



Diversidade, inclusão e formação

SÉRIE

ASAS

DO CONHECIMENTO

SISTEMAS DE AERONAVES





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

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

INTRODUÇÃO

Este volume abordará os principais sistemas encontrados na maioria das aeronaves, que incluem motor, hélice, indução, ignição, bem como os sistemas de combustível, lubrificação, refrigeração, elétrico, trem de pouso e controle ambiental.

GRUPO MOTOPROPULSOR

Um motor de aeronave, ou grupo motopropulsor, produz empuxo para impulsionar uma aeronave. Motores alternativos e motores turboélice funcionam em combinação com uma hélice para produzir empuxo. Motores turbojato e turbofan produzem empuxo, aumentando a velocidade do ar que flui através do motor. Todos esses grupos motopropulsores também acionam os vários sistemas que suportam a operação de uma aeronave.

MOTORES ALTERNATIVOS

A maioria das aeronaves pequenas é projetada com motores alternativos. O nome é derivado do movimento de vai e vem, ou alternativo, dos pistões que produzem a energia mecânica necessária para realizar o trabalho.

Impulsionada por uma revitalização da indústria da Aviação Geral (AG) e avanços tanto em materiais quanto em design de motores, a tecnologia de motores alternativos melhorou dramaticamente nas últimas duas décadas. A integração de sistemas informatizados de gerenciamento de motores melhorou a eficiência do combustível, diminuiu as emissões e reduziu a carga de trabalho do piloto.

Os motores alternativos operam com base no princípio básico de converter energia química (combustível) em energia mecânica. Esta conversão ocorre dentro dos cilindros do motor por meio do processo de combustão. Os dois principais designs de motores alternativos são a ignição por centelha e a ignição por compressão. O motor alternativo de ignição por centelha tem servido como o grupo motopropulsor de escolha por muitos anos. Na tentativa de reduzir os custos operacionais, simplificar o design e melhorar a confiabilidade, vários fabricantes de motores estão recorrendo à ignição por compressão como uma alternativa viável. Muitas vezes referidos como motores a pistão de combustível a jato, os motores de ignição por compressão têm a vantagem adicional de utilizar combustível diesel ou a jato prontamente disponível e de menor custo.

Os principais componentes mecânicos do motor de ignição por centelha e do motor de ignição por compressão são essencialmente os mesmos. Ambos utilizam câmaras de combustão cilíndricas e pistões que percorrem o comprimento dos cilindros para converter o movimento linear em movimento rotativo do virabrequim. A principal diferença entre a ignição por centelha e a ignição por compressão é o método pelo qual o combustível é inflamado. Os motores de ignição por centelha usam uma vela de ignição para acender uma mistura prévia de combustível e ar. (A mistura de combustível-ar é a relação entre o “peso” do combustível e o “peso” do ar na mistura a ser queimada.) Um motor de ignição por compressão primeiro comprime o ar no cilindro, elevando sua temperatura a um grau necessário para a ignição automática quando o combustível é injetado no cilindro.

Esses dois tipos de motor podem ser classificados da seguinte forma:

1. Disposição do cilindro em relação ao virabrequim – radial, em linha, em V ou oposto.
2. Ciclo operacional – dois ou quatro.
3. Método de resfriamento – líquido ou ar.

Os motores radiais foram amplamente utilizados durante a Segunda Guerra Mundial e muitos ainda estão em serviço atualmente. Com esses motores, uma ou mais fileiras de cilindros são dispostas em um padrão circular ao redor do cárter do virabrequim. A principal vantagem de um motor radial é a relação favorável entre potência e peso. [Figura 1] Os motores em linha têm uma área frontal comparativamente pequena, mas suas relações potência-peso são relativamente baixas. Além disso, os cilindros mais traseiros de um motor em linha refrigerado a ar recebem muito pouco ar de resfriamento, então esses motores normalmente são limitados a quatro ou seis cilindros. Os motores em V proporcionam mais potência do que os motores em linha e ainda mantêm uma pequena área frontal.

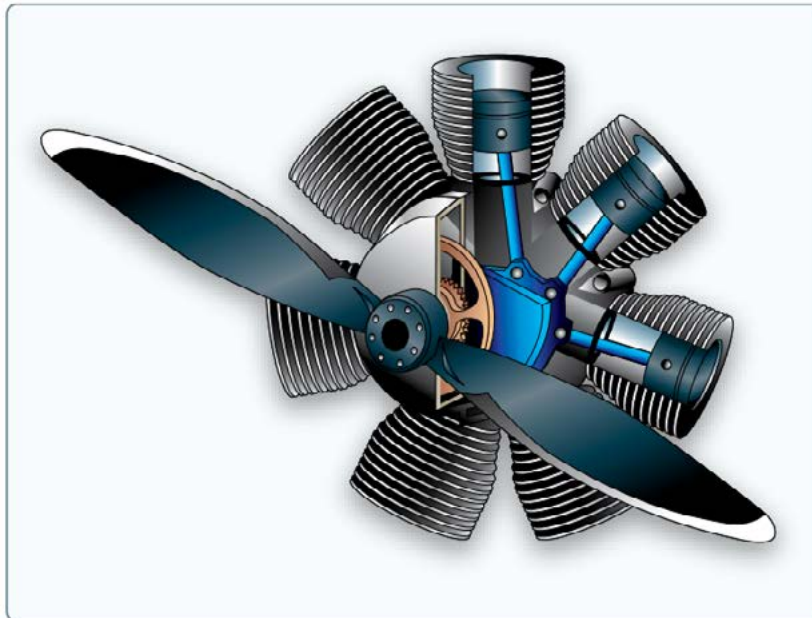


Figura 1. Motor radial.

Melhorias contínuas no projeto de motores levaram ao desenvolvimento do motor horizontalmente oposto, que continua sendo o mais popular entre os motores alternativos usados em aeronaves menores. Esses motores sempre têm um número par de cilindros, pois um cilindro em um lado do cárter opõe-se a um cilindro no outro lado. A maioria desses motores é refrigerada a ar e geralmente é montada horizontalmente em aviões de asa fixa. Os motores do tipo oposto têm altas relações potência-peso porque possuem um cárter relativamente pequeno e leve. Além disso, o arranjo compacto dos cilindros reduz a área frontal do motor e permite uma instalação aerodinâmica que minimiza o arrasto aerodinâmico. [Figura 2] Dependendo do fabricante do motor, todos esses arranjos podem ser projetados para utilizar ignição por centelha ou por compressão e operar em um ciclo de dois ou quatro tempos.

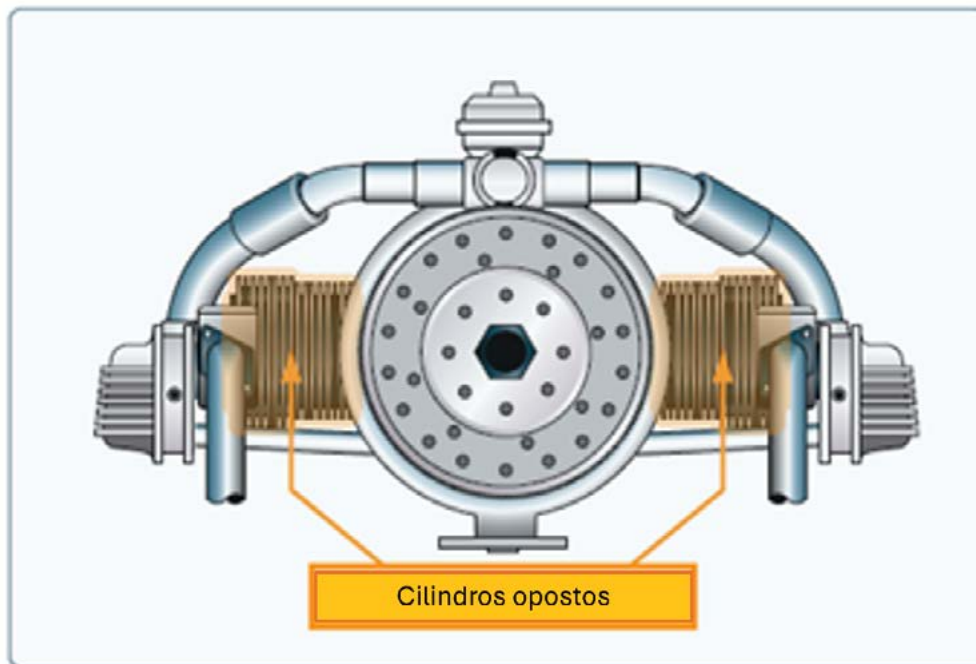


Figura 2. Motor horizontalmente oposto.

Em um motor de dois tempos, a conversão de energia química em energia mecânica ocorre ao longo de um ciclo de operação de dois tempos. Os processos de admissão, compressão, expansão e escape ocorrem em apenas dois tempos do pistão, em vez de quatro tempos, como é mais comum. Como um motor de dois tempos tem uma fase de potência a cada rotação do virabrequim, geralmente tem uma relação potência-peso maior do que um motor de quatro tempos comparável. Devido à ineficiência inerente e às emissões desproporcionais dos primeiros designs, o uso do motor de dois tempos tem sido limitado na aviação.

Avanços recentes em materiais e projetos de motores reduziram muitas das desvantagens associadas aos motores de dois tempos. Os motores modernos de dois tempos frequentemente usam cárteres de óleo convencionais, bombas de óleo e sistemas de lubrificação com alimentação por pressão total. O uso de injeção direta de combustível e ar pressurizado, características dos motores avançados de ignição por compressão, tornam os motores de compressão de dois tempos uma alternativa viável aos projetos mais comuns de ignição por centelha de quatro tempos. [Figura 3] Motores de ignição por centelha de quatro tempos permanecem o projeto mais usado na aviação geral. As principais partes de um motor alternativo de ignição por centelha incluem os cilindros, o cárter e a carcaça de acessórios.

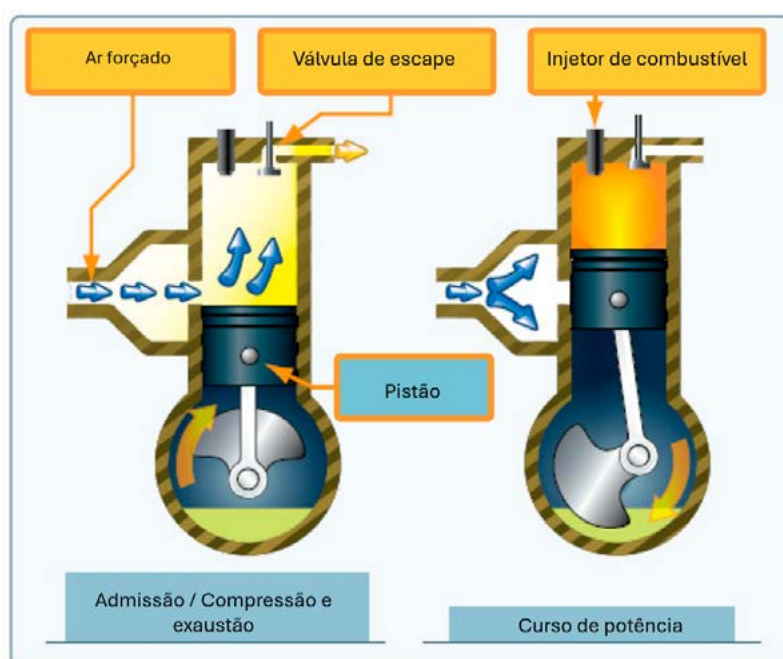


Figura 3. Ignição por compressão de dois tempos.

As válvulas de admissão/exaustão, as velas de ignição e os pistões estão localizados nos cilindros. O virabrequim e as bielas estão localizados no cárter. Os magnetos normalmente estão localizados na carcaça de acessórios do motor. [Figura 4]

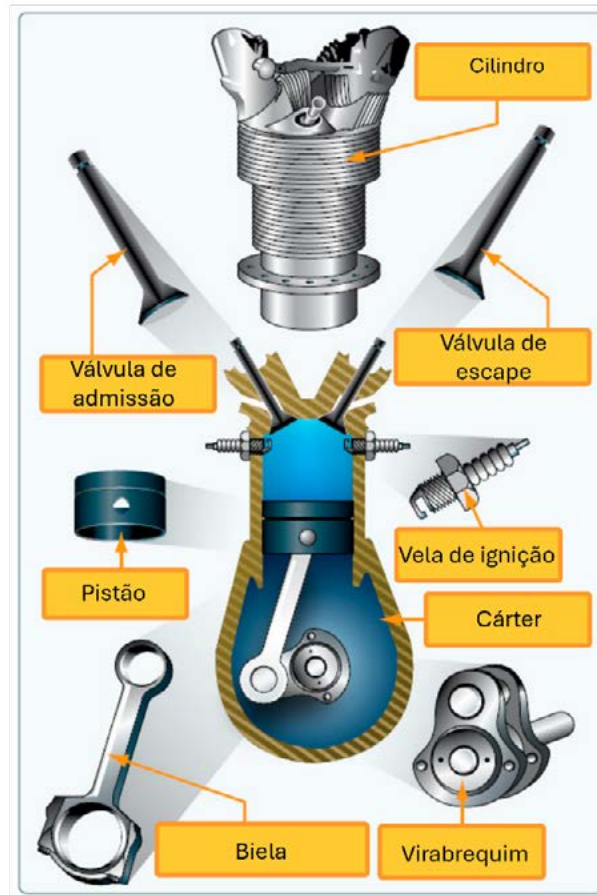


Figura 4. Principais componentes de um motor alternativo de ignição por centelha.

Em um motor de quatro tempos, a conversão de energia química em energia mecânica ocorre ao longo de um ciclo de operação de quatro tempos. Os processos de admissão, compressão, expansão e escape ocorrem em quatro tempos separados do pistão na seguinte ordem:

1. O tempo de admissão começa quando o pistão inicia seu movimento descendente. Quando isso acontece, a válvula de admissão se abre e a mistura ar-combustível é aspirada para dentro do cilindro.
2. O tempo de compressão começa quando a válvula de admissão se fecha e o pistão começa a se mover de volta para o topo do cilindro. Esta fase do ciclo é usada para obter uma produção de potência muito maior da mistura ar-combustível, uma vez que é inflamada.
3. O tempo de potência começa quando a mistura ar-combustível é inflamada. Isso causa um aumento significativo de pressão no cilindro e força o pistão para baixo, afastando-o da cabeça do cilindro, gerando a força que faz girar o virabrequim.
4. O tempo de escape é usado para eliminar os gases queimados do cilindro. Ele começa quando a válvula de escape se abre, e o pistão começa a se mover em direção à cabeça do cilindro novamente.

Mesmo quando o motor é operado em uma velocidade relativamente baixa, o ciclo de quatro tempos ocorre centenas de vezes a cada minuto. Em um motor de quatro cilindros, cada cilindro opera em um curso diferente. A rotação contínua do virabrequim é mantida pelo tempo preciso dos cursos de potência em cada cilindro. A operação contínua do motor depende da função simultânea de sistemas auxiliares, incluindo os sistemas de indução, ignição, combustível, lubrificação, refrigeração e escape. O mais recente avanço em motores aeronáuticos a pistão foi idealizado na década de 1960 por Frank Thielert, que buscou na indústria automotiva respostas sobre como integrar a tecnologia a diesel em um motor de aeronave. A vantagem de um motor de pistão movido a diesel reside na semelhança física entre diesel e querosene. [Figura 5]

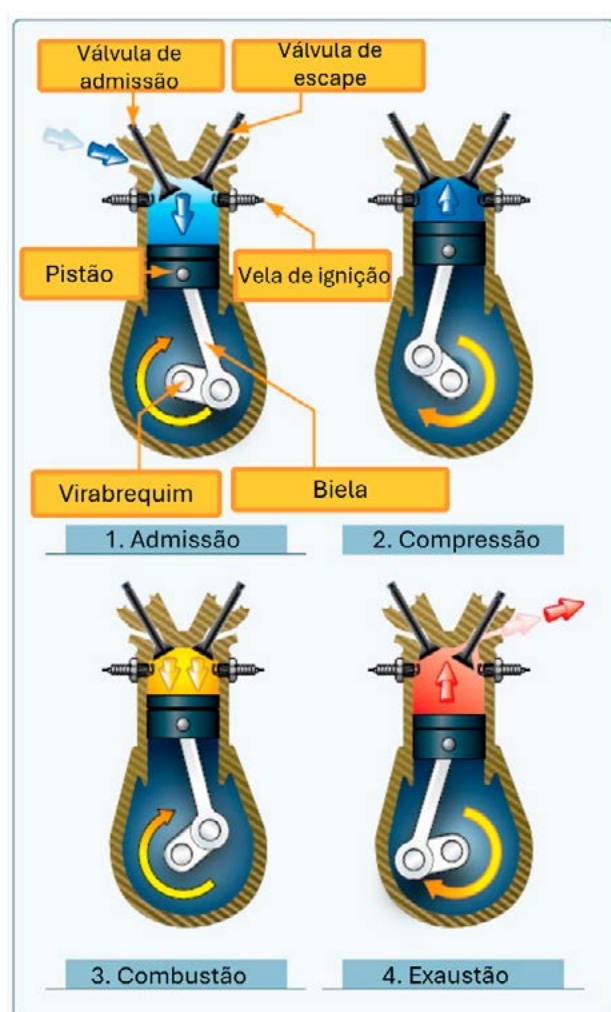


Figura 5. As setas nessa ilustração indicam a direção do movimento do virabrequim e do pistão durante o ciclo de quatro tempos.

Aeronaves equipadas com um motor a pistão movido a diesel operam com querosene de aviação padrão, o que proporciona mais independência, maior confiabilidade, menor consumo e economia de custos operacionais.

