplicação de uma força de sustentação maior nesse ponto, no plano de rotação.

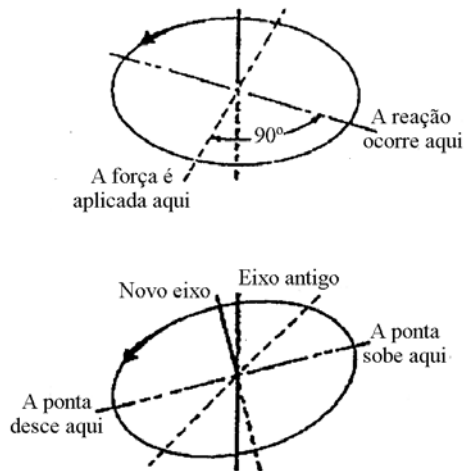


Figura 13-34 Princípio da precessão giroscópica.

Esse mesmo movimento de controle, simultaneamente diminui o ângulo de ataque da outra pá, diminuindo dessa forma a força de sustentação aplicada nesse ponto, no plano de rotação.

A pá com o ângulo de ataque aumentado tende a subir; a pá com o ângulo de ataque diminuído tende a abaixar. Contudo, devido à propriedade da precessão giroscópica, as pás não sobem ou abaixam para a deflexão máxima, até um ponto aproximadamente a 90° após, no plano de rotação

Conforme mostra a figura 13-35, o ângulo de ataque da pá que recua, é aumentado; e o ângulo de ataque da pá que avança, é diminuído; resultando numa inclinação do plano, uma vez que a deflexão máxima acontece 90° atrasados quando as pás estão atrás e na frente respectivamente.

Nos rotores tripás, o movimento do cíclico muda o ângulo de ataque de cada pá de forma apropriada, de maneira que o resultado final seja o mesmo, uma inclinação para frente da ponta do plano quando a máxima troca de ângulo de ataque é feita na medida em que cada pá passa no mesmo ponto no qual os aumentos e diminuições máximos ocorrem para o rotor de duas pás, como mostra a fig. 13-35.

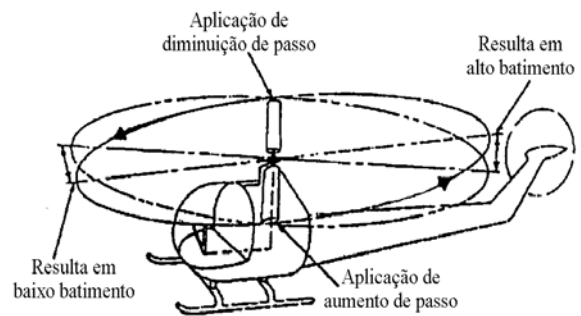


Figura 13-35 O disco do rotor atua como um giroscópio.

Na medida em que cada pá passa pela posição de 90° à esquerda, ocorre o aumento máximo do ângulo de ataque. Na medida em que cada pá passa pela posição de 90° para a direita, ocorre a diminuição máxima no ângulo de ataque.

A deflexão máxima ocorre 90° atrasada. A deflexão máxima para cima na traseira, e a deflexão máxima para baixo na frente e o plano desenvolvido cai para a frente.

Assimetria de sustentação

A área dentro do plano desenvolvido por um rotor principal, é conhecida como área do disco ou disco do rotor.

Quando pairando no ar, a sustentação criada pelas pás do rotor em todas as posições correspondentes em torno do disco é igual.

A assimetria de sustentação é criada pelo vôo horizontal ou vento, durante o vôo pairado, e é a diferença entre a sustentação existente entre a metade da pá avançada da área do disco e a metade da pá retraída. Na R.P.M. normal de operação do rotor e velocidade zero, a velocidade de rotação da ponta da pá é aproximadamente 400 M.P.H.

Quando pairando numa condição sem vento, a velocidade do vento relativo nas pontas das pás, e em qualquer ponto específico ao longo da pá, é a mesma através do plano desenvolvido (figura 13-36).

Contudo, a velocidade é reduzida na medida em que esse ponto se move para posições mais próximas do cubo do rotor, conforme indicado na figura 13-36 pelos dois círculos internos.

Na medida em que o helicóptero se desloca no vôo para frente, o vento relativo que passa por cada pá do rotor se torna uma combinação da velocidade de rotação do rotor e do movimento para frente, do helicóptero.

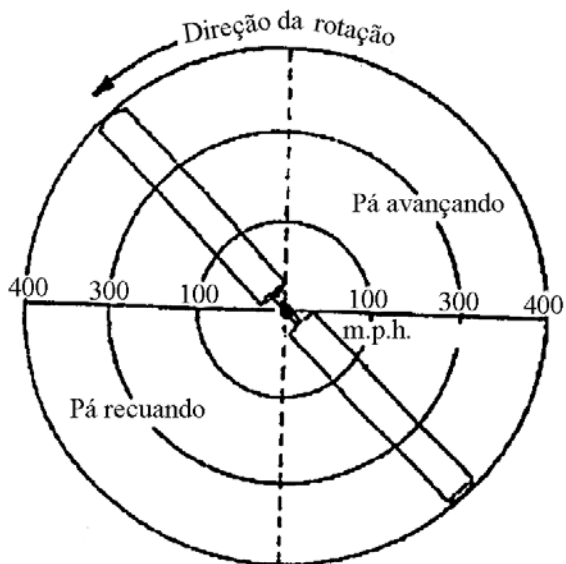


Figura 13-36 Comparação das velocidades entre a pá que avança e a que recua, durante o vôo pairado.

Conforme mostra a figura 13-37, a pá que avança tem a velocidade combinada da pá, mais a do helicóptero.

No lado oposto, a velocidade da pá, que recua é a velocidade da pá menos a velocidade do helicóptero.

É evidente que a sustentação na pá que avança, na metade do disco do rotor, será maior que a sustentação na metade da pá que recua, durante o vôo horizontal, ou quando pairando no vento.

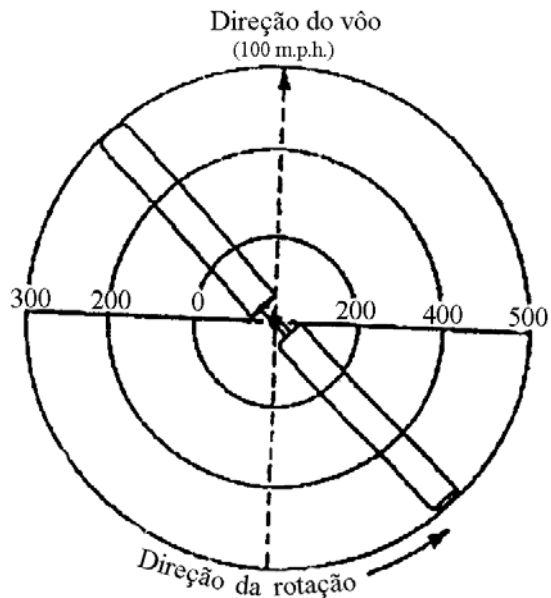


Figura 13-37 Comparação das velocidades das pás entre a pá que avança e a que recua durante o vôo para frente.