Em 1999, Thielert formou a Thielert Aircraft Engines (TAE) para projetar, desenvolver, certificar e fabricar um novo motor a ciclo diesel alimentado com Jet-A (também conhecido como motor a pistão movido a jato) para a indústria de aviação geral. Em março de 2001, o primeiro protótipo de motor se tornou o primeiro motor a diesel certificado desde a Segunda Guerra Mundial. A TAE continua a projetar e desenvolver motores a ciclo diesel, e outros fabricantes de motores, como a Société de Motorisations Aéronautiques (SMA), agora também oferecem motores a pistão movidos a jato. Os motores da TAE podem ser encontrados no Diamond DA40 single e no DA42 Twin Star, o primeiro motor a diesel a fazer parte do certificado de tipo de uma nova aeronave de fabricante original (OEM, do inglês *Original Equipment Manufacturer*, ou seja, Fabricante Original do Equipamento).

Esses motores também ganharam espaço no mercado de retrofit (modernização) com um certificado de tipo suplementar (STC, do inglês *Supplemental Type Certificate*) para reequipar os modelos Cessna 172 e a família Piper PA-28. A tecnologia do motor a pistão movido a jato continuou a progredir e um controle digital total do motor (FADEC, do inglês *Full Authority Digital Engine Control*), como será visto em detalhes mais adiante, é padrão em aeronaves equipadas, o que minimiza a complicação do controle do motor. Até 2007, várias aeronaves a pistão movidas a jato haviam acumulado mais de 600.000 horas de serviço.

HÉLICE

A hélice é um aerofólio rotativo, sujeito a arrasto induzido, estol e outros princípios aerodinâmicos que se aplicam a qualquer aerofólio. Ela fornece a tração necessária para puxar, ou em alguns casos empurrar, a aeronave através do ar. A potência do motor é usada para girar a hélice, que por sua vez gera tração de maneira muito semelhante à maneira como uma asa produz sustentação. A quantidade de tração produzida depende da forma do aerofólio, do ângulo de ataque (AOA) da lâmina da hélice e das rotações por minuto (rpm) do motor. A própria hélice é torcida, de modo que o ângulo da lâmina muda do cubo para a ponta. O maior ângulo de incidência, ou o maior passo, está no cubo, enquanto o menor ângulo de incidência ou menor passo está na ponta. [Figura 6]

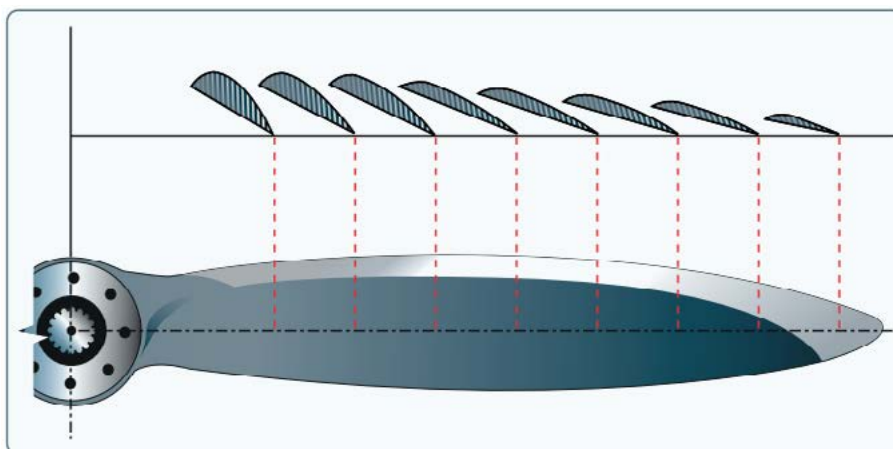


Figura 6. Mudanças no ângulo da pá da hélice do cubo à ponta.

A razão para a torção é produzir sustentação uniforme desde o cubo até a ponta. Conforme a lâmina gira, há uma diferença na velocidade real das várias partes da lâmina. A ponta da lâmina viaja mais rápido do que a parte próxima ao cubo, porque a ponta percorre uma distância maior do que o cubo no mesmo intervalo de tempo. [Figura 7] Mudar o ângulo de incidência (passo) do cubo para a ponta para corresponder à velocidade produz sustentação uniforme ao longo do comprimento da lâmina. Uma lâmina de hélice projetada com o mesmo ângulo de incidência em todo o seu comprimento seria ineficiente, porque, à medida que a velocidade do ar aumenta em voo, a parte próxima ao cubo teria um AOA negativo, enquanto a ponta da lâmina estaria estolada. Pequenas aeronaves são equipadas com um dos dois tipos de hélices: passo fixo ou passo ajustável.

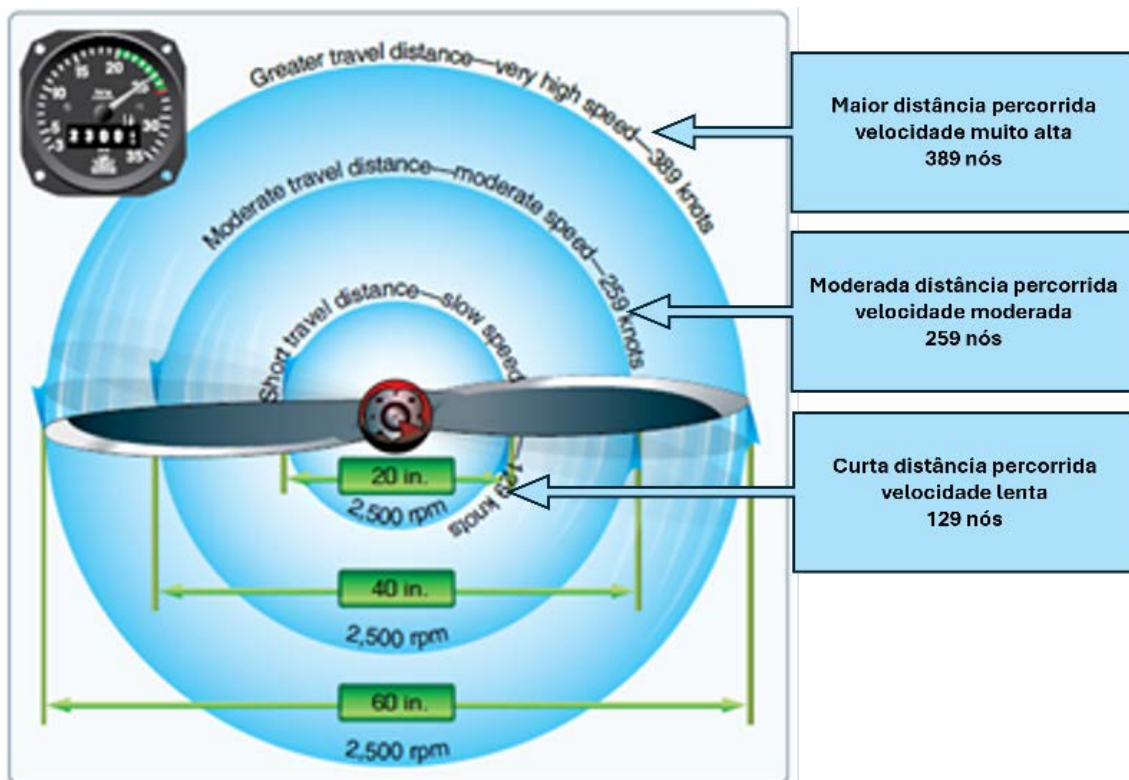


Figura 7. Relação entre a distância percorrida e a velocidade de várias partes da pá da hélice.

HÉLICE DE PASSO FIXO

Uma hélice com ângulos de lâmina fixos é uma hélice de passo fixo. O passo desta hélice é definido pelo fabricante e não pode ser alterado. Como uma hélice de passo fixo alcança a melhor eficiência apenas em uma combinação específica de velocidade do ar e rpm, a configuração de passo não é ideal nem para o cruzeiro, nem para a subida. Assim, a aeronave sofre um pouco em cada categoria de desempenho. A hélice de passo fixo é usada quando baixo peso, simplicidade e baixo custo são necessários.

Existem dois tipos de hélices de passo fixo: subida e cruzeiro. Se a aeronave tem uma hélice de subida ou de cruzeiro instalada depende do uso pretendido. A hélice de subida tem um passo menor, portanto, menos arrasto. Menos arrasto resulta em maior rpm e capacidade de potência, o que aumenta o desempenho durante decolagens e subidas, mas diminui o desempenho durante o voo de cruzeiro.

A hélice de cruzeiro tem um passo maior, portanto, mais arrasto. Mais arrasto resulta em menor rpm e menor capacidade de potência, o que diminui o desempenho durante decolagens e subidas, mas aumenta a eficiência durante o voo de cruzeiro.

A hélice geralmente é montada em um eixo, que pode ser uma extensão do virabrequim do motor. Nesse caso, as rpm da hélice seriam as mesmas que as rpm do virabrequim. Em alguns motores, a hélice é montada em um eixo acionado pelo virabrequim do motor. Nesse tipo, as rpm da hélice são diferentes das do motor.

Em uma hélice de passo fixo, o tacômetro é o indicador da potência do motor [Figura 8]. Um tacômetro é calibrado em centenas de rpm e fornece uma indicação direta das rpm do motor e da hélice. O instrumento é codificado por cores, com um arco verde denotando as rpm de operação contínua máxima. Alguns tacômetros têm marcações adicionais para refletir limitações do motor e/ou da hélice. As recomendações do fabricante devem ser usadas como referência para esclarecer qualquer mal-entendido sobre as marcações do tacômetro.

As rpm são reguladas pelo acelerador, que controla o fluxo de ar-combustível para o motor. Em uma determinada altitude, quanto maior a leitura do tacômetro, maior a potência de saída do motor.

Quando a altitude de operação aumenta, o tacômetro pode não mostrar a potência correta do motor. Por exemplo, 2.300 rpm a 5.000 pés produz menos potência do que 2.300 rpm ao nível do mar, porque a potência de saída depende da densidade do ar. A densidade do ar diminui à medida que a altitude aumenta e uma diminuição na densidade do ar (altitude densidade mais alta) diminui a potência de saída do motor.

À medida que a altitude muda, a posição do acelerador deve ser alterada para manter as rpm. Conforme a altitude é aumentada, o acelerador deve ser aberto ainda mais para indicar as mesmas rpm que em uma altitude mais baixa.



Figura 8. A rotação do motor é indicada no tacômetro.

HÉLICE DE PASSO AJUSTÁVEL

A hélice de passo ajustável foi precursora da hélice de velocidade constante. É uma hélice com lâminas cujo passo pode ser ajustado em solo com o motor desligado, mas que não pode ser ajustado em voo. Também é chamada de hélice ajustável em solo. Na década de 1930, os pioneiros inventores da aviação estavam estabelecendo as bases para mecanismos de mudança automática de passo, razão pela qual o termo às vezes se refere às modernas hélices de velocidade constante que são ajustáveis em voo.

Os primeiros sistemas de hélice de passo ajustável forneciam apenas duas configurações de passo: baixo e alto. Hoje, a maioria dos sistemas de hélice de passo ajustável é capaz de uma variedade de configurações de passo.

Uma hélice de velocidade constante é uma hélice de passo controlável cujo passo é automaticamente variado em voo por um governador que mantém rpm constante apesar das variações das cargas de ar. É o tipo mais comum de hélice de passo ajustável. A principal vantagem de uma hélice de velocidade constante é que ela converte uma alta porcentagem de potência de frenagem (BHP, do inglês *Brake Horsepower*) em potência de empuxo (THP, do inglês *Thrust Horsepower*) em uma ampla faixa de combinações de rpm e velocidade do ar. Uma hélice de velocidade constante é mais eficiente do que outras hélices porque permite a seleção da rpm do motor mais eficiente para as condições dadas.

Uma aeronave com uma hélice de velocidade constante tem dois controles: o acelerador e o controle da hélice. O acelerador controla a saída de potência, e o controle da hélice regula as rpm do motor. Isso regula as rpm da hélice, que são registradas no tacômetro.

Uma vez que a rpm específica é selecionada, o governador ajusta automaticamente o ângulo da lâmina da hélice conforme necessário para manter a rpm selecionada. Por exemplo, após definir a rpm desejada durante o voo de cruzeiro, um aumento na velocidade do ar ou uma diminuição na carga da hélice faz com que o ângulo da lâmina da hélice aumente conforme necessário para manter a rpm selecionada. Uma redução na velocidade do ar ou um aumento na carga da hélice faz com que o ângulo da lâmina da hélice diminua.

A faixa de velocidade constante da hélice, definida pelos batentes do passo alto e baixo, é o intervalo de possíveis ângulos de lâmina para uma hélice de velocidade constante. Enquanto o ângulo da lâmina da hélice estiver dentro da faixa de velocidade constante e não estiver contra nenhum batente do passo, as rpm do motor são mantidas constantes. Se as lâminas da hélice entrarem em contato com um batente do passo, as rpm do motor aumentarão ou diminuirão conforme apropriado, com as mudanças na velocidade do ar e na carga da hélice. Por exemplo, uma vez que uma rpm específica tenha sido selecionada, se a velocidade da aeronave diminuir o suficiente para girar as lâminas da hélice até que elas toquem o batente do passo baixo, qualquer diminuição adicional na velocidade do ar fará com que as rpm do motor diminuam da mesma maneira que se uma hélice de passo fixo estivesse instalada. Isso vale quando uma aeronave equipada com uma hélice de velocidade constante acelera para uma velocidade do ar mais rápida. À medida que a aeronave acelera, o ângulo da lâmina da hélice aumenta para manter as rpm selecionadas até que o batente do passo alto seja alcançado. Uma vez que isso ocorre, o ângulo da lâmina não pode aumentar mais e as rpm do motor aumentam.

Em aeronaves equipadas com uma hélice de velocidade constante, a saída de energia é controlada pelo acelerador e indicada por um manômetro de pressão do coletor. O manômetro mede a pressão absoluta da mistura ar-combustível dentro do coletor de admissão e é mais corretamente uma medida da pressão absoluta do coletor (MAP, do inglês *Manifold Absolute Pressure*). Em uma rpm e altitude constantes, a quantidade de energia produzida está diretamente relacionada à mistura de combustível e ar que está sendo entregue à câmara de combustão. À medida que a configuração do acelerador é aumentada, mais combustível e ar fluem para o motor e a MAP aumenta. Quando o motor não está funcionando, o manômetro de pressão do coletor indica a pressão atmosférica (ou seja, 29,92 polegadas de mercúrio (29,92"Hg). Quando o motor é iniciado, a indicação de pressão do coletor diminui para um valor menor que a pressão atmosférica (ou seja, marcha lenta em 12"Hg). A falha do motor ou a perda de potência são indicadas no manômetro do coletor como um aumento na pressão do coletor para um valor correspondente à pressão atmosférica na altitude onde ocorreu a falha. [Figura 9]



Figura 9. A potência de saída do motor é indicada no manômetro de pressão do coletor.

O visor do manômetro de pressão do coletor é codificado por cores para indicar a faixa de operação do motor. O visor do manômetro de pressão do coletor contém um arco verde para mostrar a faixa de operação normal e uma linha radial vermelha para indicar o limite superior da pressão do coletor.

Para qualquer rpm específica, há uma pressão do coletor que não deve ser excedida. Se a pressão do coletor for excessiva para uma determinada rpm, a pressão dentro dos cilindros poderá ser excedida, colocando estresse indevido sobre os cilindros. Se repetido com muita frequência, esse estresse pode enfraquecer os componentes do cilindro e eventualmente causar falha no motor.

Um piloto pode evitar condições que sobrecarregam os cilindros ao estar constantemente ciente da rpm, especialmente ao aumentar a pressão do coletor. Consulte as recomendações do fabricante para configurações de potência de um motor específico para manter a relação adequada entre pressão no coletor e rpm.

Quando tanto a pressão do coletor quanto a rpm precisam ser alteradas, evite sobrecarregar

o motor fazendo ajustes de potência na ordem correta:

- Quando as configurações de potência estão sendo reduzidas, reduza a pressão no coletor antes de reduzir a rpm. Se a rpm for reduzida antes da pressão no coletor, a pressão no coletor aumenta automaticamente, possivelmente excedendo as tolerâncias do fabricante.
- Quando as configurações de potência estão sendo aumentadas, inverta a ordem – aumente a rpm primeiro e depois a pressão no coletor.
- Para evitar danos a motores radiais, minimize o tempo de operação na rpm máxima e pressão máxima no coletor, evite ainda a operação na rpm máxima e baixa pressão no coletor.

As recomendações do fabricante do motor e/ou da estrutura da aeronave devem ser seguidas para evitar desgaste severo, fadiga e danos aos motores alternativos de alto desempenho.

VELOCIDADE EXCESSIVA DA HÉLICE EM AERONAVES COM MOTOR A PISTÃO

Em 17 de março de 2010, a Administração Federal de Aviação (FAA) emitiu o Boletim Especial de Informação de Aeronavegabilidade (SAIB, do inglês *Special Airworthiness Information Bulletin*) CE-10-21. O assunto era Hélices/Propulsores; Velocidade excessiva da Hélice em Aeronaves com Motor a Pistão para alertar operadores, pilotos e fabricantes de aeronaves sobre preocupações para uma resposta ótima a uma velocidade excessiva da hélice em aeronaves com motor a pistão com hélices de passo variável. Embora um SAIB não tenha natureza regulamentar, a FAA recomenda que as informações sejam lidas e consideradas para a segurança do voo.

O documento explica que uma aeronave monomotor sofreu uma velocidade excessiva da hélice durante o voo de cruzeiro a 7.000 pés. O piloto relatou que a aplicação do acelerador resultou em uma velocidade excessiva da hélice sem ganho apreciável de empuxo. O piloto tentou planar até um aeroporto próximo e estabeleceu a velocidade de “melhor planeio” de 110 nós, conforme publicado no Manual de Operações do Piloto (POH, do inglês *Pilot's Operating Handbook*), mas não conseguiu alcançar o aeroporto e foi forçado a realizar um pouso fora da área regular.

Explicou-se ainda que foi determinado que a hélice sofreu uma falha, fazendo com que o mecanismo de mudança de passo da lâmina se movesse para a posição de passo baixo parada. Isso fez com que a hélice funcionasse como uma hélice de passo fixo, de modo que ela altera a rpm com mudanças de potência e velocidade do ar. A configuração de passo baixo permite a máxima potência durante a decolagem, mas pode resultar em uma velocidade excessiva da hélice em uma velocidade do ar mais alta.