Devido à maior sustentação na pá que avança, o helicóptero tende à rolagem, a menos que alguma coisa seja feita para equalizar a sustentação durante o vôo horizontal, ou quando pairando no vento.

Devido à maior sustentação na pá que avança, o helicóptero tende à rolagem, a menos que alguma coisa seja feita para equalizar a sustentação nas pás, em ambos os lados do helicóptero.

Ângulo de batimento

No sistema do rotor tripá, as pás são ligadas ao cubo do rotor pela articulação horizontal, a qual permite que as pás se movam no plano vertical, ou seja para cima ou para baixo na medida em que elas giram (figura 13-38).

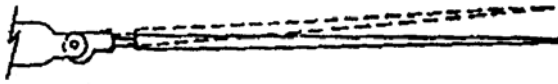


Figura 13-38 Ação do ângulo de batimento (plano vertical).

No vôo para frente, considerando que o passo da pá permanece constante, o aumento de sustentação na pá que avança, provoca o levantamento da pá, aumentando o ângulo de ataque, uma vez que o vento relativo irá mudar da direção horizontal para baixo. A redução da sustentação na pá que recua causará a queda da pá, aumentando o ângulo de ataque devido à troca do vento relativo, da direção horizontal para a direção para cima. A combinação do ângulo de ataque reduzido na pá que avança e o ângulo de ataque aumentado na pá que recua pela ação do ângulo de batimento, tende a equalizar a sustentação sobre as duas metades do disco do rotor. O deslocamento da pá para cima é consequência da força centrífuga, a qual tende a arrancar a pá do cubo e da força de sustentação que tende a levantar a pá sobre sua articulação. Na medida em que as pás sobem, elas deixam seu plano desenvolvido momentaneamente. Em consequência, a ponta da pá que está "batendo" deve percorrer uma distância maior. Dessa forma, ela tem que atingir maior velocidade pôr uma fração de segundo, de forma a acompanhar as outras pás.

A ação de batimento da pá, cria uma condição de desbalanceamento, resultando em vibração. Para evitar essa vibração, braços de arrasto (figura 13-39) são incorporados para permitir o movimento de vaivém no plano horizontal.

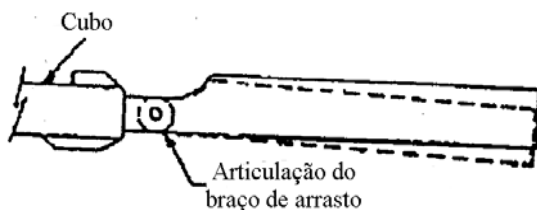


Figura 13-39 Ação do braço de arrasto.

Com as pás livres para se movimentarem no eixo de arrasto, uma condição de desbalanceamento é criada, uma vez que o C.G. (Centro de Gravidade) não irá permanecer fixo, mas sim se

mover em volta do mastro. Esse movimento do C.G. causa vibração excessiva.

Para amortecer as vibrações, amortecedores hidráulicos limitam o movimento das pás sobre o braço de arrasto. Esses amortecedores também tendem a manter o relacionamento geométrico das pás.

Um rotor que permite o movimento individual das pás em relação ao cubo, tanto no plano vertical quanto horizontal, é chamado de rotor articulado.

Os pontos de articulação e direção do movimento, ao redor da articulação, estão ilustrados na figura 13-40.

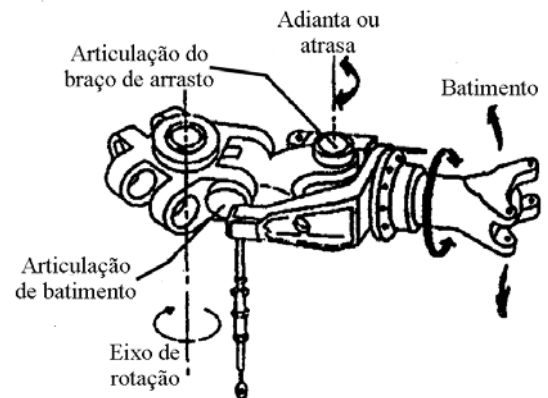


Figura 13-40 Cabeça de rotor articulado.

Num sistema bi-pá, as pás batem como uma só unidade. Enquanto a pá que avança bate para cima devido ao aumento de sustentação, a pá que recua bate para baixo, devido à redução da sustentação. A mudança no ângulo de ataque em cada pá produzida por esse fato, tende a equalizar a sustentação sobre as duas metades do disco do rotor.

A posição do controle cíclico de passo no vôo para frente, também causa diminuição do ângulo de ataque na pá que avança, e um aumento do ângulo de ataque na pá que recua. Isso, somados ao batimento das pás equaliza a sustentação sobre as duas metades do disco do rotor.

Formação de cones

A formação de cone (figura 13-41) é uma espécie de dobramento das pás para cima, causada pela combinação das forças de sustentação e centrífuga. Antes da decolagem,

as pás giram em um plano aproximadamente perpendicular ao mastro do rotor, uma vez que a força centrífuga é a maior força atuando sobre elas.

Quando é realizada uma decolagem vertical, duas grandes forças estão agindo ao mesmo tempo. A força centrífuga atuando perpendicularmente ao mastro do rotor e a força de sustentação, atuando paralelamente ao mastro.

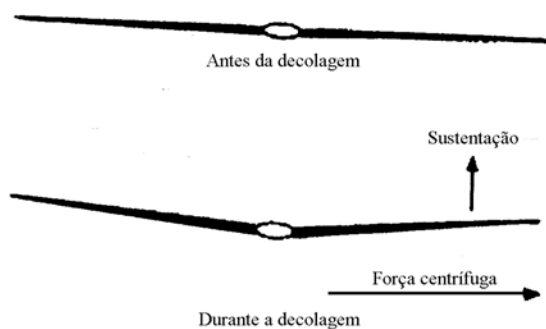


Figura 13-41 Cone nas pás.

O resultado da ação dessas duas forças, é que as pás assumem uma forma cônica, ao invés de permanecerem no plano perpendicular ao mastro. A formação de cone resulta em um arqueamento das pás em um rotor semi-rígido; em um rotor articulado, as pás assumem um ângulo para cima, através do movimento ao redor da articulação.

Efeito solo

Quando um helicóptero está num vôo pairado, próximo ao solo, as pás do rotor afastam o ar descendente através do disco, com velocidade superior àquela com que ele é capaz de escapar debaixo do helicóptero. Isso produz um denso colchão de ar entre o solo e o helicóptero (figura 13-42).