Uma avaliação de desempenho da condição de voo foi realizada para o modelo de aeronave específico envolvido neste incidente. Esta avaliação indicou que uma velocidade do ar inferior à velocidade de melhor planeio teria resultado em um aumento de empuxo, permitindo ao piloto manter o voo nivelado. Existem numerosas variáveis em aeronaves, motores e hélices que afetam o desempenho da aeronave. Para alguns modelos de aeronaves, a velocidade de melhor planeio publicada pode não ser baixa o suficiente para gerar empuxo adequado para uma instalação de hélice específica nessa situação (lâminas da hélice na posição de passo baixo parada).

Os operadores de aeronaves com hélices de passo variável devem estar cientes de que, em certos casos de velocidade excessiva da hélice, a velocidade do ar necessária para manter o voo nivelado pode ser diferente da velocidade associada à velocidade de melhor planeio com motor desligado. Os procedimentos de emergência apropriados devem ser seguidos para mitigar a situação de emergência em caso de velocidade excessiva da hélice; no entanto, os pilotos devem estar cientes de que alguma redução na velocidade do ar pode resultar na capacidade de continuar o voo e pousar com segurança. A determinação de uma velocidade do ar mais adequada do que a velocidade de melhor planeio com motor desligado deve ser realizada apenas a uma altitude segura, quando o piloto tiver tempo para determinar uma alternativa de ação diferente de pousar imediatamente.

SISTEMAS DE INDUÇÃO

O sistema de indução traz ar do exterior, mistura-o ao combustível e entrega a mistura ar-combustível ao cilindro onde ocorre a combustão. O ar externo entra no sistema de indução por uma entrada na parte frontal da carenagem do motor. Esta entrada normalmente contém um filtro de ar que inibe a entrada de poeira e outros objetos estranhos. Como o filtro pode ocasionalmente ficar obstruído, uma fonte alternativa de ar deve estar disponível. Geralmente, o ar alternativo vem de dentro da carenagem do motor, onde é desviado do filtro de ar obstruído. Algumas fontes de ar alternativas funcionam automaticamente, enquanto outras operam manualmente.

Existem dois tipos de sistemas de indução comumente usados em motores de aeronaves pequenas:

1. O sistema de carburador mistura o combustível e o ar no carburador antes dessa mistura entrar no coletor de admissão.
2. O sistema de injeção de combustível mistura o combustível e o ar imediatamente antes da entrada em cada cilindro ou injeta combustível diretamente em cada cilindro.

SISTEMAS DE CARBURADOR

Os carburadores de aeronaves dividem-se em duas categorias: carburadores com flutuador e carburadores de pressão. Os carburadores com flutuador, completos com sistemas de marcha lenta, aceleração, controle de mistura, corte de marcha lenta e enriquecimento de potência, são os mais comuns dos dois tipos de carburador. Os carburadores de pressão geralmente não são encontrados em aeronaves pequenas. A diferença básica entre um carburador com flutuador e um carburador de pressão é a entrega de combustível. O carburador de pressão entrega combustível sob pressão por meio de uma bomba de combustível.

No funcionamento do sistema de carburador com flutuador, o ar externo primeiro passa por um filtro de ar, geralmente localizado em uma entrada de ar na parte frontal da carenagem do motor. Este ar filtrado flui para o carburador e através de um tubo de Venturi, uma passagem estreita no carburador. Quando o ar passa pelo venturi, uma área de baixa pressão é criada que força o combustível a fluir através de um jato de combustível principal localizado no tubo.

O combustível então flui para a corrente de ar onde é misturado ao ar em movimento. [Figura 10]

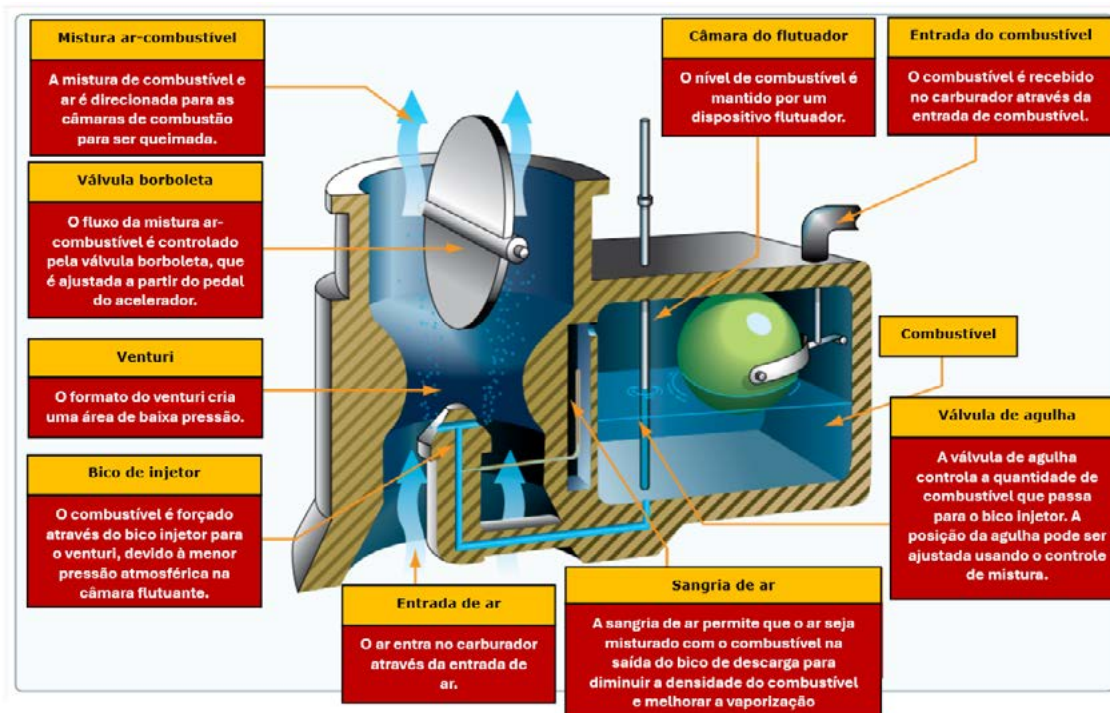


Figura 10. Carburador com flutuador.

A mistura ar-combustível é então aspirada através do coletor de admissão e para as câmaras de combustão, onde é inflamada. O carburador com flutuador adquire seu nome de um flutuador que repousa sobre o combustível dentro da câmara de flutuação. Uma agulha presa ao flutuador abre e fecha uma abertura na parte inferior da cuba do carburador. Isso controla a quantidade de combustível que entra no carburador, dependendo da posição do flutuador, que

é controlada pelo nível de combustível na câmara de flutuação. Quando o nível do combustível força o flutuador a subir, a válvula de agulha fecha a abertura de combustível e interrompe o fluxo de combustível para o carburador. A válvula de agulha se abre novamente quando o motor requer combustível adicional. O fluxo da mistura ar-combustível para as câmaras de combustão é regulado pela válvula de aceleração, que é controlada pelo acelerador no cockpit.

O carburador com flutuador possui várias desvantagens distintas. Em primeiro lugar, eles não funcionam bem durante manobras abruptas. Em segundo lugar, a descarga de combustível em baixa pressão leva a uma vaporização incompleta e dificuldade na descarga de combustível em alguns tipos de sistemas sobrealimentados. No entanto, a principal desvantagem do carburador com flutuador é sua propensão ao congelamento. Como o carburador com flutuador deve descarregar combustível em um ponto de baixa pressão, o bico de descarga deve estar localizado na passagem do venturi, e a válvula de aceleração deve estar do lado do motor do bico de descarga. Isso significa que a queda de temperatura devido à vaporização do combustível ocorre dentro do venturi. Como resultado, o gelo se forma facilmente no venturi e na válvula de aceleração.

Um carburador do tipo pressão descarrega combustível na corrente de ar a uma pressão bem acima da pressão atmosférica. Isso resulta em uma melhor vaporização e permite a descarga de combustível na corrente de ar do lado do motor da válvula de aceleração. Com o bico de descarga nessa posição, a vaporização do combustível ocorre depois que o ar passou pela válvula de aceleração e em um ponto onde a queda de temperatura é compensada pelo calor do motor. Assim, o perigo de formação de gelo de vaporização do combustível é praticamente eliminado. Os efeitos de manobras rápidas e de turbulência no carburador de pressão são insignificantes, uma vez que suas câmaras de combustível permanecem cheias em todas as condições de operação.

CONTROLE DE MISTURA

Os carburadores são normalmente calibrados à pressão do ar ao nível do mar, onde a proporção correta de mistura ar-combustível é estabelecida com o controle de mistura ajustado na posição TOTALMENTE RICA. No entanto, à medida que a altitude aumenta, a densidade do ar que entra no carburador diminui, enquanto a densidade do combustível permanece a mesma. Isso cria uma mistura progressivamente mais rica que pode resultar em irregularidades no motor e em uma perda considerável de potência. A irregularidade normalmente se deve à sujeira nas velas de ignição devido ao acúmulo excessivo de carbono nelas. O acúmulo de carbono ocorre porque a mistura rica diminui a temperatura dentro do cilindro, inibindo a combustão completa do combustível. Essa condição pode ocorrer durante a verificação antes da decolagem em aeroportos de alta altitude e durante subidas ou voos de cruzeiro em grandes altitudes.

Para manter a proporção correta de mistura ar-combustível, a mistura deve ser enriquecida usando o controle de mistura. O enriquecimento da mistura diminui o fluxo de combustível, o que compensa a diminuição da densidade do ar em grandes altitudes.

Durante uma descida de alta altitude, a mistura ar-combustível deve ser enriquecida, ou pode se tornar muito pobre. Uma mistura excessivamente pobre causa detonação, o que pode resultar em operação irregular do motor, superaquecimento e/ou perda de potência. A melhor maneira de manter a proporção correta de mistura ar-combustível é monitorar a temperatura do motor e enriquecer a mistura conforme necessário. O controle adequado da mistura e uma melhor economia de combustível para motores com injeção de combustível podem ser alcançados usando um medidor de temperatura dos gases de escape (EGT, do inglês *Exhaust Gas Temperature*). Como o processo de ajuste da mistura pode variar de uma aeronave para outra, é importante consultar o manual de voo da aeronave (AFM, do inglês *Aircraft Flight Manual*) ou o Manual de Operações do Piloto (POH) para determinar os procedimentos específicos para uma aeronave específica.

FORMAÇÃO DE GELO NO CARBURADOR

Como mencionado anteriormente, uma desvantagem do carburador com flutuador é sua propensão à formação de gelo. O gelo no carburador ocorre devido ao efeito da vaporização do combustível e à diminuição da pressão do ar no Venturi, o que causa uma queda brusca de temperatura no carburador. Se o vapor de água no ar condensar quando a temperatura do carburador estiver em ou abaixo do ponto de congelamento, gelo pode se formar em superfícies internas do carburador, incluindo a válvula de aceleração. [Figura 11]

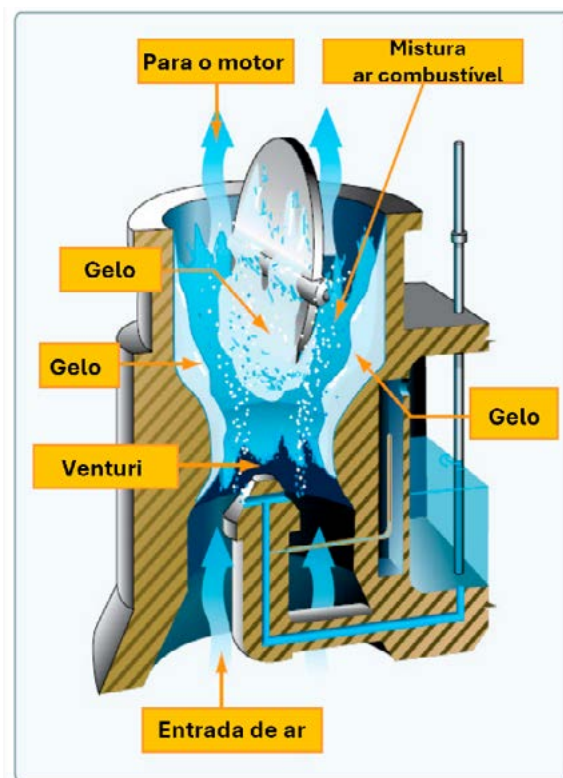


Figura 11. A formação de gelo no carburador pode reduzir ou bloquear o fluxo de ar-combustível para o motor.

A redução da pressão do ar, assim como a vaporização do combustível, contribui para a diminuição da temperatura no carburador. O gelo geralmente se forma nas proximidades da válvula de aceleração e no tubo de Venturi. Isso restringe o fluxo da mistura ar-combustível e reduz a potência. Se gelo suficiente se acumular, o motor pode deixar de funcionar. A formação de gelo no carburador é mais provável de ocorrer quando as temperaturas estão abaixo de 70 graus Fahrenheit (°F) ou 21 graus Celsius (°C) e a umidade relativa está acima de 80%. Devido ao resfriamento repentino que ocorre no carburador, a formação de gelo pode ocorrer mesmo em temperaturas externas tão altas quanto 100°F (38°C) e umidade tão baixa quanto 50%. Essa queda de temperatura pode ser de até 60 a 70 graus Fahrenheit absolutos, em relação à temperatura relativa ($70 \times 100/180 = 38.89^\circ\text{C}$). Lembre-se de que há 180 graus Fahrenheit da temperatura de congelamento à temperatura de ebulição, em comparação com os 100 graus da escala Celsius. Portanto, uma temperatura externa de 100°F (38°C), uma queda de temperatura de 70 graus Fahrenheit absolutos (38,89 graus Celsius) resulta em uma temperatura do ar no carburador de 30°F (-1°C).

A primeira indicação de formação de gelo no carburador em uma aeronave com hélice de passo fixo é uma diminuição na rpm do motor, que pode ser seguida por irregularidades no motor. Em uma aeronave com hélice de passo constante, a formação de gelo no carburador geralmente é indicada por uma diminuição na pressão do coletor, mas sem redução na rpm. O passo da hélice é ajustado automaticamente para compensar a perda de potência. Assim, uma rpm constante é mantida. Embora o gelo no carburador possa ocorrer durante qualquer fase do voo, é particularmente perigoso ao usar potência reduzida durante uma descida. Em certas condições, o gelo no carburador pode se acumular sem ser percebido até que a potência seja adicionada. Para combater os efeitos do gelo no carburador, os motores com carburadores de flutuador utilizam um sistema de aquecimento do carburador.

AQUECIMENTO DO CARBURADOR

O aquecimento do carburador é um sistema antigelo que pré-aquece o ar antes que ele chegue ao carburador e tem como objetivo manter a mistura ar-combustível acima do ponto de congelamento para evitar a formação de gelo no carburador. O aquecimento do carburador pode ser usado para derreter o gelo que já se formou no carburador se o acúmulo não for muito grande, mas usar o aquecimento do carburador como medida preventiva é a melhor opção. Além disso, o aquecimento do carburador pode ser usado como uma fonte de ar alternativa se o filtro de entrada estiver obstruído, como em condições de formação de gelo na estrutura da aeronave súbitas ou inesperadas. O aquecimento do carburador deve ser verificado durante o aquecimento do motor. Ao usar o aquecimento do carburador, siga as recomendações do fabricante.

Quando as condições são propícias à formação de gelo no carburador durante o voo, verificações periódicas devem ser feitas para detectar sua presença. [Figura 12] Se detectado, o aquecimento total do carburador deve ser aplicado imediatamente e deixado na posição LIGADO até que o piloto tenha certeza de que todo o gelo foi removido. Se houver gelo presente, aplicar aquecimento parcial ou deixar o aquecimento ligado por tempo insuficiente pode agravar a situação. Em casos extremos de formação de gelo no carburador, mesmo

depois que o gelo foi removido, o aquecimento total do carburador deve ser usado para evitar a formação adicional de gelo. Se instalado, um medidor de temperatura do carburador é útil para determinar quando usar o aquecimento do carburador.

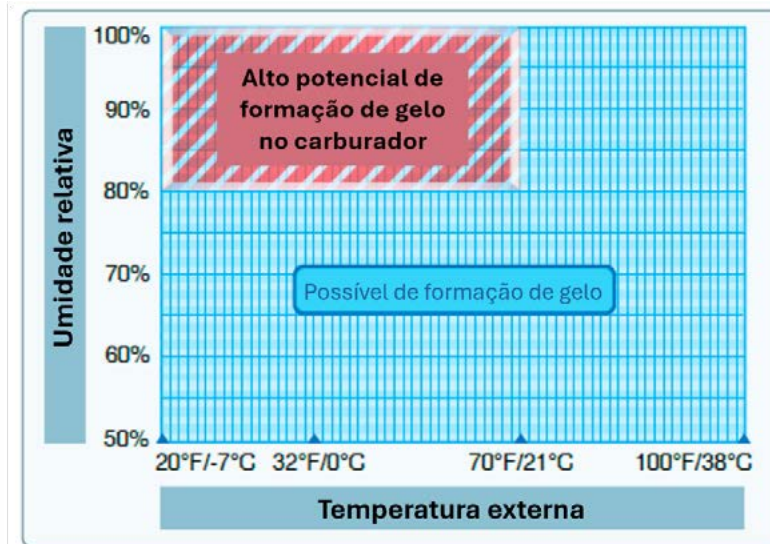


Figura 12. Embora seja mais provável que o gelo no carburador se forme quando a temperatura e a umidade estão nas faixas indicadas por este gráfico, a formação de gelo no carburador é possível em condições não representadas.

Sempre que o acelerador é fechado durante o voo, o motor resfria rapidamente e a vaporização do combustível é menos completa do que se o motor estiver aquecido. Além disso, nessa condição, o motor é mais suscetível à formação de gelo no carburador. Se houver suspeita de condições favoráveis à formação de gelo no carburador e for prevista uma operação com acelerador fechado, ajuste o aquecimento do carburador para a posição totalmente LIGADA antes de fechar o acelerador e mantenha-o ligado durante essa operação com o acelerador fechado. O calor auxilia na vaporização do combustível e ajuda a prevenir a formação de gelo no carburador. Periodicamente, abra o acelerador suavemente por alguns segundos para manter o motor aquecido; caso contrário, o aquecedor do carburador pode não fornecer calor suficiente para evitar a formação de gelo.