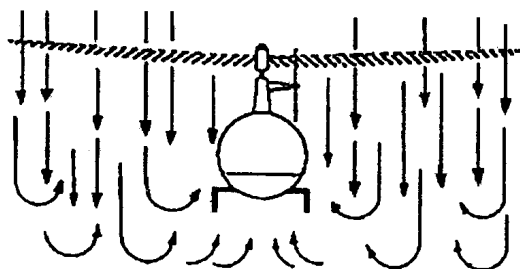


Figura 13-42 Efeito de solo.

Esse colchão de ar mais denso é chamado de efeito solo e ajuda na sustentação do helicóptero durante o vôo pairado. Ele geralmente é efetivo a uma altura de aproximadamente metade do diâmetro do disco do rotor. A aproximadamente 3 a 5 milhas por hora em relação ao solo, o helicóptero deixa o colchão.

Auto-rotação

Auto-rotação é o termo usado para a condição de vôo durante o qual não há fornecimento de potência do motor, e o rotor principal é acionado apenas pela ação do vento relativo. A transmissão do helicóptero ou trem de potência é projetado, de forma que o motor, quando para, é automaticamente desengajado do sistema do rotor principal, para permitir que este gire livremente na sua direção original.

Quando a potência do motor está sendo suprida para o rotor principal, o fluxo de ar é para baixo, através do rotor.

Quando a potência do motor não está sendo suprida para o rotor principal, ou seja, quando o helicóptero está em auto-rotação, o fluxo de ar do rotor é para cima. É esse fluxo de ar para cima que faz com que o rotor continue girando após a falha do motor.

A parte da pá do rotor que produz as forças, que fazem com que o rotor gire, quando o motor não está mais suprindo potência para o rotor, é aquela entre aproximadamente 25% e 70% do raio, a partir do centro. Essa parte é freqüentemente chamada de "região de acionamento ou de auto-rotação". Forças aerodinâmicas, ao longo dessa parte da pá, tendem a aumentar a rotação delas.

Os 25% da parte interna da pá do rotor, chamada de "região de estol", opera acima do ângulo máximo de ataque (ângulo de estol), contribuindo dessa forma com pouca sustentação, porém considerável arrasto, o qual tende a diminuir a rotação da pá.

Os 30% para a extremidade da pá do rotor são conhecidos como "região de propulsão".

As forças aerodinâmicas nessa região resultam numa pequena força de arrasto, a qual tende a retardar a porção da ponta da pá. As regiões aerodinâmicas, como descritas acima, são para auto-rotações verticais.

Durante o vôo para frente em auto-rotação, essas regiões são deslocadas através do disco do rotor para a esquerda. A R.P.M. do rotor estabiliza quando as forças auto-rotativas (empuxo) da "região de propulsão" e as forças auto-rotativas (arrasto) da "região acionada" e a "região de estol" são iguais.

A velocidade para frente durante a descida em auto-rotação, permite que o piloto incline o disco do rotor para trás, causando assim uma curva suave. A sustentação adicional induzida, criada por um volume maior de ar, momentaneamente retém a velocidade para frente, bem como a descida.

O volume maior de ar atuando sobre o disco do rotor, normalmente aumenta a R.P.M. do rotor durante o arredondamento de planeio. Na medida em que a velocidade para frente e a de descida se aproximam de zero, o fluxo de ar para cima praticamente cessa e a R.P.M. do rotor outra vez diminui; o helicóptero se precipita com uma razão ligeiramente aumentada, porém com velocidade para frente reduzida.

O arredondamento permite que o piloto faça um pouco de emergência em lugar definido, com pouca ou nenhuma rolagem ou derrapagem.

Eixos de vôo do helicóptero

Quando um helicóptero faz uma manobra no ar, sua atitude em relação ao solo se altera. Essas mudanças são descritas com referência aos três eixos de vôo (figura 13-43): (1) Vertical, (2) Longitudinal e (3) Lateral.

O movimento em torno do eixo vertical produz guinada, uma oscilação do nariz (ou mudança de direção) para a direita ou para a esquerda. Isso é controlado pelo pedal.

Os diversos métodos de obtenção do controle direcional foram discutidos anteriormente nessa seção.

O movimento em torno do eixo longitudinal é chamado de rolagem. Esse movimento é efetuado movimentando-se o controle cíclico de passo para a direita ou para a esquerda. O controle cíclico de passo é similar ao manche de uma aeronave convencional. Ele atua por meio de articulações mecânicas (figura 13-44) para mudar o passo de cada pá do rotor principal durante um ciclo de rotação.

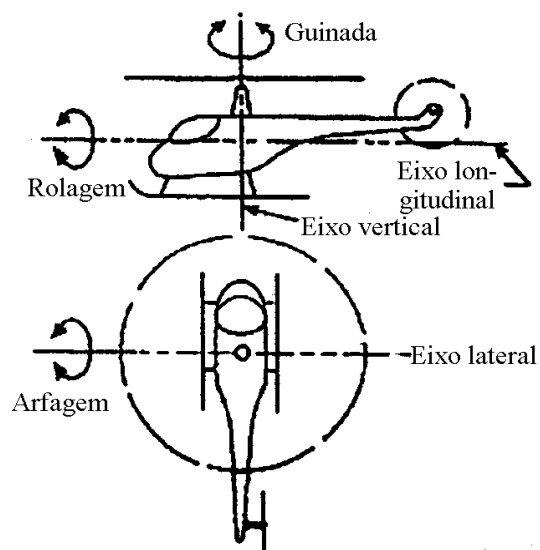


Figura 13-43 Eixos de vôo.

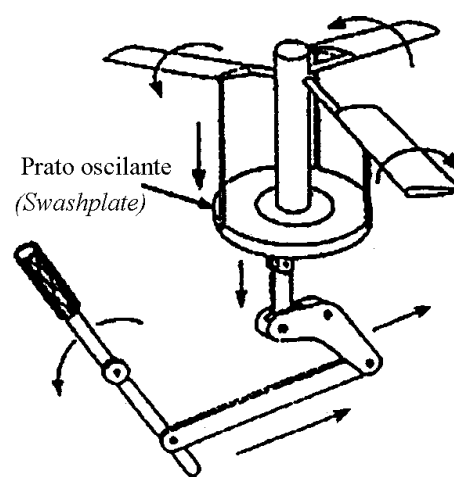


Figura 13-44 Mecanismo de controle do passo cíclico.

A rapidez com que as pás do rotor giram, cria uma área de disco que pode ser inclinada em qualquer direção, com respeito à sustentação do mastro do rotor.

O movimento horizontal é controlado pela mudança de direção da inclinação do rotor principal, para produzir uma força na direção desejada.

O movimento em torno do eixo lateral produz o levantamento ou abaixamento do nariz. Esse movimento é conseguido através do controle cíclico de passo, para frente ou para trás.

O controle de passo coletivo (figura 13-45) varia a sustentação do rotor principal,

aumentando ou diminuindo o passo de todas as pás ao mesmo tempo.

Levantando o controle de passo coletivo, aumenta o passo das pás, aumentando dessa forma a sustentação.

Abaixando o controle, diminui o passo das pás, provocando uma perda de sustentação.

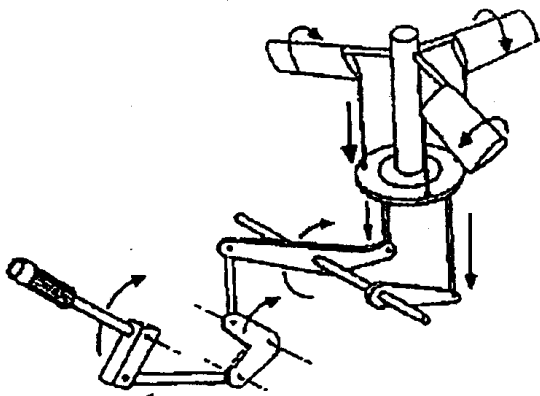


Figura 13-45 Mecanismo de controle do passo coletivo.

O controle de passo coletivo é também usado em coordenação com o controle cíclico para regular a velocidade do helicóptero.

Muitos fatores determinam a sustentação disponível na operação de um helicóptero. Genericamente falando, o piloto tem controle sobre dois controles.

Um é o ângulo do passo das pás do rotor; o outro é a potência entregue para o rotor, representada pela R.P.M. e pela pressão de admissão.

Controlando o passo das pás do rotor, o piloto pode estabelecer o voo vertical do helicóptero. Manipulando um comando, uma velocidade constante pode ser mantida, independentemente do aumento ou da redução do passo das pás. Esse comando está instalado no punho do coletivo, e é operado girando-se o punho. O comando está sincronizado com o controle de passo de rotor principal, de tal maneira que um aumento no passo, aumenta a potência; e uma redução no passo reduz a potência. Um sistema de controle completo de um helicóptero convencional é mostrado na figura 13-46.

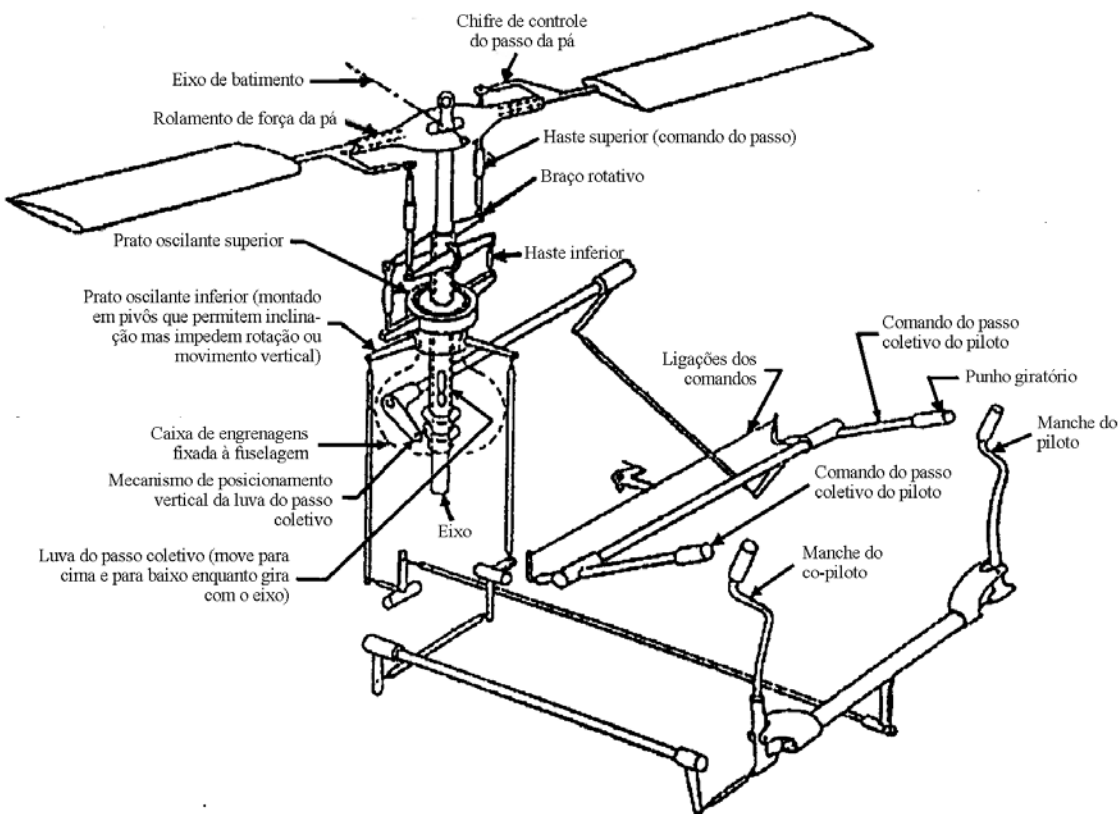


Figura 13-46 Sistema de controle de helicóptero convencional

AERODINÂMICA DE ALTA VELOCIDADE

O desenvolvimento das aeronaves e dos motores, estão cedendo aos transportes de alta performance, a capacidade para realizar vôos a velocidades muito altas.

Diferenças muito significantes aparecem no estudo da aerodinâmica de alta velocidade quando comparada com a de velocidade muito baixa.

É necessário, portanto, que as pessoas associadas com a aviação comercial estejam familiarizadas com a natureza do fluxo de ar de alta velocidade e com as peculiaridades dos aviões de alta performance.

Conceitos gerais de padrão de fluxo supersônico

Em baixas velocidades de vôo, o ar experimenta pequenas mudanças de pressão, as quais provocam variações desprezíveis de densidade, simplificando consideravelmente o estudo da aerodinâmica de baixa velocidade.

O fluxo é dito incompressível, uma vez que o ar passa por pequenas mudanças de pressão, sem mudança significativa na sua densidade. Em grandes velocidades de vôo, contudo, as mudanças de pressão ocorridas são maiores e mudanças significantes na densidade do ar ocorrem.

O estudo do fluxo de ar em grandes velocidades, tem que considerar essas mudanças na densidade do ar, e tem que considerar que o ar é compressível, ou que existem efeitos de compressibilidade.

A velocidade do som é muito importante no estudo do fluxo de ar de alta velocidade além de variar com a temperatura ambiente. Ao nível do mar, num dia padrão, a velocidade do som é cerca de 661,7 nós (760 M.P.H).