O uso do aquecimento do carburador causa uma diminuição na potência do motor, às vezes de até 15%, porque o ar aquecido é menos denso do que o ar externo que estava entrando no motor. Isso enriquece a mistura. Quando há gelo presente em uma aeronave com hélice de passo fixo e o aquecimento do carburador está sendo usado, há uma diminuição na rpm, seguida por um aumento gradual da rpm à medida que o gelo derrete. O motor também deve funcionar mais suavemente depois que o gelo for removido. Se não houver gelo presente, a rpm diminui e depois permanece constante. Quando o aquecimento do carburador é usado em uma aeronave com hélice de passo constante e há gelo presente, é notada uma diminuição na pressão do coletor, seguida por um aumento gradual. Se a formação de gelo no carburador não estiver presente, o aumento gradual na pressão do coletor não será aparente até que o aquecimento do carburador seja desligado.

É imperativo que um piloto reconheça a formação de gelo no carburador quando ocorrer durante o voo para evitar perda de potência, altitude e/ou velocidade aerodinâmica. Esses sintomas às vezes podem ser acompanhados por vibração ou irregularidade no motor. Assim que uma perda de potência for percebida, ação imediata deve ser tomada para eliminar o gelo já formado no carburador e prevenir a formação adicional de gelo. Isso é feito aplicando aquecimento total do carburador, o que reduzirá ainda mais a potência e pode causar irregularidade no motor à medida que o gelo derretido passa pelo motor. Esses sintomas podem durar de 30 segundos a vários minutos, dependendo da gravidade do gelo. Durante este período, o piloto deve resistir à tentação de diminuir o uso do aquecimento do carburador. O aquecimento do carburador deve permanecer na posição total LIGADO até que a potência normal retorne.

Como o uso do aquecimento do carburador tende a reduzir a potência do motor e aumentar a temperatura de operação, o calor do carburador não deve ser usado quando a potência total é necessária (como durante a decolagem) ou durante a operação normal do motor, exceto para verificar a presença ou remover o gelo do carburador.

INDICADOR DE TEMPERATURA DO AR DO CARBURADOR

Algumas aeronaves estão equipadas com um indicador de temperatura do ar do carburador, que é útil para detectar condições potenciais de formação de gelo. Geralmente, o visor do indicador é calibrado em graus Celsius, com um arco amarelo indicando as temperaturas do ar do carburador onde a formação de gelo pode ocorrer. Este arco amarelo geralmente varia entre -15°C e +5°C (5°F e 41°F). Se a temperatura e o teor de umidade do ar forem tais que a formação de gelo no carburador seja improvável, o motor pode ser operado com o indicador na faixa amarela sem efeitos adversos. Se as condições atmosféricas forem propícias à formação de gelo no carburador, o indicador deve ser mantido fora do arco amarelo com a aplicação do aquecimento do carburador.

Certos indicadores de temperatura do ar do carburador têm uma radial vermelha que indica a temperatura máxima permitida do ar admitido pelo carburador recomendada pelo fabricante do motor. Se presente, um arco verde indica a faixa de operação normal.

INDICADOR DE TEMPERATURA DO AR EXTERIOR

A maioria das aeronaves também está equipada com um indicador de temperatura do ar exterior (OAT, do inglês *Outside Air Temperature*) calibrado em graus Celsius e Fahrenheit. Ele fornece a temperatura do ar exterior ou ambiente para calcular a velocidade aerodinâmica verdadeira e é útil para detectar condições potenciais de formação de gelo.

SISTEMAS DE INJEÇÃO DE COMBUSTÍVEL

Em um sistema de injeção de combustível, o combustível é injetado diretamente nos cilindros, ou logo antes da válvula de admissão. A entrada de ar para o sistema de injeção de combustível é semelhante àquela usada em um sistema de carburador, com uma fonte de ar alternativa localizada dentro da carenagem do motor. Essa fonte é usada se a fonte de ar externa estiver obstruída. A fonte de ar alternativa geralmente é operada automaticamente, com um sistema manual de backup que pode ser usado se o recurso automático apresentar falhas.

Um sistema de injeção de combustível geralmente é composto por seis componentes básicos: uma bomba de combustível acionada pelo motor, uma unidade de controle ar-combustível, um coletor de combustível (distribuidor de combustível), bicos de descarga, uma bomba de combustível auxiliar e indicadores de pressão/fluxo de combustível. [Figura 13]

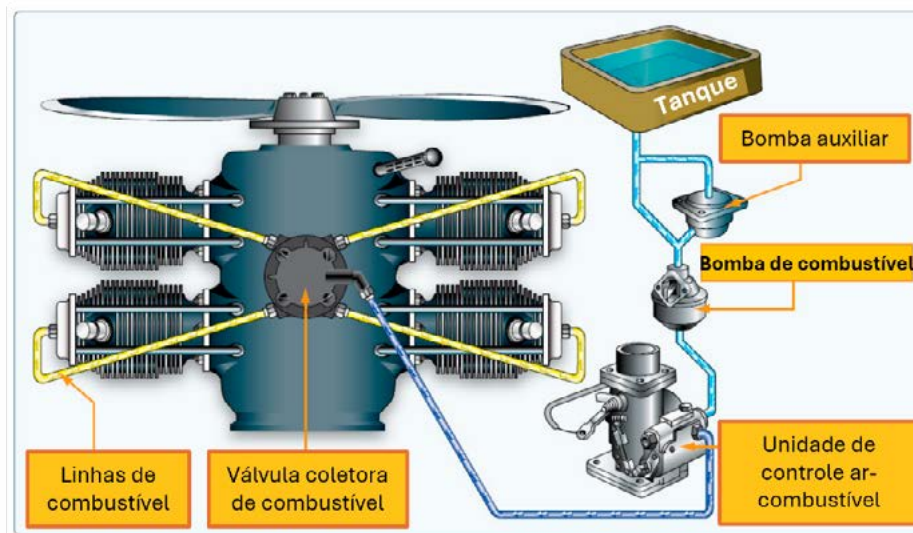


Figura 13. Sistema de injeção de combustível.

A bomba de combustível auxiliar fornece combustível sob pressão para a unidade de controle ar-combustível para partida do motor e em situações de emergência. Após a partida, a bomba de combustível acionada pelo motor fornece combustível sob pressão do tanque de combustível para a unidade de controle ar-combustível. Esta unidade de controle, que essencialmente substitui o carburador, dosa o combustível com base na configuração do controle de mistura e o envia à válvula do coletor de combustível a uma taxa controlada pelo acelerador.

Depois de atingir a válvula do coletor de combustível, o combustível é distribuído para os bicos de descarga individuais. Os bicos de descarga, que estão localizados em cada cabeçote de cilindro, injetam a mistura ar-combustível diretamente em cada porta de admissão do cilindro.

Um sistema de injeção de combustível é considerado menos suscetível à formação de gelo do que um sistema de carburador, mas a formação de gelo de impacto na entrada de ar é uma possibilidade em ambos os sistemas. A formação de gelo de impacto ocorre quando o gelo se forma na parte exterior da aeronave e bloqueia aberturas, como a entrada de ar do sistema de injeção.

As vantagens do uso da injeção de combustível são:

- Redução na formação de gelo por evaporação.
- Melhor fluxo de combustível.
- Resposta mais rápida do acelerador.
- Controle preciso da mistura.
- Melhor distribuição de combustível.
- Partidas mais fáceis em clima frio.

A seguir, as desvantagens do uso da injeção de combustível:

- Dificuldade em iniciar um motor quente.
- Bloqueios de vapor durante operações em solo em dias quentes.
- Problemas associados à reinicialização de um motor por falta de combustível.

SOBREALIMENTADORES E TURBO-SOBREALIMENTADORES

Para aumentar a potência de um motor, os fabricantes desenvolveram sistemas de indução forçada chamados sistemas de sobrealimentador e turbo-sobrealimentador. Ambos comprimem o ar de admissão para aumentar sua densidade. A diferença chave está na fonte de energia. Um sobrealimentador depende de uma bomba de ar ou compressor acionado pelo motor, enquanto um turbo-sobrealimentador obtém sua potência do fluxo de escape que passa por uma turbina, que por sua vez aciona o compressor. Aeronaves com esses sistemas têm um medidor de pressão do coletor, que exibe a pressão do coletor (MAP, do inglês Manifold Absolute Pressure) dentro do coletor de admissão do motor.

Em um dia padrão ao nível do mar, com o motor desligado, o medidor de pressão do coletor indica a pressão absoluta do ar ambiente de 29,92"Hg. Como a pressão atmosférica diminui aproximadamente 1"Hg por 1.000 pés de aumento de altitude, o medidor de pressão do coletor indica aproximadamente 24,92"Hg em um aeroporto que está a 5.000 pés acima do nível do mar com condições de dia padrão.

Ao subir, uma aeronave normalmente aspirada eventualmente atinge uma altitude em que a MAP é insuficiente para uma subida normal. Esse limite de altitude é conhecido como o teto de serviço da aeronave, e é diretamente afetado pela capacidade do motor de produzir potência. Se o ar de indução que entra no motor for pressurizado ou impulsionado, seja por um sobrealimentador ou por um turbo-sobrealimentador, o teto de serviço da aeronave pode ser aumentado. Com esses sistemas, uma aeronave pode voar em altitudes mais elevadas com a vantagem de maiores velocidades aerodinâmicas verdadeiras e a capacidade aumentada de contornar condições meteorológicas adversas.

SOBREALIMENTADORES

Um sobrealimentador é uma bomba de ar ou compressor acionado pelo motor que fornece ar comprimido ao motor para aumentar a pressão adicional ao ar de admissão para que o motor possa produzir potência adicional. Ele aumenta a pressão do coletor e força a mistura ar-combustível nos cilindros. Uma pressão no coletor mais alta aumenta a densidade da mistura ar-combustível e aumenta a potência que um motor pode produzir. Com um motor normalmente aspirado, não é possível ter uma pressão no coletor mais alta do que a pressão atmosférica existente. Um sobrealimentador é capaz de aumentar a pressão do coletor acima de 30"Hg.

Por exemplo, a 8.000 pés, um motor típico é capaz de produzir 76% da potência que poderia produzir ao nível do mar (MSL, do inglês *Mean Sea Level*) porque o ar é menos denso na altitude mais alta. O sobrealimentador comprime o ar para uma densidade maior, permitindo que um motor sobrealimentado produza a mesma pressão no coletor em altitudes mais elevadas como poderia produzir ao nível do mar. Assim, um motor a 8.000 pés acima do nível do mar ainda poderia produzir 25"Hg de pressão no coletor, enquanto, sem um sobrealimentador, só poderia produzir 22"Hg. Os sobrealimentadores são especialmente valiosos em altitudes elevadas (como 18.000 pés), onde a densidade do ar é 50% da do nível do mar. O uso de um sobrealimentador em muitos casos fornecerá ar ao motor com a mesma densidade que tinha ao nível do mar.

Os componentes em um sistema de indução sobrealimentado são semelhantes aos de um sistema aspirado normal, com a adição de um sobrealimentador entre o dispositivo de medição de combustível e o coletor de admissão. Um sobrealimentador é acionado pelo motor por meio de uma engrenagem em uma velocidade, duas velocidades ou velocidades variáveis. Além disso, os sobrealimentadores podem ter uma ou mais etapas. Cada etapa também proporciona um aumento na pressão e os sobrealimentadores podem ser classificados como de estágio único, de dois estágios ou de múltiplos estágios, dependendo do número de vezes que ocorre a compressão.

Uma versão inicial de um sobrealimentador de estágio único e única velocidade pode ser referida como um sobrealimentador ao nível do mar. Um motor equipado com esse tipo de sobrealimentador é chamado de motor ao nível do mar. Com esse tipo de sobrealimentador, um único impulsor acionado por engrenagens é usado para aumentar a potência produzida por um motor em todas as altitudes. A desvantagem desse tipo de sobrealimentador é uma diminuição na potência de saída do motor com o aumento da altitude.

Sobrealimentadores de estágio único e única velocidade são encontrados em muitos motores radiais de alta potência e usam uma entrada de ar voltada para a frente para que o sistema de indução possa aproveitar ao máximo o ar de impacto.

O ar de admissão passa por dutos até chegar ao carburador, onde o combustível é dosado proporcionalmente ao volume de ar admitido. A carga ar-combustível é então direcionada para o sobrealimentador, ou rotor do compressor, que acelera a mistura ar-combustível para fora. Uma vez acelerada, a mistura ar-combustível passa por um difusor, onde a velocidade do ar é trocada por energia de pressão. Após a compressão, a mistura ar-combustível sob alta pressão resultante é direcionada para os cilindros.

Alguns dos grandes motores radiais desenvolvidos durante a Segunda Guerra Mundial têm um sobrealimentador de estágio único e duas velocidades. Com este tipo de sobrealimentador, um único rotor pode ser operado em duas velocidades. A velocidade baixa do rotor é frequentemente chamada de configuração de baixa pressão de impulso, enquanto a velocidade alta é chamada de configuração de alta pressão de impulso. Em motores equipados com um sobrealimentador de duas velocidades, uma alavanca ou interruptor no cockpit ativa uma embreagem operada a óleo que alterna de uma velocidade para outra.

Sob operações normais, a decolagem é feita com o sobrealimentador na posição de baixa pressão de impulso. Nesse modo, o motor opera como um motor impulsionado no solo, e a potência de saída diminui à medida que a aeronave ganha altitude. No entanto, uma vez que a aeronave atinge uma altitude especificada, é realizada uma redução de potência e o controle do sobrealimentador é alternado para a posição de alta pressão de impulso. O acelerador é então ajustado para a pressão no coletor desejada. Um motor equipado com esse tipo de sobrealimentador é chamado de motor de altitude. [Figura 14]

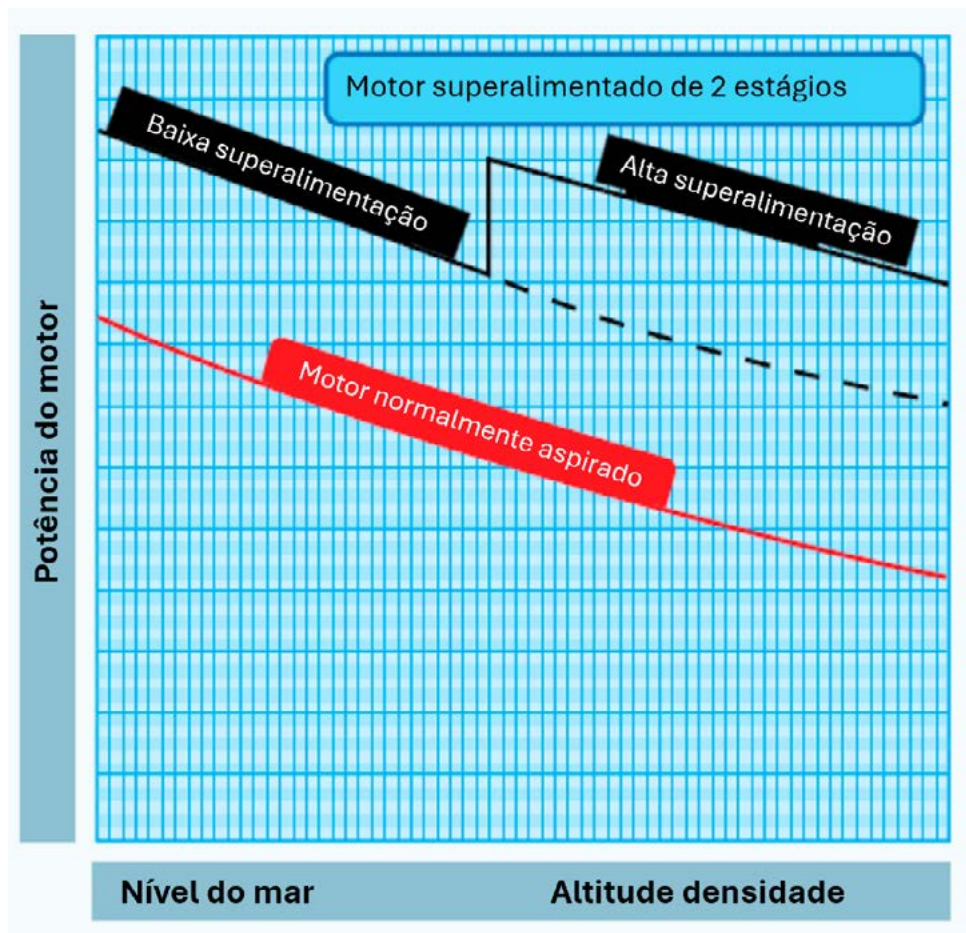


Figura 14. Potência de saída de um motor normalmente aspirado comparado a um motor superalimentado de dois estágios e duas velocidades.

TURBO-SOBREALIMENTADORES

O método mais eficiente de aumentar a potência de um motor é usando um turbo-sobrealimentador ou turbocompressor.

Instalado em um motor, este impulsor utiliza os gases de escape do motor para acionar um compressor de ar a fim de aumentar a pressão do ar que entra no motor através do carburador ou sistema de injeção de combustível para aumentar a potência em altitudes mais elevadas.

A principal desvantagem do sobrealimentador acionado por engrenagens – uso de uma grande quantidade da potência de saída do motor para a quantidade de aumento de potência produzido – é evitada com um turboalimentador porque os turboalimentadores são alimentados pelos gases de escape do motor. Isso significa que um turboalimentador recupera energia dos gases de escape quentes que, de outra forma, seriam perdidos.

Uma segunda vantagem dos turboalimentadores sobre os sobrealimentadores é a capacidade de manter o controle sobre a potência de saída nominal do motor do nível do mar até a altitude crítica do motor. A altitude crítica é a altitude máxima em que um motor turboalimentado pode produzir sua potência nominal. Acima da altitude crítica, a potência de saída começa a diminuir, como acontece com um motor naturalmente aspirado.