Na medida em que a asa se desloca através do ar, ocorrem mudanças na velocidade local as quais criam perturbações no fluxo de ar ao redor da asa.

Essas perturbações são transmitidas através do ar à velocidade do som.

Se a asa estiver se deslocando a baixa velocidade, as perturbações serão transmitidas e estendidas indefinidamente em todas as direções.

Evidências dessas perturbações são vistas no exemplo típico de fluxo subsônico ilustrado na figura 13-47, onde o fluxo, ligeiramente para cima, muda de direção bem à frente do bordo de ataque da asa.

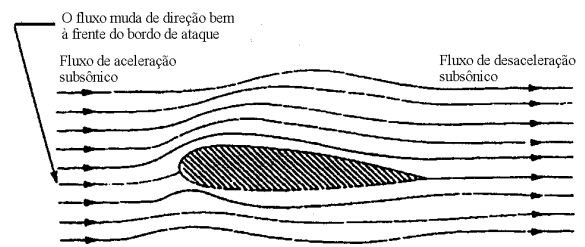


Figura 13-47 Exemplo típico de fluxo subsônico, asa subsônica.

Se a asa estiver deslocando com velocidade acima da velocidade do som, o fluxo de ar à frente da asa não sofrerá influência do campo de pressão da asa, uma vez que as perturbações não podem se propagar mais rápido que a velocidade de vôo, que se aproxima da velocidade do som.

Uma onda de compressão se forma no bordo de ataque e todas as mudanças de velocidade e pressão acontecem repentinamente.

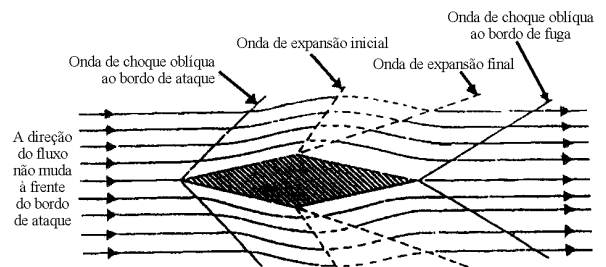


Figura 13-48 Exemplo típico de fluxo supersônico, asa supersônica.

O fluxo de ar à frente da asa não é influenciado até que as moléculas de ar sejam repentinamente desviadas pela asa. Uma evidência desse fenômeno é visto no exemplo típico de fluxo supersônico mostrado na figura 13-48.

O efeito da compressibilidade não depende da velocidade do ar, mas do relacionamento entre a velocidade do ar e a velocidade do som. Esse relacionamento é chamado de número de Mach, e é a razão entre a velocidade verdadeira do ar e a velocidade do som a uma altitude particular.

Os efeitos da compressibilidade não estão limitados às velocidades de vôo à velocidade do som ou acima desta. Uma vez que qualquer avião é construído com forma aerodinâmica, o ar acelera e desacelera ao redor dessas formas e alcança velocidades locais acima da velocidade de vôo. Assim, uma aeronave pode experimentar efeitos de compressibilidade em velocidades de vôo bem abaixo da velocidade do som. Uma vez que é possível ter fluxos tanto subsônicos quanto supersônicos na aeronave ao mesmo tempo, é melhor definir o regime exato de vôo. Esses regimes são definidos como se segue:

- (1) SUBSÔNICO - Vôo com número de Mach abaixo de 0,75.
- 2) TRANSÔNICO - Vôo com número de Mach entre 0,75 e 1,20.
- (3) SUPERSÔNICO - Vôo com número de Mach entre 1,20 e 5,00.
- (4) HIPERSÔNICO - Vôo com número de Mach acima de 5,00.

Enquanto os números de Mach do vôo, usados para definir esses regimes, são aproximados, é importante avaliar os tipos de fluxo existentes em cada área. No regime subsônico, existem fluxos subsônicos de ar em todas as partes da aeronave.

No regime transônico, o fluxo sobre os componentes da aeronave é parcialmente subsônico e parcialmente supersônico. Nos regimes supersônico e hipersônico existe fluxo supersônico sobre todas as partes da aeronave. Naturalmente, nos vôos supersônico e hipersônico, algumas partes da camada limite são subsônicas, porém o fluxo predominante ainda é supersônico.

Diferença entre os fluxos subsônico e supersônico

Em um fluxo subsônico, toda molécula é mais ou menos afetada pelo movimento de todas as outras moléculas, em todo o campo do fluxo. Em velocidades supersônicas, uma molécula de ar pode influenciar apenas aquela parte do fluxo contido no cone Mach, formado atrás daquela molécula.

As diferenças peculiares entre os fluxos subsônicos e supersônicos podem ser vistas

melhor, considerando o fluxo de ar num tubo fechado de contração e expansão, conforme representado na figura 13-49.

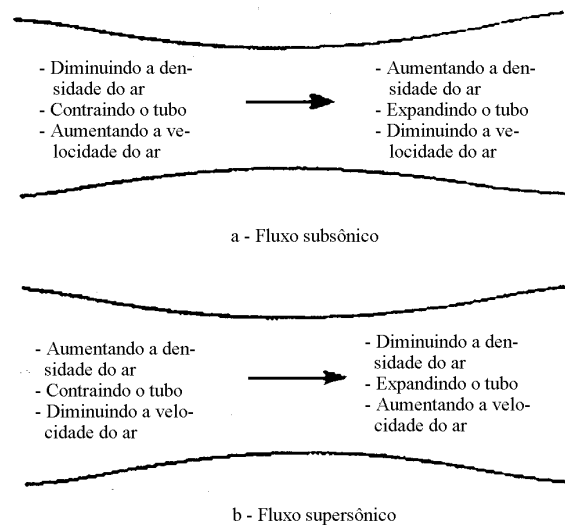


Figura 13-49 Comparação dos fluxos subsônico e supersônico através de um tubo fechado.

	Contraindo o tubo	Expandindo o tubo
Fluxo subsônico	Acelera e rarefaz ligeiramente	Desacelera e comprime ligeiramente
Fluxo supersônico	Desacelera e comprime grandemente	Acelera e rarefaz grandemente

Figura 13-50 Fluxos de alta velocidade.

Ao contrário do fluxo subsônico, um fluxo de ar supersônico acelera ao longo de um tubo de expansão, provocando a rápida queda da densidade do ar, para compensar os efeitos combinados do aumento de velocidade e aumento da área seccional.

Ao contrário do fluxo subsônico, um fluxo de ar supersônico desacelera ao longo de um tubo de contração, causando a rápida queda da densidade do ar, para compensar os efeitos combinados da queda de velocidade e redução da área seccional.

Para clarear esses pontos fundamentais, a figura 13-50 relaciona a natureza dos dois tipos de tubos.