Os turboalimentadores aumentam a pressão do ar de admissão do motor, o que permite ao motor desenvolver potência do nível do mar ou maior em altitudes mais elevadas. Um turboalimentador é composto por dois elementos principais: um compressor e uma turbina. A seção do compressor abriga um rotor que gira a uma alta velocidade. À medida que o ar de admissão é aspirado pelas pás do rotor, o rotor acelera o ar, permitindo que um grande volume de ar seja aspirado para dentro da carcaça do compressor. A ação do rotor produz posteriormente ar de alta pressão e alta densidade que é entregue ao motor. Para girar o rotor, os gases de escape do motor são usados para acionar uma roda da turbina que está montada na extremidade oposta do eixo de acionamento do rotor. Direcionando diferentes quantidades de gases de escape para fluir sobre a turbina, mais energia pode ser extraída, fazendo com que o rotor forneça mais ar comprimido ao motor. O wastegate, essencialmente uma válvula borboleta ajustável instalada no sistema de escape, é usado para variar a massa de gases de escape que fluem para a turbina. Quando fechado, a maioria dos gases de escape do motor é forçada a passar pela turbina. Quando aberto, os gases de escape são permitidos a contornar a turbina, fluindo diretamente para fora através do tubo de escape do motor. [Figura 15] Como a temperatura de um gás aumenta quando é comprimido, a turboalimentação faz com que a temperatura do ar de admissão aumente. Para reduzir essa temperatura e diminuir o risco de detonação, muitos motores turboalimentados usam um intercooler. Este pequeno trocador de calor utiliza o ar externo para resfriar o ar comprimido quente antes de entrar no dispositivo de medição de combustível.

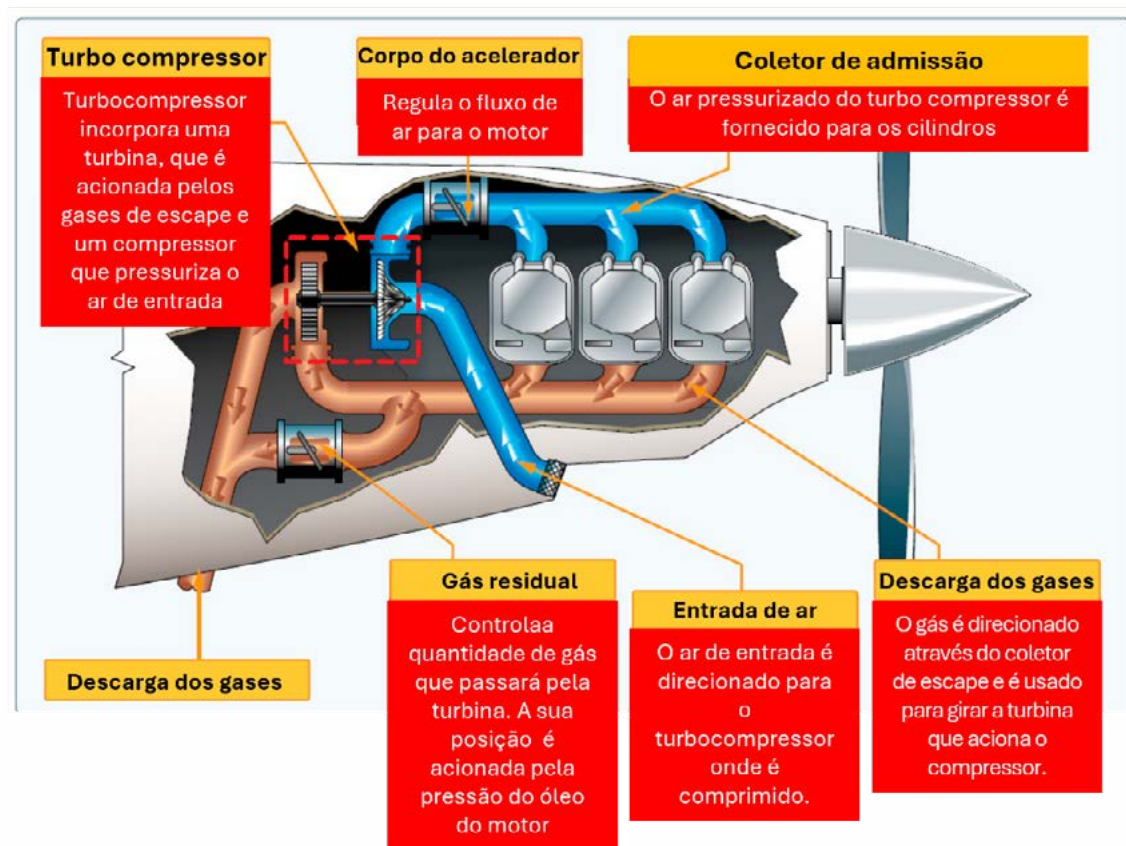


Figura 15. Componentes do Turboalimentador.

OPERAÇÃO DO SISTEMA

Na maioria dos motores turboalimentados modernos, a posição da válvula de alívio é controlada por um mecanismo de controle de sensibilidade à pressão acoplado a um atuador. Óleo do motor direcionado para dentro ou para longe deste atuador move a posição da válvula de alívio. Nestes sistemas, o atuador é automaticamente posicionado para produzir a MAP desejada simplesmente alterando a posição do controle do acelerador.

Outros projetos de sistema de turboalimentação usam um controle manual separado para posicionar a válvula de alívio. Com controle manual, o manômetro de pressão do coletor deve ser monitorado de perto para determinar quando a MAP desejada foi alcançada. Os sistemas manuais são frequentemente encontrados em aeronaves que foram modificadas com sistemas de turboalimentação pós-venda. Esses sistemas exigem considerações operacionais especiais. Por exemplo, se a válvula de alívio for deixada fechada após uma descida de altitude elevada, é possível produzir uma pressão no coletor que excede as limitações do motor. Essa condição, chamada de sobrepressão, pode causar detonação severa devido ao efeito de empobrecimento resultante do aumento da densidade do ar durante a descida.

Embora um sistema automático de válvula de alívio seja menos propenso a experimentar uma condição de sobrepressão, ainda pode ocorrer. Se a potência de decolagem for aplicada enquanto a temperatura do óleo do motor estiver abaixo de sua faixa de operação normal, o óleo frio pode não fluir para fora do atuador da válvula de alívio rapidamente o suficiente para evitar uma sobrepressão. Para ajudar a evitar a sobrepressurização, avance o acelerador com cautela para não exceder os limites máximos de pressão no coletor.

Um piloto que voa com uma aeronave equipada com um turboalimentador deve estar ciente das limitações do sistema. Por exemplo, uma turbina e um rotor do turboalimentador podem operar em velocidades de rotação superiores a 80.000 rpm enquanto em temperaturas extremamente altas. Para alcançar alta velocidade de rotação, os rolamentos dentro do sistema devem ser constantemente lubrificados com óleo do motor para reduzir as forças de atrito e a alta temperatura. Para obter lubrificação adequada, a temperatura do óleo deve estar na faixa de operação normal antes de aplicar configurações de alta aceleração. Além disso, permita que o turboalimentador esfrie e que a turbina desacelere antes de desligar o motor. Caso contrário, o óleo restante na carcaça do rolamento ferverá, causando a formação de depósitos de carbono nos rolamentos e no eixo. Esses depósitos deterioram rapidamente a eficiência e a vida útil do turboalimentador. Para mais limitações, consulte o AFM/POH.

DESEMPENHO EM GRANDES ALTITUDES

Conforme uma aeronave equipada com um sistema de turboalimentação sobe, a válvula de alívio é gradualmente fechada para manter a pressão no coletor máxima permitida. Quando a válvula de alívio é totalmente fechada, aumentos adicionais na altitude fazem com que a pressão do coletor diminua. Esta é a altitude crítica, que é estabelecida pelo fabricante da aeronave ou do motor. Ao avaliar o desempenho do sistema de turboalimentação, esteja ciente de que, se a pressão do coletor diminuir antes da altitude crítica especificada, o motor e o sistema de turboalimentação devem ser inspecionados por um técnico de manutenção de aviação qualificado (AMT) para verificar se o sistema está funcionando corretamente.

SISTEMA DE IGNIÇÃO

Em um motor de ignição por faísca, o sistema de ignição fornece uma faísca que inflama a mistura ar-combustível nos cilindros e é composto de magnetos, velas de ignição, cabos de alta tensão e uma chave de ignição. [Figura 16] Um magneto usa um ímã permanente para gerar uma corrente elétrica completamente independente do sistema elétrico da aeronave. O magneto gera uma tensão suficientemente alta para saltar uma faísca através da folga da vela de ignição em cada cilindro. O sistema começa a funcionar quando o motor de partida é acionado e o virabrequim começa a girar. Ele continua a operar sempre que o virabrequim está girando.

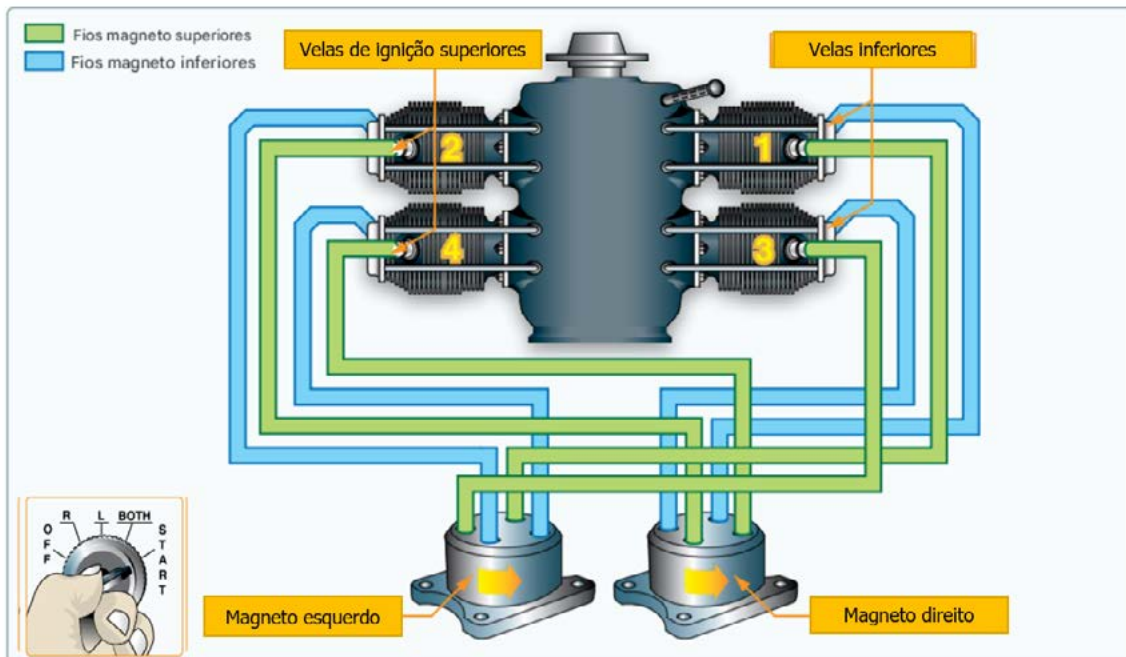


Figura 16. Componentes do sistema de Ignição.

A maioria das aeronaves certificadas como padrão incorpora um sistema de ignição duplo com dois magnetos individuais, conjuntos separados de fios e velas de ignição para aumentar a confiabilidade do sistema de ignição. Cada magneto opera de forma independente para acionar uma das duas velas de ignição em cada cilindro. O disparo de duas velas de ignição melhora a combustão da mistura ar-combustível e resulta em uma saída de energia ligeiramente maior. Se um dos magnetos falhar, o outro não é afetado. O motor continua a operar normalmente, embora seja esperada uma ligeira diminuição na potência do motor. O mesmo ocorre se uma das duas velas de ignição em um cilindro falhar.

A operação do magneto é controlada no cockpit pela chave de ignição. A chave tem cinco posições:

1. OFF (Desligado).
2. R (direita).
3. L (esquerda).
4. AMBOS.
5. START (Partida).

Com a posição DIREITA ou ESQUERDA selecionada, apenas o magneto associado é ativado. O sistema opera em ambos os magnetos quando AMBOS é selecionado.

Um sistema de ignição com mau funcionamento pode ser identificado durante a verificação pré-decolagem observando a diminuição nas RPM que ocorre quando a chave de ignição é movida pela primeira vez de AMBOS para DIREITA e depois de AMBOS para ESQUERDA. Uma pequena queda nas RPM do motor é normal durante esta verificação. A diminuição permitida é listada no AFM ou POH. Se o motor parar de funcionar quando mudado para um magneto ou se a queda de RPM exceder o limite permitido, não voe com a aeronave até que o problema seja corrigido. A causa poderia ser velas de ignição sujas, fios quebrados ou em curto entre o magneto e as velas, ou disparo inadequado das velas. Deve-se observar que “nenhuma queda” na RPM não é normal e, nesse caso, a aeronave não deve ser voada.

Após o desligamento do motor, gire a chave de ignição para a posição OFF. Mesmo com os interruptores da bateria e mestre DESLIGADOS, o motor pode dar partida e girar se a chave de ignição for deixada LIGADA e a hélice for movida, pois o magneto não requer fonte externa de energia elétrica. Esteja ciente do potencial de lesões graves nesta situação.

Mesmo com a chave de ignição na posição OFF, se o fio terra entre o magneto e a chave de ignição se desconectar ou quebrar, o motor pode dar partida acidentalmente se a hélice for movida com combustível residual no cilindro. Se isso ocorrer, a única maneira de parar o motor é mover a alavanca de mistura para a posição de corte de marcha lenta e, em seguida, fazer o sistema ser verificado por um AMT qualificado.

SISTEMAS DE ÓLEO

O sistema de óleo do motor executa várias funções importantes:

- Lubrificação das partes móveis do motor.
- Refrigeração do motor, reduzindo o atrito.
- Remoção de calor dos cilindros.
- Fornecimento de vedação entre as paredes do cilindro e os pistões.
- Remoção de contaminantes.

Os motores a pistão utilizam sistemas de óleo do tipo cárter úmido ou cárter seco. Em um sistema de cárter úmido, o óleo está localizado em um cárter que é parte integrante do motor. Em um sistema de cárter seco, o óleo é contido em um tanque separado e circula através do motor por bombas. [Figura 17] O componente principal de um sistema de cárter úmido é a bomba de óleo, que retira o óleo do cárter e o encaminha para o motor. Após passar pelo motor, o óleo retorna ao cárter. Em alguns motores, a lubrificação adicional é fornecida pelo virabrequim giratório, que respinga óleo em partes do motor.

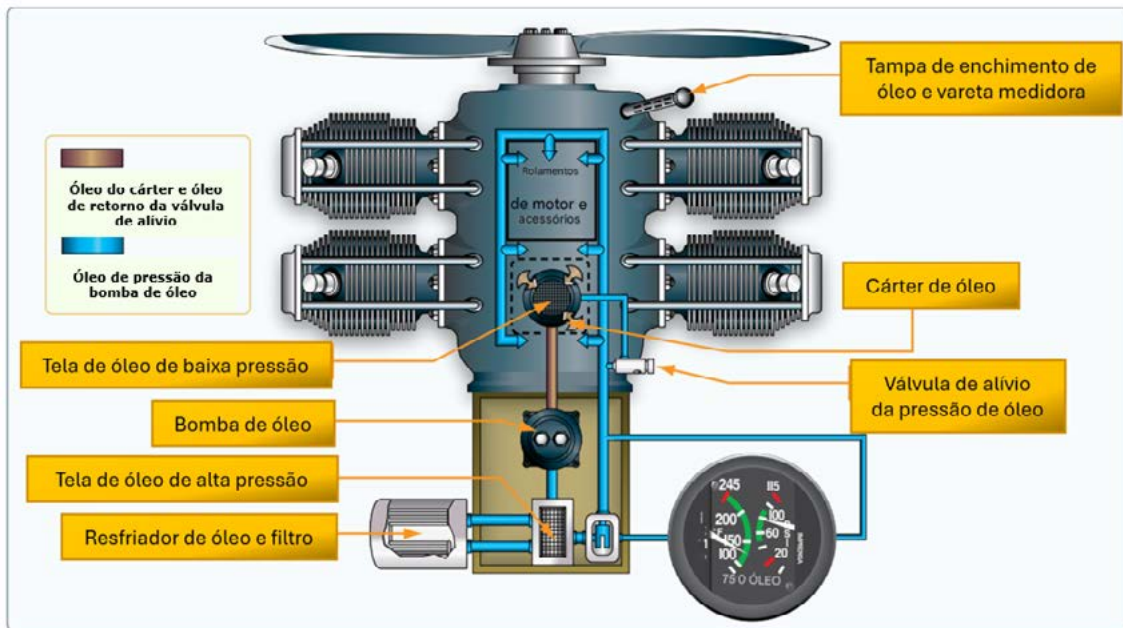


Figura 17. Sistema de óleo de cárter úmido.

Uma bomba de óleo também fornece pressão de óleo em um sistema de cárter seco, mas a fonte do óleo está localizada externamente ao motor em um tanque de óleo separado. Após o óleo ser encaminhado através do motor, ele é bombeado das várias localizações no motor de volta para o tanque de óleo por bombas de drenagem. Os sistemas de cárter seco permitem que um volume maior de óleo seja fornecido ao motor, tornando-os mais adequados para motores a pistão muito grandes.

O medidor de pressão de óleo fornece uma indicação direta da operação do sistema de óleo. Ele mostra a pressão em libras por polegada quadrada (psi) do óleo fornecido ao motor. O verde indica a faixa de operação normal, enquanto o vermelho indica as pressões mínima e máxima. Deve haver uma indicação de pressão de óleo durante a partida do motor. Consulte o AFM/POH para as limitações do fabricante.

O medidor de temperatura do óleo mede a temperatura do óleo. Uma área verde mostra a faixa de operação normal, e a linha vermelha indica a temperatura máxima permitida. Ao contrário da pressão do óleo, as mudanças na temperatura do óleo ocorrem mais lentamente. Isso é especialmente perceptível após iniciar um motor frio, quando pode levar vários minutos até que o medidor mostre qualquer aumento na temperatura do óleo.