Um entendimento das figuras 13-49 e 13-50 é essencial para quem pretende entender os fundamentos do fluxo supersônico.

Exemplos típicos de fluxo supersônico

Com fluxo supersônico, todas as mudanças na velocidade, pressão, temperatura, densidade e direção de fluxo acontecem repentinamente e em curta distância. As áreas de mudanças são distintas, e os fenômenos causadores da mudança são chamados de formações de ondas.

Todas as ondas de compressão ocorrem abruptamente e são dissipadoras de energia.

As ondas de compressão são familiarmente conhecidas como ondas de choque. Ondas de expansão resultam na transição de fluxos brandos e, não são perdas de energia, como as ondas de choque. Três tipos de ondas podem ocorrer num fluxo supersônico: (1) ondas de choque oblíquas (compressão em ângulo inclinado); (2) onda de choque normais (compressão em ângulo reto); e (3) ondas de expansão. A natureza da onda depende do número de Mach, da forma do objeto causador da mudança de fluxo e da direção do fluxo.

Um fluxo de ar passando através de uma onda de choque oblíqua, passa pelas seguintes mudanças:

- 1) O fluxo de ar é diminuído. Tanto o número de Mach quanto a velocidade atrás da onda são reduzidos, mas o fluxo é ainda supersônico.
- 2) A direção do fluxo é mudada de forma que irá seguir paralela à nova superfície.
- 3) A pressão estática atrás da onda é aumentada.
- 4) A temperatura estática atrás da onda é aumentada (ocorrendo o mesmo com a velocidade local do som);
- 5) A densidade do fluxo de ar atrás da onda é aumentada;
- 6) Parte da energia disponível do fluxo de ar (indicada pela soma das pressões estática e dinâmica) é dissipada por conversão em energia calorífica indisponível. Assim, a onda de choque é dissipação de energia.

Onda de choque normal

Se um objeto despontado é colocado num fluxo de ar supersônico, a onda de choque formada é desprendida do bordo de ataque. O desprendimento da onda também ocorre quando uma borda, ou ângulo de meio cone, excede um valor crítico. A figura 13-51 mostra a formação

de uma onda de choque normal, dos dois casos acima.

Sempre que uma onda de choque se forma, perpendicular ao fluxo livre, é chamada normal (ângulo reto), e o fluxo, imediatamente atrás da onda, é subsônico. Não importa quão intenso o número de Mach do fluxo livre possa ser; o fluxo diretamente atrás de uma onda de choque normal é sempre subsônico. De fato, quanto maior o número de Mach do fluxo livre supersônico (M) na frente da onda de choque normal, menor o número de Mach subsônico atrás da onda. Por exemplo, se M_1 for 1,5, M_2 será 0,7; enquanto que se M_1 for 2,6, M_2 será apenas 0,5.

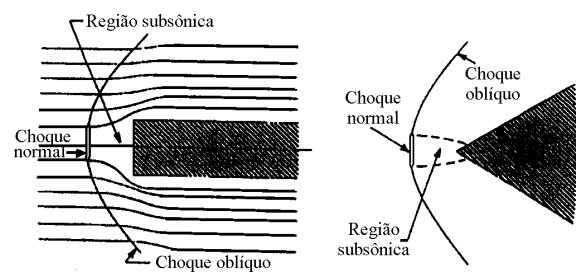


Figura 13-51 Formação de onda de choque normal com onda desprendida.

Uma onda de choque normal se forma imediatamente na frente de qualquer objeto relativamente despontado num fluxo de ar supersônico, diminuindo esse fluxo para subsônico, de forma que o fluxo possa sentir a presença do objeto sem ponta e, assim, fluir em volta dele. Uma vez passado o nariz, o fluxo de ar pode permanecer subsônico ou pode acelerar de novo para supersônico, dependendo da forma do nariz e do número de Mach do fluxo livre.

Uma onda normal pode ser formada quando não houver objeto no fluxo supersônico. Acontece que sempre que um fluxo de ar supersônico é diminuído para subsônico, sem uma troca de direção, uma onda de choque normal se forma na fronteira entre as regiões supersônicas e subsônicas. É, devido a isso, que os aviões encontram efeitos de compressibilidade antes de velocidades sônicas.

A figura 13-52 ilustra a maneira na qual um aerofólio em grandes velocidades subsônicas tem velocidade de fluxo local supersônica. Na medida em que o fluxo supersônico local se move para trás, uma onda de choque normal se forma para que o fluxo possa retornar

para subsônico e reunir o fluxo livre subsônico no bordo de fuga sem descontinuidade. A transição do fluxo subsônico para o supersônico é branda, e não é acompanhada pelas ondas de choque se a transição for feita gradualmente com a superfície lisa. A transição do fluxo de supersônico para subsônico, sem troca de direção, sempre forma uma onda de choque normal. Um fluxo de ar supersônico, que passa por uma onda de choque normal, experimenta as seguintes mudanças:

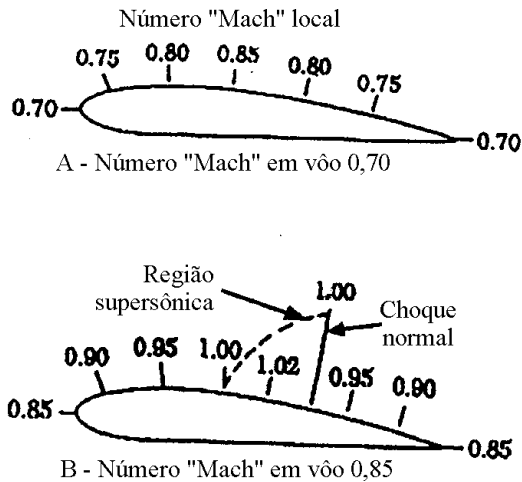


Figura 13-52 Formação de onda de choque normal sobre um aerofólio num fluxo de ar supersônico.

- 1) O fluxo é diminuído para subsônico. O número de Mach local atrás da onda é aproximadamente igual a recíproca do número de Mach adiante da onda. Por exemplo, se o número de Mach à frente de uma onda é 1.25, o número de Mach do fluxo atrás da onda é cerca de 0.8 (mais exatamente 0.81264).
- 2) A direção do fluxo imediatamente atrás da onda é inalterada.
- 3) A pressão estática atrás da onda é significativamente aumentada.
- 4) A temperatura estática atrás da onda é significativamente aumentada (e, assim, a velocidade local do som).
- 5) A densidade do fluxo de ar atrás da onda é significativamente aumentada.
- 6) A disponibilidade de energia do fluxo de ar (indicado pela soma das pressões dinâmica e estática) é significativamente reduzida. A

onda de choque normal é muito dissipadora de energia.

Onda de expansão

Se um fluxo de ar for desviado do seu caminho normal, uma onda de expansão será formada.