Verifique periodicamente a temperatura do óleo durante o voo, especialmente ao operar em temperaturas ambiente altas ou baixas. Indicações de alta temperatura do óleo podem sinalizar uma linha de óleo obstruída, baixa quantidade de óleo, um resfriador de óleo bloqueado ou um medidor de temperatura defeituoso. Indicações de baixa temperatura do óleo podem sinalizar viscosidade inadequada do óleo durante operações em clima frio.

A tampa do reservatório de óleo e a vareta de medição (para medir a quantidade de óleo) geralmente são acessíveis por meio de um painel na carenagem do motor. Se a quantidade não atender aos níveis operacionais recomendados pelo fabricante, o óleo deve ser adicionado. O AFM/POH ou placas próximas ao painel de acesso fornecem informações sobre o tipo e peso do óleo corretos, assim como a quantidade mínima e máxima de óleo. [Figura 18]



Figura 18. Sempre verifique o nível de óleo do motor durante a inspeção pré-voo.

SISTEMAS DE REFRIGERAÇÃO DO MOTOR

O combustível queimado dentro dos cilindros produz calor intenso, a maior parte do qual é expelida através do sistema de escape. Grande parte do calor restante, no entanto, deve ser removido, ou pelo menos, dissipado, para evitar o superaquecimento do motor. Caso contrário, as temperaturas extremamente altas do motor podem levar à perda de potência, consumo excessivo de óleo, detonação e danos sérios ao motor.

Enquanto o sistema de óleo é vital para a refrigeração interna do motor, um método adicional de resfriamento é necessário para a superfície externa do motor. A maioria das aeronaves pequenas é refrigerada a ar, embora algumas sejam refrigeradas a líquido.

A refrigeração a ar é realizada pelo fluxo de ar para o compartimento do motor através de aberturas na frente da carenagem do motor. Defletores direcionam esse ar sobre as aletas fixadas nos cilindros e outras partes do motor, onde o ar absorve o calor do motor. A expulsão do ar quente ocorre através de uma ou mais aberturas na porção inferior e traseira da carenagem do motor. [Figura 19] O ar externo entra no compartimento do motor através de uma entrada atrás do cubo

da hélice. Defletores o direcionam para as partes mais quentes do motor, principalmente aos cilindros, que possuem aletas que aumentam a área exposta ao fluxo de ar.

O sistema de refrigeração a ar é menos eficaz durante operações em solo, decolagens, arremetidas e outros períodos de operação em alta potência e baixa velocidade do ar. Por outro lado, descidas em alta velocidade fornecem excesso de ar e podem resfriar o motor rapidamente, sujeitando-o a flutuações abruptas de temperatura.

Operar o motor em temperaturas superiores às projetadas pode causar perda de potência, consumo excessivo de óleo e detonação. Também pode causar danos permanentes graves, como riscar as paredes do cilindro, danificar os pistões e anéis e queimar e deformar as válvulas. Monitorar os instrumentos de temperatura do motor no cockpit ajuda a evitar altas temperaturas de operação.

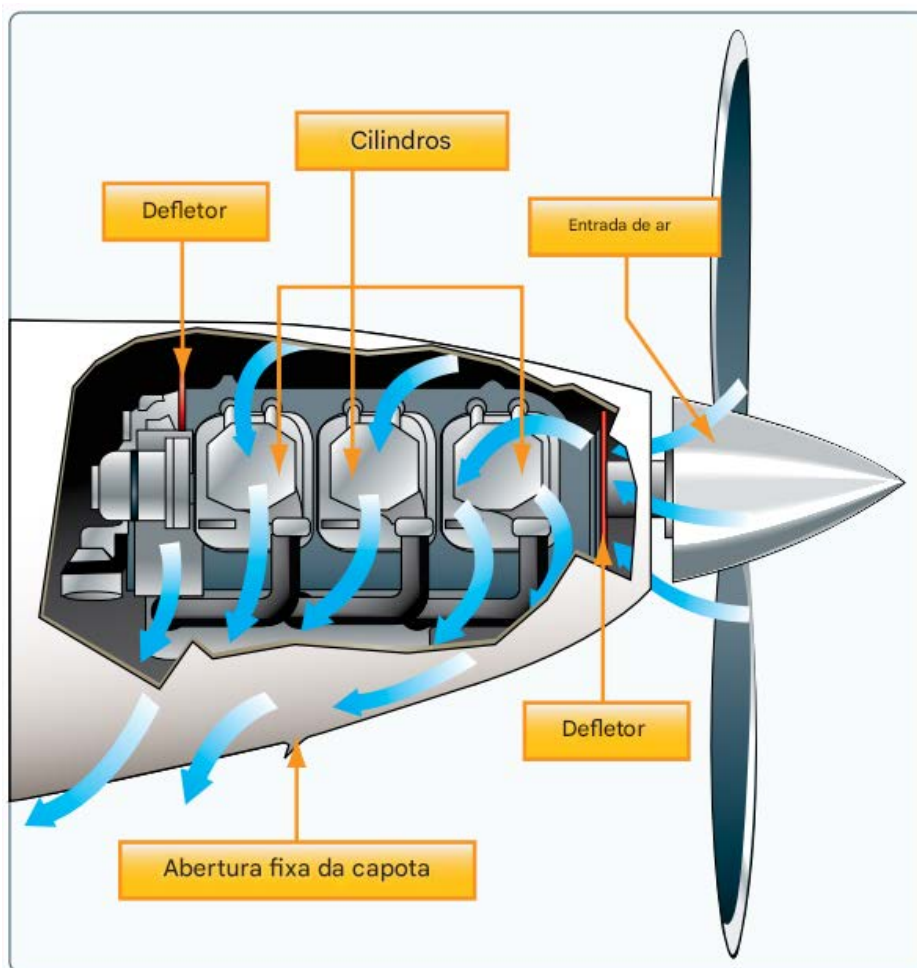


Figura 19. O ar externo auxilia no resfriamento do motor.

Em condições de operação normais em aeronaves não equipadas com flaps da carenagem, a temperatura do motor pode ser controlada alterando a velocidade do ar ou a potência de saída do motor. Temperaturas elevadas do motor podem ser reduzidas aumentando a velocidade do ar e/ou reduzindo a potência.

O indicador de temperatura do óleo fornece uma indicação indireta e retardada do aumento da temperatura do motor, mas pode ser usado para determinar a temperatura do motor se este for o único meio disponível.

A maioria das aeronaves é equipada com um medidor de temperatura da cabeça do cilindro que indica uma mudança direta e imediata na temperatura do cilindro. Este instrumento pode ser calibrado em graus Celsius ou Fahrenheit e geralmente é colorido com uma faixa verde para indicar a faixa de operação normal. Uma linha vermelha no instrumento indica a temperatura máxima permitida da cabeça do cilindro.

Para evitar temperaturas excessivas da cabeça do cilindro, aumente a velocidade do ar, enriqueça a mistura ar-combustível e/ou reduza a potência. Qualquer um desses procedimentos ajuda a reduzir a temperatura do motor. Em aeronaves equipadas com flaps de arrefecimento, use as posições dos flaps para controlar a temperatura. Os flaps de arrefecimento são coberturas articuladas que se encaixam sobre a abertura pela qual o ar quente é expelido. Se a temperatura do motor estiver baixa, os flaps de arrefecimento podem ser fechados, restringindo assim o fluxo de ar quente expelido e aumentando a temperatura do motor. Se a temperatura do motor estiver alta, os flaps de arrefecimento podem ser abertos para permitir um maior fluxo de ar pelo sistema, reduzindo assim a temperatura do motor.

SISTEMAS DE ESCAPE

Os sistemas de escape do motor expulsam os gases de combustão queimados para fora, fornecem calor para a cabine e descongelam o para-brisa. Um sistema de escape possui tubulação de escape conectada aos cilindros, bem como um silenciador e um invólucro de silenciador. Os gases de escape são expulsos do cilindro através da válvula de escape e depois através do sistema de tubulação de escape para a atmosfera.

Para o aquecimento da cabine, o ar externo é aspirado pela entrada de ar e é canalizado por meio de um invólucro ao redor do silenciador. O silenciador é aquecido pelos gases de escape que saem e, por sua vez, aquece o ar ao redor do silenciador. Este ar aquecido é então canalizado para a cabine para aplicações de calor e descongelamento. O calor e o descongelamento são controlados no cockpit e podem ser ajustados ao nível desejado.

Os gases de escape contêm grandes quantidades de monóxido de carbono, que é inodoro e incolor. O monóxido de carbono é mortal e sua presença é praticamente impossível de detectar. Para garantir que os gases de escape sejam expelidos corretamente, o sistema de escape deve estar em boas condições e livre de rachaduras.

Alguns sistemas de escape possuem uma sonda de EGT. Esta sonda transmite o EGT para um instrumento no cockpit. O medidor de EGT mede a temperatura dos gases no coletor de escape. Esta temperatura varia com a proporção de combustível para ar que entra nos cilindros e pode ser usada como base para regular a mistura ar-combustível.

O medidor de EGT é altamente preciso ao indicar a configuração correta da mistura ar-combustível. Ao usar o EGT para auxiliar no ajuste da mistura ar-combustível, o consumo de combustível pode ser reduzido. Para procedimentos específicos, consulte as recomendações do fabricante para ajuste da mistura ar-combustível.

SISTEMA DE PARTIDA

A maioria das pequenas aeronaves utiliza um sistema de partida elétrica direta por acionamento. Este sistema consiste em uma fonte de eletricidade, fiação, interruptores e solenóides para operar o arranque e um motor de partida. A maioria das aeronaves possui motores de partida que se engatam e desengatam automaticamente quando são operados, mas algumas aeronaves mais antigas possuem motores de partida que são engatados mecanicamente por uma alavanca acionada pelo piloto. O motor de partida engata o volante da aeronave, girando o motor a uma velocidade que permite o início e a manutenção da operação do motor.

A energia elétrica para a partida é normalmente fornecida por uma bateria a bordo, mas também pode ser fornecida por energia externa através de uma tomada de energia externa. Quando o interruptor da bateria é ligado, a eletricidade é fornecida ao barramento de energia principal através do solenóide da bateria. Tanto o motor de partida quanto o interruptor do motor de partida retiram corrente do barramento principal, mas o motor de partida não funcionará até que o solenóide de partida seja energizado ao girar o interruptor do motor de partida para a posição “start”. Quando o interruptor de partida é liberado da posição “start”, o solenóide remove a energia do motor de partida. O motor de partida é protegido contra ser acionado pelo motor através de uma embreagem no acionamento do motor de partida que permite que o motor funcione mais rápido que o motor de partida. [Figura 20]

Ao iniciar um motor, as regras de segurança e cuidado devem ser rigorosamente observadas. Uma das regras de segurança mais importantes é garantir que não haja ninguém perto da hélice antes de iniciar o motor. Além disso, as rodas devem estar calçadas e os freios acionados para evitar riscos causados por movimentos não intencionais. Para evitar danos à hélice e à propriedade, a aeronave deve estar em uma área onde a hélice não levante cascalho ou poeira.

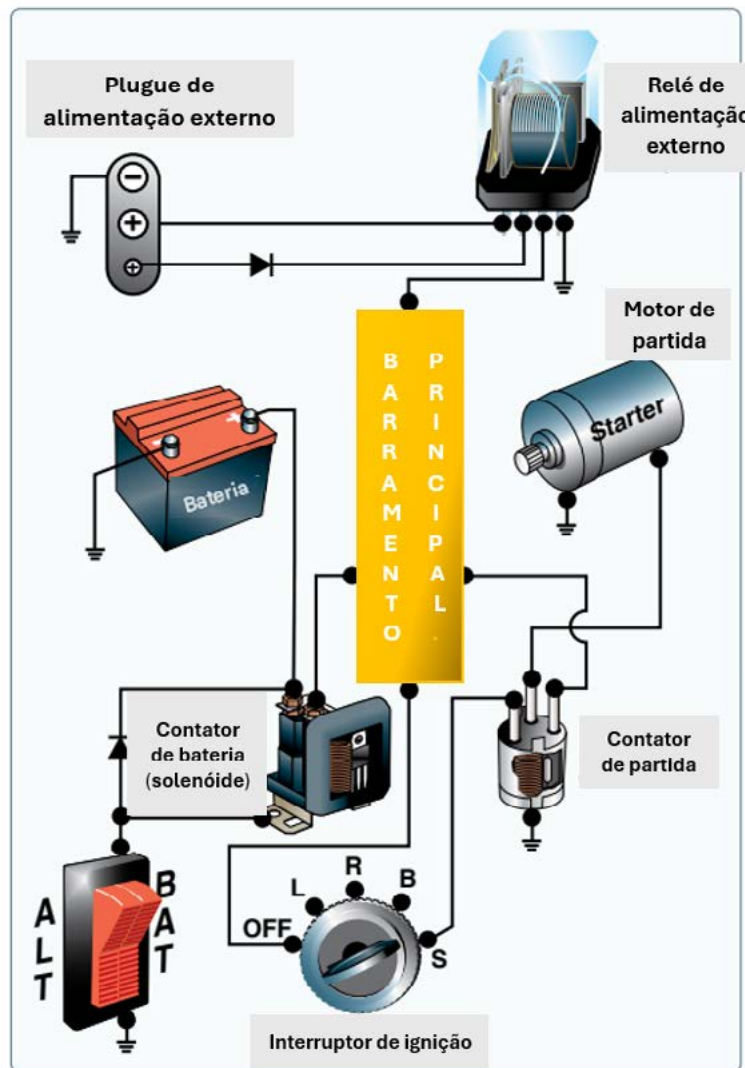


Figura 20. Circuito de partida típico.

COMBUSTÃO

Durante a combustão normal, a mistura ar-combustível queima de maneira muito controlada e previsível. Em um motor de ignição por centelha, o processo ocorre em uma fração de segundos. A mistura realmente começa a queimar no ponto onde é inflamada pelas velas de ignição. Em seguida, a queima se propaga para longe das velas, até que seja completamente consumida.

Esse tipo de combustão provoca um aumento gradual de temperatura e pressão e garante que os gases em expansão transmitam a força máxima ao pistão exatamente no momento certo do tempo de potência.

A detonação é uma ignição explosiva e descontrolada da mistura ar-combustível dentro da câmara de combustão do cilindro. Ela causa temperaturas e pressões excessivas que, se não corrigidas, podem levar rapidamente à falha do pistão, do cilindro ou das válvulas. Em casos menos graves, a detonação causa superaquecimento do motor, aspereza ou perda de potência. [Figura 21] A detonação é caracterizada por altas temperaturas na cabeça do cilindro e é mais provável de ocorrer ao operar em configurações de alta potência. As causas operacionais comuns da detonação são:

- Utilização de um grau de combustível inferior ao especificado pelo fabricante da aeronave.
- Operação do motor com pressões de coletor de admissão extremamente altas em conjunto com baixa RPM.
- Operação do motor em configurações de alta potência com mistura excessivamente magra.
- Manutenção de operações prolongadas em solo ou subidas íngremes nas quais a refrigeração do cilindro é reduzida.

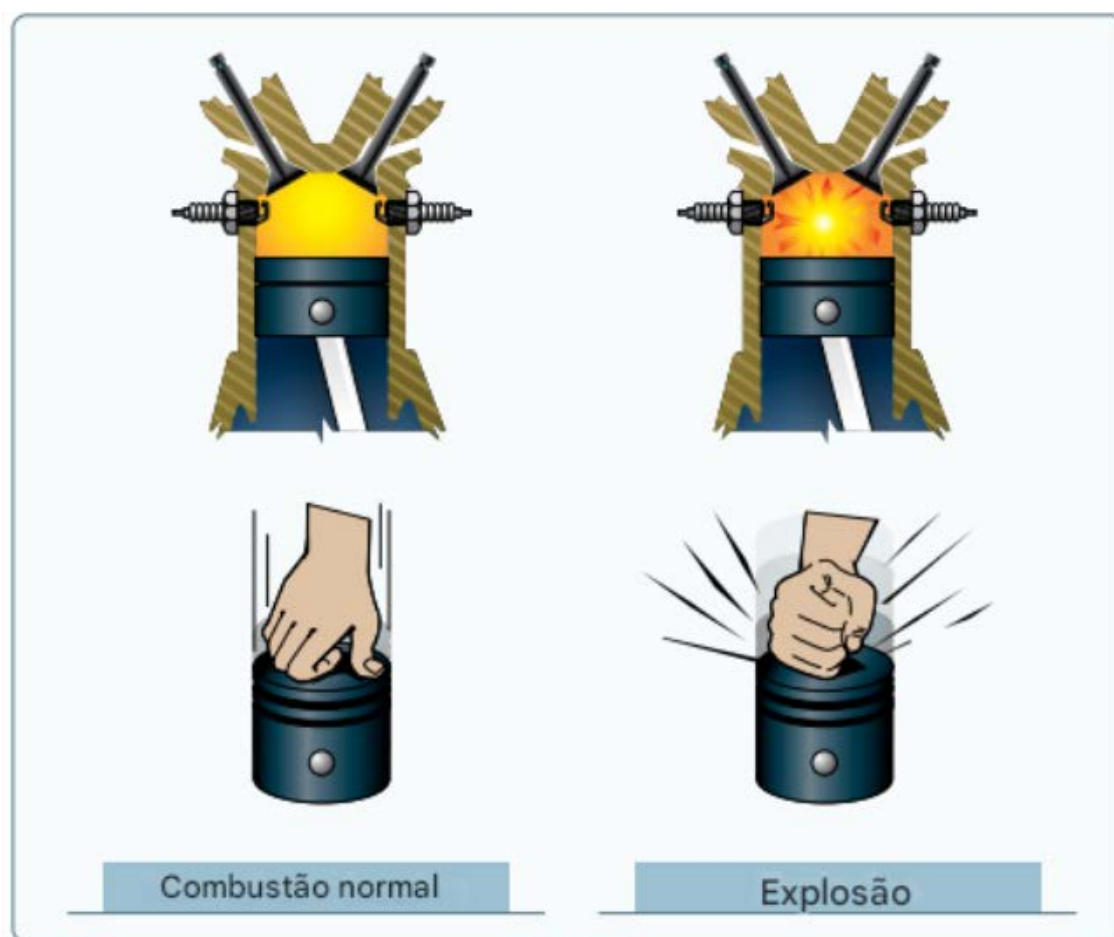


Figura 21. Combustão normal e combustão explosiva.

A detonação pode ser evitada seguindo estas diretrizes básicas durante as várias fases das operações em solo e de voo:

- Garantir que o grau adequado de combustível seja utilizado.
- Manter os flaps de arrefecimento (se disponíveis) na posição totalmente aberta enquanto em solo para proporcionar o máximo fluxo de ar através do capô.
- Utilizar uma mistura de combustível enriquecida, bem como um ângulo de subida raso, para aumentar a refrigeração do cilindro durante a decolagem e a subida inicial.
- Evitar subidas íngremes de alta potência e prolongadas.
- Desenvolver o hábito de monitorar os instrumentos do motor para verificar o funcionamento adequado de acordo com os procedimentos estabelecidos pelo fabricante.

A pré-ignição ocorre quando a mistura ar-combustível se inflama antes do evento de ignição normal do motor. A queima prematura é geralmente causada por um ponto quente residual na câmara de combustão, frequentemente criado por um pequeno depósito de carbono em uma vela de ignição, um isolador de vela de ignição trincado ou outro dano no cilindro que causa um aquecimento suficiente para inflamar a carga ar-combustível. A pré-ignição faz com que o motor perca potência e produza alta temperatura de operação. Assim como a detonação, a pré-ignição também pode causar danos severos ao motor porque os gases em expansão exercem pressão excessiva sobre o pistão enquanto ainda está em seu curso de compressão.

A detonação e a pré-ignição frequentemente ocorrem simultaneamente e uma pode causar a outra. Uma vez que qualquer uma dessas condições causa alta temperatura do motor acompanhada por uma diminuição no desempenho do motor, muitas vezes é difícil distinguir entre as duas. Usar o grau de combustível recomendado e operar o motor dentro de suas faixas adequadas de temperatura, pressão e RPM reduz a chance de detonação ou pré-ignição.

CONTROLE TOTAL DIGITAL DO MOTOR (FADEC)

O FADEC é um sistema composto por um computador digital e componentes auxiliares que controlam o motor e a hélice de uma aeronave. Inicialmente usado em aeronaves com turbina e conhecido como controle eletrônico digital de autoridade total, esses sistemas de controle sofisticados estão sendo cada vez mais usados em aeronaves com motor a pistão.

Em um motor alternativo de ignição por centelha, o FADEC utiliza sensores de velocidade, temperatura e pressão para monitorar o status de cada cilindro. Um computador digital calcula o pulso ideal para cada injetor e ajusta o tempo de ignição conforme necessário para alcançar o desempenho ótimo. Em um motor de ignição por compressão, o FADEC opera de forma semelhante e executa todas as mesmas funções, excluindo aquelas especificamente relacionadas ao processo de ignição por centelha.

Os sistemas FADEC eliminam a necessidade de magnetos, aquecedores de carburador, controles de mistura e preparação do motor. Uma única alavanca de aceleração é característica de uma aeronave equipada com um sistema FADEC. O piloto simplesmente posiciona a alavanca de aceleração na configuração desejada, como partida, marcha lenta, potência de cruzeiro ou potência máxima, e o sistema FADEC ajusta o motor e a hélice automaticamente para o modo selecionado. Não há necessidade de o piloto monitorar ou controlar a mistura ar-combustível.

Durante a partida da aeronave, o FADEC prepara os cilindros, ajusta a mistura e posiciona a alavanca de aceleração com base na temperatura do motor e na pressão ambiente. Durante o voo de cruzeiro, o FADEC monitora constantemente o motor e ajusta o fluxo de combustível e o tempo de ignição individualmente em cada cilindro. Esse controle preciso do processo de combustão muitas vezes resulta em redução do consumo de combustível e aumento da potência.

Os sistemas FADEC são considerados parte essencial do controle do motor e da hélice e podem ser alimentados pelo sistema elétrico principal da aeronave. Em muitas aeronaves, o FADEC usa energia de um gerador separado conectado ao motor. Em qualquer caso, deve haver uma fonte elétrica de backup disponível porque a falha de um sistema FADEC pode resultar em uma perda completa de impulso do motor. Para evitar a perda de impulso, dois canais digitais separados e idênticos são incorporados para redundância. Cada canal é capaz de fornecer todas as funções do motor e da hélice sem limitações.

MOTORES A TURBINA

Um motor a turbina de uma aeronave consiste em uma entrada de ar, compressor, câmaras de combustão, uma seção de turbina e escape. O impulso é produzido ao aumentar a velocidade do ar que flui através do motor. Motores a turbina são grupos motopropulsores de aeronaves altamente desejáveis. Eles são caracterizados por operação suave e uma alta relação potência-peso, e usam combustível de jato facilmente disponível. Antes dos recentes avanços em material, design de motor e processos de fabricação, o uso de motores a turbina em aeronaves de produção pequenas/leves era proibitivamente caro. Hoje, vários fabricantes de aviação estão produzindo ou planejando produzir aeronaves pequenas/leves com motor a turbina. Essas aeronaves com motor a turbina menores normalmente têm entre três e sete passageiros e são chamadas de jatos muito leves (VLJ, do inglês *very light jet*) ou microjatos.

[Figura 22]



Figura 22. Eclipse 500 VLJ.

TIPOS DE MOTORES A TURBINA

Os motores a turbina são classificados de acordo com o tipo de compressores que utilizam. Existem três tipos de compressores: fluxo centrífugo, fluxo axial e fluxo centrífugo-axial. A compressão do ar de admissão é alcançada em um motor de fluxo centrífugo ao acelerar o ar para fora perpendicularmente ao eixo longitudinal da máquina. O motor de fluxo axial comprime o ar por meio de uma série de aerofólios rotativos e estacionários, movendo o ar paralelamente ao eixo longitudinal. O design de fluxo centrífugo-axial utiliza ambos os tipos de compressores para alcançar a compressão desejada.

O caminho que o ar percorre através do motor e como a potência é produzida determina o tipo de motor. Existem quatro tipos de motores a turbina para aeronaves: turbojato, turboprop, turbofan e turboshaft.

TURBOJATO

O motor turbojato é composto por quatro seções: compressor, câmara de combustão, seção da turbina e escapamento. A seção do compressor direciona o ar de admissão a uma alta velocidade para a câmara de combustão. A câmara de combustão contém a entrada de combustível e o ignitor para a combustão.

O ar em expansão aciona uma turbina, que está conectada por um eixo ao compressor, sustentando a operação do motor. Os gases de escapamento acelerados pelo motor fornecem empuxo. Esta é uma aplicação básica de compressão do ar, ignição da mistura ar-combustível, produção de energia para sustentar a operação do motor e escapamento para

propulsão. [Figura 23] Os motores turbojato têm alcance e resistência limitados. Eles também são lentos para responder a aplicações de aceleração em velocidades de compressor baixas.

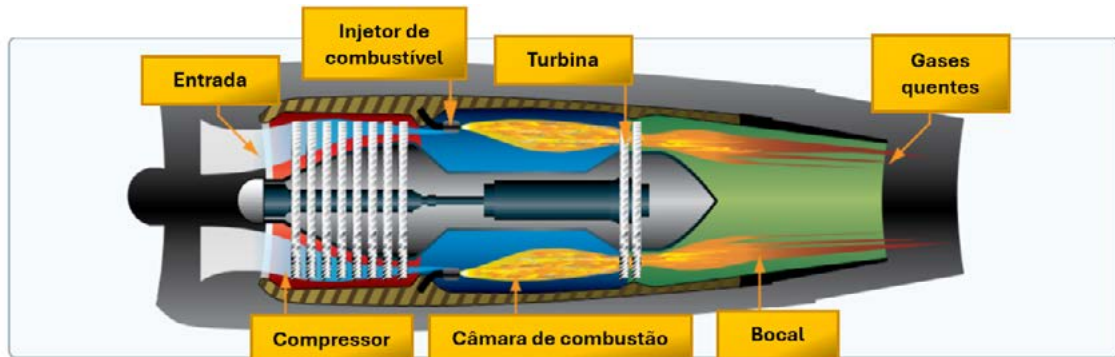


Figura 23. Motor Turbojato.

TURBOPROPULSOR

Um motor turboélice é um motor a turbina que impulsiona uma hélice por meio de uma engrenagem de redução. Os gases de escape acionam uma turbina de potência conectada por um eixo que aciona o conjunto de engrenagens de redução. A redução de engrenagens é necessária nos motores turboélice porque o desempenho ideal da hélice é alcançado em velocidades muito mais lentas do que as rpm de operação do motor.

Os motores turboélice são um combinado entre os motores turbojato e os motores a pistão alternativo. Os motores turboélice são mais eficientes em velocidades entre 250 e 400 mph e altitudes entre 18.000 e 30.000 pés. Eles também têm bom desempenho nas baixas velocidades do ar necessárias para decolagem e pouso e são eficientes em combustível. O consumo específico mínimo de combustível do motor turboélice normalmente está disponível na faixa de altitude de 25.000 pés até a tropopausa. [Figura 24]

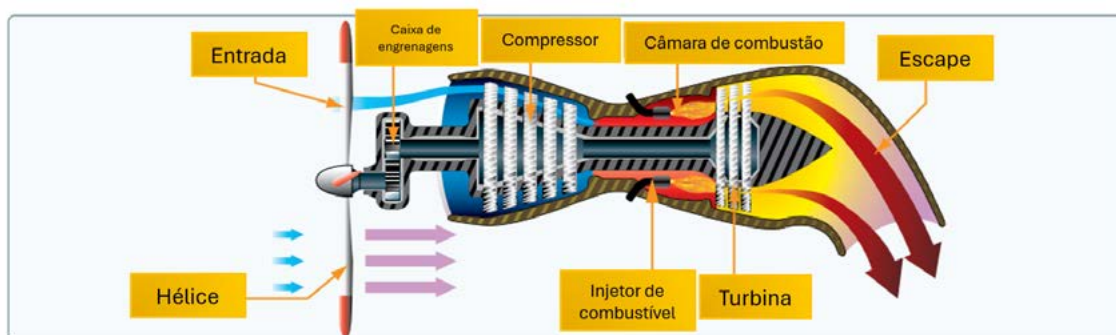


Figura 24. Motor Turboélice.

TURBOFAN

Os turbofans foram desenvolvidos para combinar algumas das melhores características do turbojato e do turboélice. Os motores turbofan são projetados para criar impulso adicional desviando um fluxo secundário de ar ao redor da câmara de combustão. O ar de desvio do turbofan gera impulso aumentado, refrigera o motor e auxilia na supressão de ruídos de escape. Isso proporciona velocidade de cruzeiro tipo turbojato e consumo de combustível mais baixo.

O ar de admissão que passa por um motor turbofan geralmente é dividido em dois fluxos de ar separados. Um fluxo passa pelo núcleo do motor, enquanto um segundo fluxo desvia o núcleo do motor. É esse fluxo de desvio de ar que é responsável pelo termo “motor de desvio”. A relação de desvio de um turbofan refere-se à relação entre o fluxo de massa que passa pelo ventilador dividido pelo fluxo de massa que passa pelo núcleo do motor. [Figura 25]

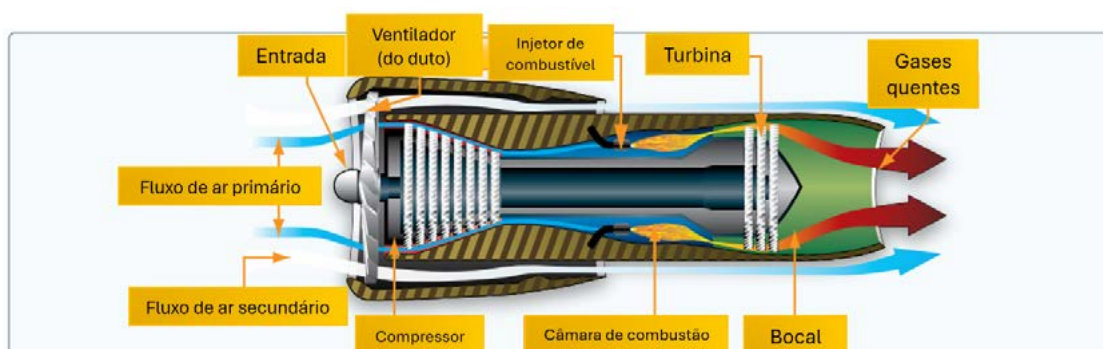


Figura 25. Motor Turbofan.

TURBOSHAFT

O quarto tipo comum de motor a jato é o turboshaft. [Figura 26] Ele fornece energia a um eixo que impulsiona algo diferente de uma hélice. A maior diferença entre um motor a jato e um motor turboshaft é que, em um motor turboshaft, a maior parte da energia produzida pelos gases em expansão é usada para acionar uma turbina em vez de produzir empuxo. Muitos helicópteros usam um motor a gás turboshaft. Além disso, os motores turboshaft são amplamente utilizados como unidades de energia auxiliar em aeronaves de grande porte. [Figura 26]

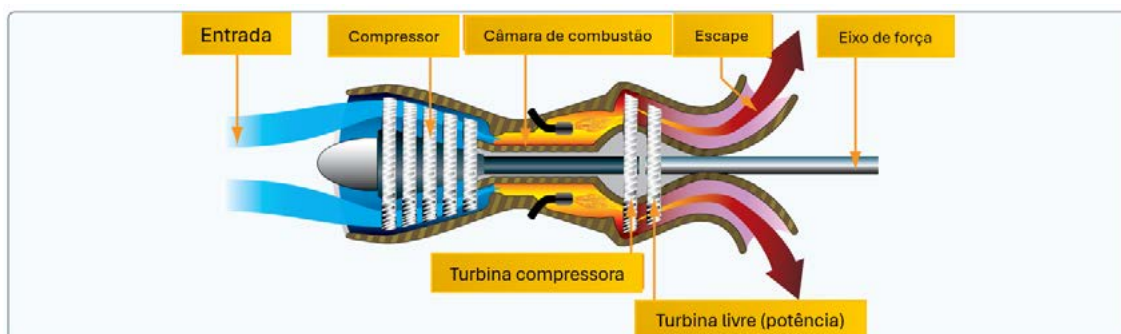


Figura 26. Motor Turboshaft.

INSTRUMENTOS DO MOTOR A TURBINA

Instrumentos do motor que indicam pressão do óleo, temperatura do óleo, rotação do motor, temperatura dos gases de escape e fluxo de combustível são comuns tanto a motores a turbina quanto a motores alternativos. No entanto, existem alguns instrumentos exclusivos para motores a turbina. Esses instrumentos fornecem indicações da razão de pressão do motor, pressão de descarga da turbina e torque. Além disso, a maioria dos motores a turbina possui múltiplos instrumentos de detecção de temperatura, chamados termopares, que fornecem aos pilotos leituras de temperatura na seção da turbina e ao redor dela.

RAZÃO DE PRESSÃO DO MOTOR (EPR)

Um indicador de razão de pressão do motor (EPR, do inglês *engine pressure ratio*) é usado para indicar a potência de saída de um motor turbojato/turbofan. O EPR é a razão entre a pressão de descarga da turbina e a pressão de entrada do compressor. As medições de pressão são registradas por sondas instaladas na entrada do motor e no escape. Uma vez coletados, os dados são enviados a um transdutor de pressão diferencial, que é indicado em um medidor EPR no painel de instrumentos.

O projeto do sistema EPR compensa automaticamente os efeitos da velocidade do ar e da altitude. Mudanças na temperatura ambiente exigem que uma correção seja aplicada às indicações do EPR para fornecer configurações de potência do motor precisas.

TEMPERATURA DOS GASES DE ESCAPE (EGT)

Um fator limitante em um motor a turbina é a temperatura da seção da turbina. A temperatura de uma seção da turbina deve ser monitorada de perto para evitar o superaquecimento das pás da turbina e de outros componentes da seção de escape. Uma maneira comum de monitorar a temperatura de uma seção da turbina é com um medidor de EGT. O EGT é um limite operacional do motor usado para monitorar as condições operacionais gerais do motor.

Variações dos sistemas de EGT recebem nomes diferentes com base na localização dos sensores de temperatura. Os medidores de temperatura da turbina comuns incluem o medidor de temperatura de entrada da turbina (TIT, do inglês *Turbine Inlet Temperature*), medidor de temperatura de saída da turbina (TOT, do inglês *Turbine Outlet Temperature*), medidor de temperatura da turbina entre estágios (ITT, do inglês *Interstage Turbine Temperature*) e medidor de temperatura dos gases da turbina (TGT, do inglês *Turbine Gas Temperature*).

TORQUÍMETRO

A saída de potência do motor turboélice/turboshaft é medida pelo torquímetro. O torque é uma força de torção aplicada a um eixo. O torquímetro mede a potência aplicada ao eixo.

Motores turboélice e turboshaft são projetados para produzir torque para movimentar uma hélice. Torquímetros são calibrados em unidades percentuais, libra-pé ou psi.

INDICADOR N1

N1 representa a velocidade de rotação do compressor de baixa pressão e é apresentado no indicador como uma porcentagem da rotação nominal de projeto. Após a partida, a velocidade do compressor de baixa pressão é controlada pela roda da turbina N1. A roda da turbina N1 está conectada ao compressor de baixa pressão por meio de um eixo concêntrico.