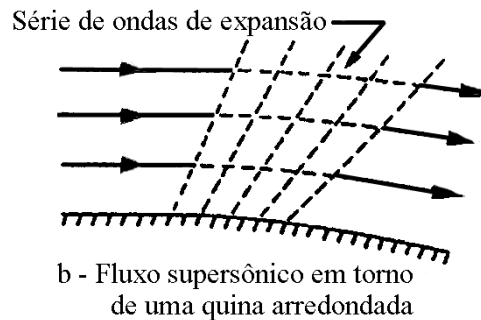
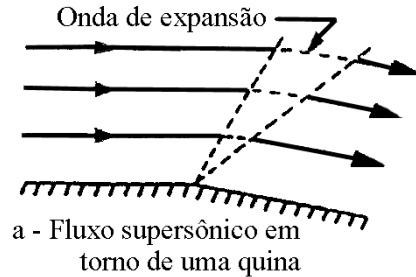


Figura 13-53 Formação de onda de expansão.

O fluxo em uma quina canto, mostrado na figura 13-53, não causa mudança brusca, exceto no próprio canto e, assim, não é de fato uma onda de choque.

Um fluxo de ar supersônico que passa através de uma onda de expansão, passa pelas seguintes mudanças:

- 1) O fluxo supersônico é acelerado. A velocidade e o número de Mach atrás da onda são maiores.
- 2) A direção do fluxo é alterada de forma que o fluxo de ar segue paralelo à nova superfície, uma vez que não ocorre separação.
- 3) A temperatura estática atrás da onda diminui.
- 4) A temperatura estática atrás da onda diminui (e com isso a velocidade local do som diminui).
- 5) A densidade do fluxo de ar atrás da onda diminui.
- 6) Uma vez que o fluxo se altera de maneira gradual, não há choque nem perda de energia no

fluxo de ar. A onda de expansão não dissipa a energia do fluxo de ar.

Um sumário das características das três principais formas de onda encontradas com fluxo supersônico é mostrado na figura 13-54.

Tipo de onda	Mudança na direção do fluxo	Efeito na velocidade e no número "Mach"	Efeito na pressão e temperatura estática e densidade	Efeito na energia disponível
	Fluxo dentro da curva	Diminui mas permanece supersônico	Aumenta	Diminui
	Não muda	Diminui para subsônico	Grande aumento	Grande diminuição
	Fluxo em torno da curva	Aumenta para mais supersônico	Diminui	Não muda (Sem onda de choque)

Figura 13-54 Característica da onda supersônica.

A figura 13-55 mostra um exemplo de onda para um aerofólio subsônico despontado convencional, em um fluxo supersônico. Quando o nariz é rombo, a onda tem que se desprender e se tornar uma onda de choque normal, imediatamente à frente do bordo de ataque.

Uma vez que o fluxo atrás de uma onda de choque normal é sempre subsônico, o bordo de ataque do aerofólio é uma região subsônica de pressão estática, temperatura estática e densidade muito grandes.

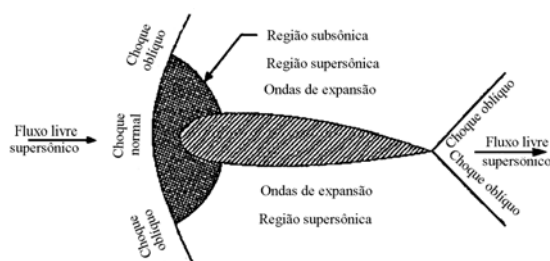


Figura 13-55 Aerofólio subsônico convencional no fluxo supersônico.

Em vô supersônico, a sustentação zero de um aerofólio de espessura finita inclui uma onda de arrasto.

Onda de arrasto é separada e distinta do arrasto devido à sustentação.

A espessura do aerofólio tem um efeito extremamente poderoso sobre o arrasto de onda. O arrasto de onda varia com o quadrado da razão de espessura (espessura máxima dividida

pela corda). Por exemplo, se a espessura for reduzida pela metade, o arrasto de onda será reduzido de três quartos.

Os bordos de ataque das formas supersônicas têm que ser afilados. Se eles não forem, a onda formada próximo ao bordo de ataque será uma onda de choque normal, separada e forte.

Uma vez que o fluxo sobre o aerofólio é supersônico, o centro aerodinâmico da superfície está localizado aproximadamente a 50% da posição da corda; isso contrasta com a localização, subsônica do centro aerodinâmico, o qual está próximo da posição de 25% da corda.

Durante o fluxo supersônico, todas as mudanças de velocidade, número de Mach, pressão estática, temperatura estática, densidade e direção de fluxo, ocorrem repentinamente através de diversas formas de onda. A forma do objeto, o número de Mach e a mudança de direção de fluxo requerida, ditam o tipo e a extensão da onda formada.

Qualquer objeto em vô subsônico, o qual tenha alguma espessura finita, ou esteja produzindo sustentação, tem velocidades locais sobre a superfície as quais são maiores que a velocidade do fluxo livre. Assim, a ocorrência dos efeitos de compressibilidade pode ser esperada em velocidades de vô que sejam menores que a velocidade do som.

O regime de vô transônico, proporciona a oportunidade para velocidades mistas (subsônica e supersônica) e justifica os primeiros efeitos significantes de compressibilidade.

Conforme a velocidade de vô se aproxima da velocidade do som, as áreas de vô supersônico se ampliam, e as ondas de choque se movem mais próximas do bordo de fuga.

A camada limite pode permanecer separada ou pode se rejuntar, dependendo muito da forma do aerofólio e do ângulo de ataque.

Quando a velocidade de vô excede a velocidade do som, uma onda de proa aparece repentinamente na frente do bordo de ataque, com a região subsônica atrás da onda.

As ondas de choque normais se movem para o bordo de fuga. Se a velocidade de vô aumentar para qualquer valor supersônico, a onda de proa se moverá para mais próximo do bordo de

ataque, inclinando-se mais para baixo; e as ondas de choque normais do bordo de fuga se tornam ondas de choque oblíquas.

Naturalmente, todos os componentes de uma aeronave são afetados pela compressibilidade, de alguma forma similar àquela dos aerofólios básicos (empenagem, fuselagem, naceles, e assim por diante).

Uma vez que a maioria das dificuldades do vôo transônico estão associadas com a separação do fluxo induzido das ondas de choque, quaisquer meios de retardar ou reduzir a separação induzida de choque, melhoram as características aerodinâmicas.

Uma configuração de aeronave pode fazer uso de superfícies finas, de pouco alongamento, com enflechamento, para reduzir a intensidade da divergência da força transônica. Além disso, diversos métodos de controle da camada limite como dispositivos de hipersustentação, geradores de redemoinho e assim por diante, podem ser aplicados para melhorar as características transônicas.

Por exemplo, a montagem de geradores de redemoinhos sobre uma superfície pode produzir altas velocidades de superfície local, e aumenta a energia cinética da camada limite. Dessa forma, um gradiente de pressão mais severa (ondas de choque mais fortes) seria necessário para produzir a indesejável separação do fluxo de ar.

Um gerador de redemoinho é um par complementar de aerofólios pequenos, de baixo alongamento (pequeno espaço em relação a corda) montados a ângulos de ataque opostos um ao outro, e perpendiculares a superfície aerodinâmica.

A fig. 13-56 mostra as características dos aerofólios e dos fluxos de ar de um gerador de redemoinho.

A exemplo de qualquer aerofólio, aqueles do gerador produzem sustentação, além disso, como qualquer aerofólio de alongamento especialmente baixo, os aerofólios dos geradores também desenvolvem turbilhonamentos muito fortes.

Esses turbilhonamentos provocam um fluxo de ar para fora e para dentro, num caminho circular em volta das pontas dos aerofólios. Os turbilhonamentos gerados têm o efeito de arrastar o ar de alta energia da camada

limite exterior, no ar mais lento que se move junto do revestimento.

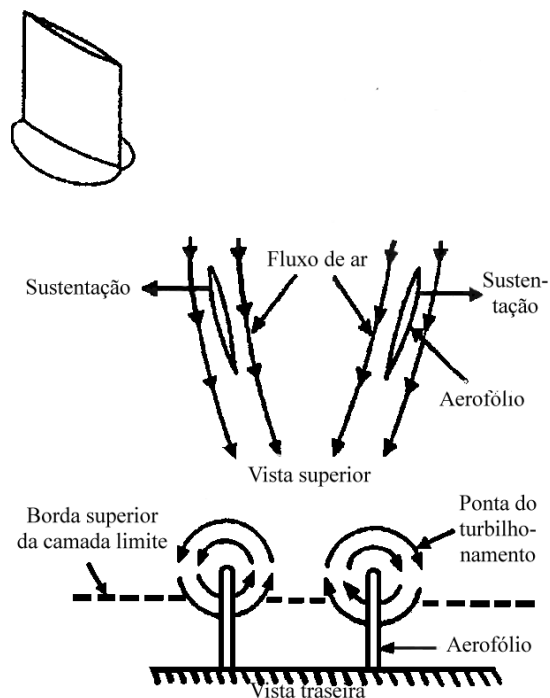


Figura 13-56 Gerador de turbilhonamento na asa.

O comprimento dos vórtices (turbilhonamento), é proporcional à sustentação desenvolvida pelos aerofólios do gerador.

Os geradores de turbilhonamento se prestam a dois diferentes propósitos, dependendo da superfície aerodinâmica na qual ela está instalada.

Fileiras de geradores de turbilhonamento, localizadas na superfície superior da asa, exatamente direcionadas para cima dos ailerons, retardam o princípio da divergência de arrasto em altas velocidades, e também ajudam a manter a efetividade do aileron em altas velocidades.

Em contraste, fileiras de geradores de turbilhonamento instalados em ambos os lados da aleta vertical direcionada para cima, no leme, proporcionam a separação do fluxo sobre o leme durante ângulos extremos de guinada, os quais são atingidos apenas quando a aplicação do leme é retardada após uma perda de motor em velocidades muito baixas.

Além disso, fileiras de geradores de turbilhamento colocados no lado inferior (e ocasionalmente na superfície superior) do estabilizador horizontal, direcionados para o profundor, evitam a separação do fluxo sobre os profundos em velocidades muito baixas.

Em suma, geradores de turbilhamento sobre as superfícies das asas, melhoram as características de alta velocidade, enquanto os geradores de redemoinho, sobre as superfícies da cauda, em geral melhoram as características de baixa velocidade.

Superfícies de controle

As superfícies de controle utilizadas nas operações de aeronaves em vôo a velocidades transônica e supersônica, envolvem considerações importantes.

Superfícies de controle de bordo de ataque podem ser afetadas de maneira adversa pelas ondas de choque, formadas em vôo acima do número de Mach crítico da superfície de controle.

Se o fluxo de ar for separado por ondas de choque, a vibração de pré-estol resultante da superfície de controle, pode ser muito inconveniente.

A instalação de geradores de redemoinho pode reduzir a vibração de pré-estol causada pela separação de fluxo de choque induzido.

Além da vibração de pré-estol da superfície, a alteração na distribuição de pressão, devido à separação e localização da onda de choque, pode criar alterações muito grandes nos momentos de articulação da superfície de controle.

Tais mudanças nos momentos de articulação, produzem forças de controle indesejáveis, as quais podem requerer o uso de um sistema de controle irreversível.

Um sistema de controle irreversível emprega potência hidráulica, ou atuadores elétricos, para mover as superfícies de controle, assim, as cargas de ar desenvolvidas nas superfícies não podem ser sentidas pelo piloto. Adequados retornos devem ser sintetizados pelas molas de retorno "q", contrapesos, e assim por diante.

Aquecimento aerodinâmico

Quando o ar flui sobre qualquer superfície aerodinâmica, ocorrem certas reduções de velocidade, as quais produzem os correspondentes aumentos de temperatura.

A maior redução de velocidade e aumento de temperatura, ocorrem nos diversos pontos de repouso da camada limite na aeronave. Naturalmente, menores mudanças ocorrem em outros pontos da aeronave, porém essas

baixas temperaturas podem estar relacionadas ao aumento da temperatura de impacto no ponto de estagnação.

Enquanto os vôos subsônicos não produzem qualquer interesse real, vôos supersônicos podem gerar temperaturas suficientemente elevadas, para tornarem-se de grande importância para a estrutura, sistema de combustível e grupo motopropulsor. Temperaturas mais elevadas produzem reduções específicas na resistência das ligas de alumínio e requerem a utilização de ligas de titânio e aços inoxidáveis.

Exposições contínuas em temperaturas elevadas, reduzem a resistência e ampliam os problemas de falha por desligamento e rigidez estrutural.

O efeito do aquecimento aerodinâmico sobre o sistema de combustível, deve ser considerado no projeto de um avião supersônico. Se a temperatura do combustível for elevada para a temperatura de ignição espontânea, os vapores de combustível irão queimar na presença de ar, sem a necessidade de uma centelha inicial ou chama.

O desempenho de motor turbojato é adversamente afetado pela alta temperatura do ar na entrada do compressor.

O empuxo de saída do turbojato, obviamente é uma função do fluxo de combustível. Porém, o fluxo máximo permitível de combustível, depende da temperatura máxima permitível para operação da turbina. Se o ar que entra no motor já estiver aquecido, menos combustível pode ser adicionado, de forma a evitar que os limites de temperatura da turbina sejam excedidos.