INDICADOR N2

N2 representa a velocidade de rotação do compressor de alta pressão e é apresentado no indicador como uma porcentagem da rotação nominal de projeto. O compressor de alta pressão é controlado pela roda da turbina N2. A roda da turbina N2 está conectada ao compressor de alta pressão por meio de um eixo concêntrico. [Figura 27]

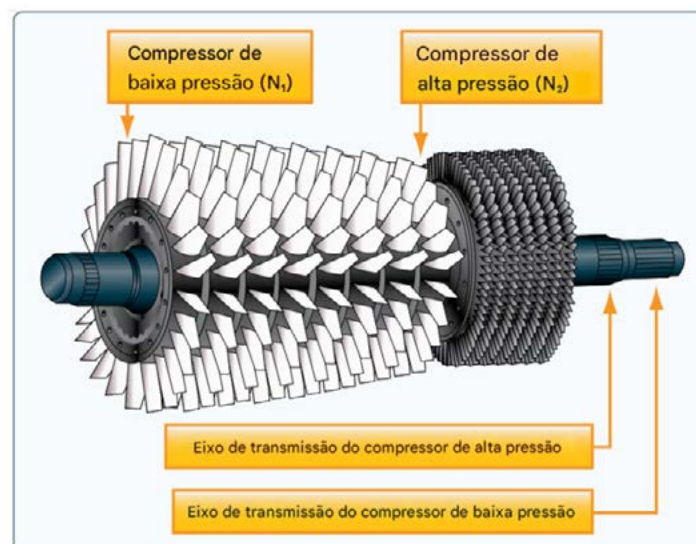


Figura 27. Compressor axial de duplo estágio.

CONSIDERAÇÕES OPERACIONAIS DO MOTOR A TURBINA

A grande variedade de motores a turbina torna impraticável cobrir procedimentos operacionais específicos, mas existem certas considerações operacionais comuns a todos os motores a turbina. Elas são limites de temperatura do motor, danos por objetos estranhos, partida a quente, estolamento do compressor e apagamento.

LIMITAÇÕES DE TEMPERATURA DO MOTOR

A temperatura mais alta em qualquer motor a turbina ocorre na entrada da turbina. Portanto, a TIT é geralmente o fator limitante na operação do motor a turbina.

VARIAÇÕES DE EMPUXO

O empuxo do motor a turbina varia diretamente com a densidade do ar. À medida que a densidade do ar diminui, o empuxo também diminui. Além disso, como a densidade do ar diminui com o aumento da temperatura, temperaturas mais altas também resultam em um empuxo reduzido. Enquanto tanto os motores a turbina quanto os motores alternativos são afetados em algum grau pela alta umidade relativa, os motores a turbina experimentarão uma perda de empuxo insignificante, enquanto os motores alternativos experimentarão uma perda significativa de potência de frenagem.

DANOS POR OBJETOS ESTRANHOS (FOD)

Devido ao design e função da entrada de ar de um motor a turbina, a possibilidade de ingestão de detritos sempre existe. Isso causa danos significativos, principalmente às seções do compressor e da turbina. Quando ocorre a ingestão de detritos, é chamado de dano por objetos estranhos (FOD, do inglês "*Foreign Object Debris*" ou "*Foreign Object Damage*"). O FOD típico consiste em pequenas marcas e amassados causados pela ingestão de pequenos objetos da rampa, taxiway ou pista, mas também ocorrem danos por FOD causados por colisões com pássaros ou ingestão de gelo. Às vezes, o FOD resulta na destruição total de um motor.

A prevenção do FOD é uma prioridade alta. Algumas entradas de motor têm tendência a formar um vórtice entre o solo e a entrada durante operações em solo. Um dissipador de vórtice pode ser instalado nesses motores. Outros dispositivos, como telas e/ou defletores, também podem ser utilizados. Os procedimentos pré-voo incluem uma inspeção visual quanto a qualquer sinal de FOD.

PARTIDA QUENTE/SUSPENSÃO DO MOTOR A TURBINA

Quando a temperatura do gás de escape excede o limite seguro de uma aeronave, ocorre uma “partida quente”. Isso é causado por excesso de combustível entrando na câmara de combustão ou rotação insuficiente da turbina. Sempre que ocorrer uma partida quente do motor, consulte o AFM/POH ou um manual de manutenção apropriado para requisitos de inspeção. Se o motor não acelerar para a velocidade correta após a ignição ou não acelerar para a rotação em marcha lenta, ocorreu uma partida suspensa ou falsa. Uma partida suspensa pode ser causada por uma fonte de energia de partida insuficiente ou mau funcionamento do controle de combustível.

ESTOLAMENTO DO COMPRESSOR

As lâminas do compressor são pequenos aerofólios e estão sujeitas aos mesmos princípios aerodinâmicos que se aplicam a qualquer aerofólio. Uma lâmina de compressor tem um ângulo de ataque (AOA) que é resultado da velocidade do ar de entrada e da velocidade de rotação do compressor. Essas duas forças se combinam para formar um vetor, que define o AOA real do aerofólio para o ar de entrada.

Um estolamento do compressor é um desequilíbrio entre as duas quantidades vetoriais, velocidade de entrada e velocidade de rotação do compressor. Os estolamentos do compressor ocorrem quando o AOA das lâminas do compressor excede o AOA crítico. Neste ponto, o fluxo de ar suave é interrompido e turbulência é criada com flutuações de pressão. Estolamentos do compressor fazem com que o ar fluindo no compressor desacelere e estagne, às vezes revertendo a direção. [Figura 28]

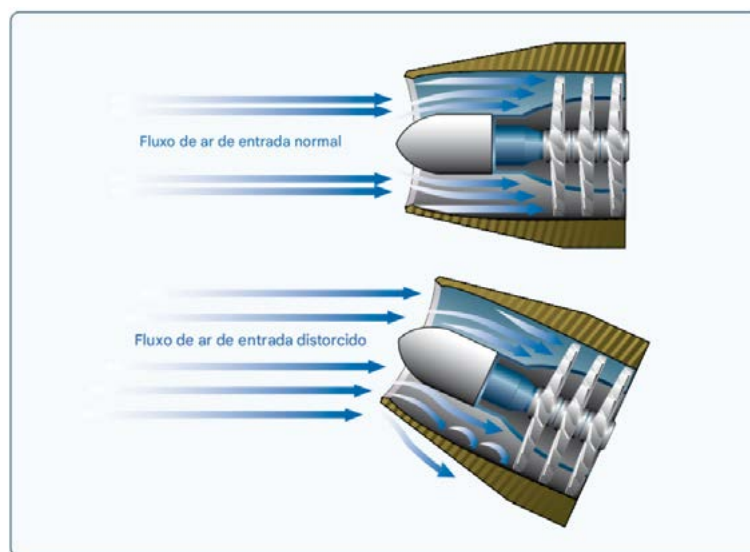


Figura 28. Comparação do fluxo de ar normal e distorcido na seção do compressor.

Os estolamentos do compressor podem ser transitórios e intermitentes ou contínuos e graves. Indicações de um estolamento transitório/intermitente geralmente são um “bang” intermitente à medida que ocorrem retrocessos e inversão de fluxo. Se o estolamento se desenvolver e se tornar contínuo, forte vibração e um rugido alto podem se desenvolver devido à inversão contínua do fluxo. Frequentemente, os indicadores do cockpit não mostram um estolamento leve ou transitório, mas indicam um estolamento desenvolvido. Indicações instrumentais típicas incluem flutuações na rotação e um aumento na temperatura do gás de escape. A maioria dos estolamentos transitórios não causa danos ao motor e muitas vezes se corrigem após uma ou duas pulsações. A possibilidade de danos graves ao motor a partir de um estolamento em estado contínuo é imediata. A recuperação deve ser realizada rapidamente, reduzindo a potência, diminuindo o AOA da aeronave e aumentando a velocidade do ar. Embora todos os motores a turbina sejam sujeitos a estolamentos do compressor, a maioria dos modelos possui sistemas que os inibem. Um sistema usa uma aleta de guia de entrada variável (VIGV, do inglês *Variable Inlet Guide Vanes*) e aletas estatóricas variáveis que direcionam o ar de entrada para as pás do rotor em um ângulo apropriado. Para evitar estolamentos de pressão do ar, opere a aeronave dentro dos parâmetros estabelecidos pelo fabricante. Se ocorrer um estolamento do compressor, siga os procedimentos recomendados no AFM/POH.

APAGAMENTO DA CHAMA

Um apagamento da chama ocorre na operação de um motor a turbina, no qual o fogo no motor se apaga involuntariamente. Se o limite rico da relação ar-combustível for excedido na câmara de combustão, a chama se extinguirá. Esta condição é frequentemente referida como um apagamento de chama rica. Geralmente resulta de uma aceleração do motor muito rápida, onde uma mistura excessivamente rica faz com que a temperatura do combustível caia abaixo da temperatura de combustão. Também pode ser causado por fluxo de ar insuficiente para suportar a combustão. Uma ocorrência de apagamento de chama mais comum é devido à baixa pressão de combustível e baixas rotações do motor, que geralmente estão associadas ao voo em altitudes elevadas. Essa situação também pode ocorrer com o motor reduzido durante uma descida, o que pode resultar em um apagamento de chama devido a uma condição de mistura pobre. Uma mistura fraca pode facilmente fazer com que a chama se apague, mesmo com um fluxo de ar normal através do motor.

Qualquer interrupção no fornecimento de combustível pode resultar em um apagamento da chama. Isso pode ser devido a atitudes incomuns prolongadas, um sistema de controle de combustível com mau funcionamento, turbulência, formação de gelo ou pane seca.

Os sintomas de um apagamento de chama normalmente são os mesmos que os de uma falha do motor. Se o apagamento da chama for devido a uma condição transitória, como um desequilíbrio entre o fluxo de combustível e a velocidade do motor, uma partida no ar pode ser tentada assim que a condição for corrigida. Em qualquer caso, os pilotos devem seguir os procedimentos de emergência aplicáveis delineados no AFM/POH. Geralmente, esses procedimentos contêm recomendações sobre altitude e velocidade do ar, onde a partida no ar é mais provável de ser bem-sucedida.

COMPARAÇÃO DE DESEMPENHO

É possível comparar o desempenho de um motor alternativo e diferentes tipos de motores a turbina. Para que a comparação seja precisa, a potência de tração (potência utilizável) para o motor alternativo deve ser usada em vez da potência de freio, e a tração líquida deve ser usada para os motores a turbina. Além disso, a configuração e o tamanho da aeronave devem ser aproximadamente os mesmos.

Ao comparar o desempenho, as seguintes definições são úteis:

- Potência de freio (BHP) – a potência realmente entregue ao eixo de saída. A potência de freio é a potência utilizável real.
- Tração líquida – a tração produzida por um motor turbojato ou turbofan.
- Potência de tração (THP) – a potência equivalente à tração produzida por um motor turbojato ou turbofan.

Potência de eixo equivalente (ESHP, do inglês *Equivalent Shaft Horsepower*) – com relação aos motores turbohélice, a soma da potência de eixo (SHP, do inglês *Shaft Horsepower*) entregue à hélice e a THP produzida pelos gases de escape. A figura 29 mostra como quatro tipos de motores se comparam em tração líquida conforme a velocidade do ar é aumentada. Esta figura é apenas para fins explicativos e não se refere a modelos específicos de motores.

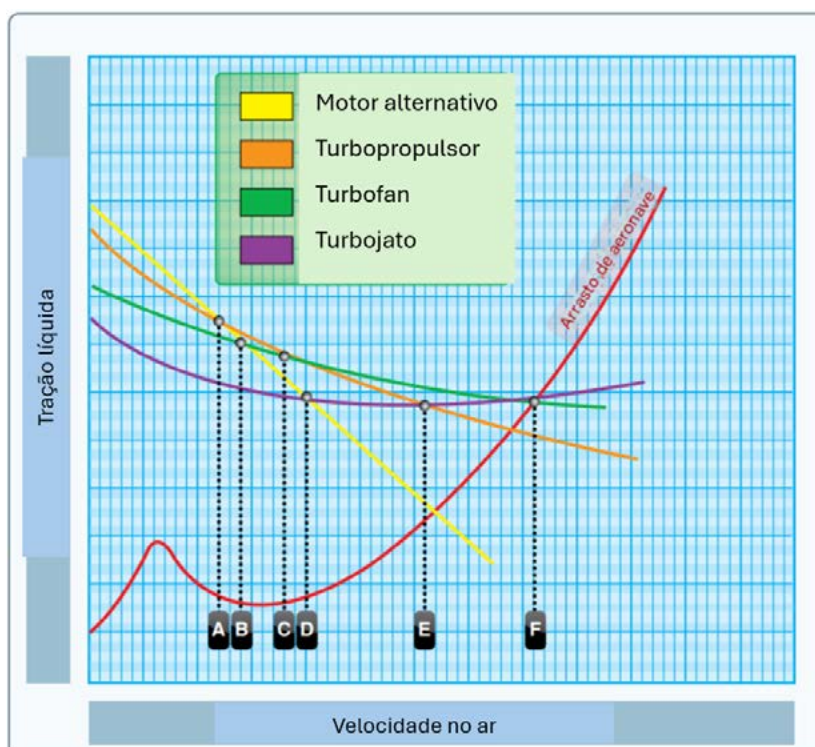


Figura 29 – Tração líquida do motor versus velocidade da aeronave e arrasto. Os pontos A até F são explicados no texto abaixo.

Os quatro tipos de motores são os seguintes:

- Motor alternativo.
- Combinação turbina e hélice (turbopropulsor).
- Motor a turbina incorporando um ventilador (turbofan).
- Turbojato (jato puro).

Ao plotar a curva de desempenho para cada motor, é possível fazer uma comparação da variação máxima de velocidade da aeronave com o tipo de motor utilizado. Como o gráfico é apenas um meio de comparação, valores numéricos para tração líquida, velocidade da aeronave e arrasto não estão incluídos.

A comparação dos quatro tipos de motores com base na tração líquida evidencia certas capacidades de desempenho. Na faixa de velocidade mostrada à esquerda da linha A, o motor alternativo supera os outros três tipos. O turbopropulsor supera o turbofan na faixa à esquerda da linha C. O motor turbofan supera o turbojato na faixa à esquerda da linha F. O motor turbofan supera o motor alternativo à direita da linha B e o turbopropulsor à direita da linha C. O turbojato supera o motor alternativo à direita da linha D, o turbopropulsor à direita da linha E e o turbofan à direita da linha F.

Os pontos onde a curva de arrasto da aeronave intersecta as curvas de tração líquida são as velocidades máximas da aeronave. As linhas verticais a partir de cada um dos pontos até a linha de base do gráfico indicam que a aeronave com turbojato pode alcançar uma velocidade máxima mais alta do que a aeronave equipada com os outros tipos de motores. A aeronave equipada com o motor turbofan alcança uma velocidade máxima mais alta do que a aeronave equipada com um turbopropulsor ou motor alternativo.

SISTEMAS DA ESTRUTURA DA AERONAVE

Os sistemas de combustível, elétrico, hidráulico e de oxigênio compõem os sistemas de estrutura da aeronave.

SISTEMAS DE COMBUSTÍVEL

O sistema de combustível é projetado para fornecer um fluxo ininterrupto de combustível limpo dos tanques de combustível para o motor. O combustível deve estar disponível para o motor em todas as condições de potência do motor, altitude, atitude e durante todas as manobras de voo aprovadas. Duas classificações comuns se aplicam aos sistemas de combustível em aeronaves pequenas: sistemas de alimentação por gravidade e sistemas de bomba de combustível.

SISTEMA DE ALIMENTAÇÃO POR GRAVIDADE

O sistema de alimentação por gravidade utiliza a força da gravidade para transferir o combustível dos tanques para o motor. Por exemplo, em aviões de asa alta, os tanques de combustível são instalados nas asas. Isso coloca os tanques de combustível acima do carburador e o combustível é alimentado por gravidade através do sistema para o carburador. Se o projeto da aeronave for tal que a gravidade não possa ser usada para transferir o combustível, bombas de combustível são instaladas. Por exemplo, em aviões de asa baixa, os tanques de combustível nas asas estão localizados abaixo do carburador.

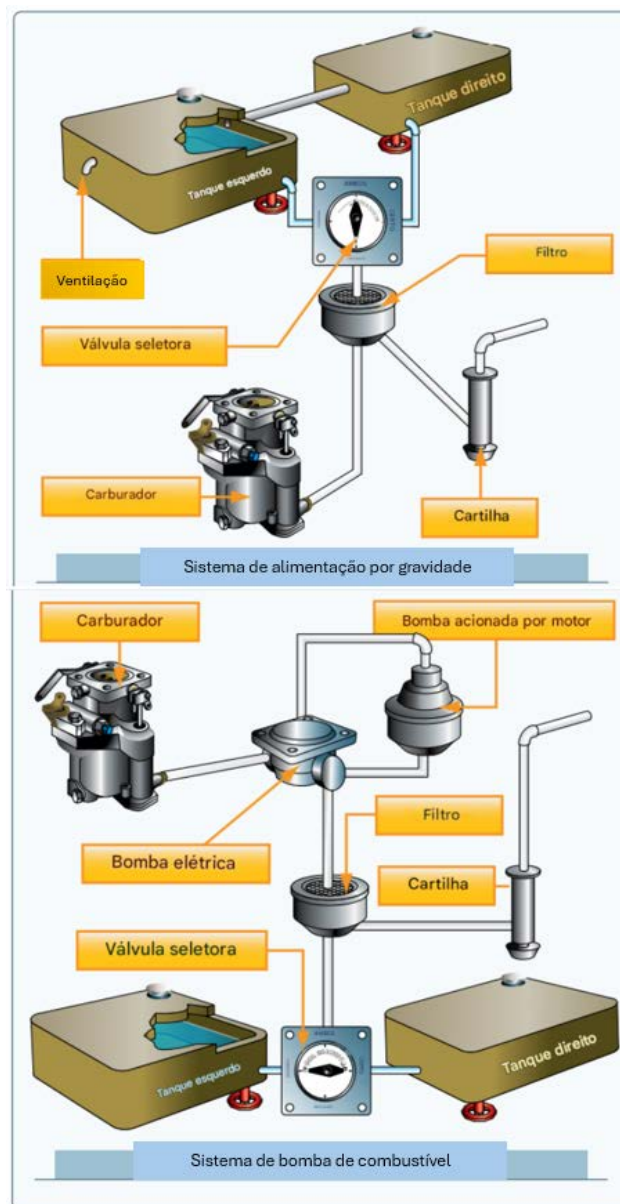


Figura 30. Sistemas de alimentação por gravidade e sistemas de bomba de combustível.

SISTEMA DE BOMBA DE COMBUSTÍVEL

Aeronaves com sistemas de bomba de combustível têm duas bombas de combustível. O sistema principal de bomba é acionado pelo motor, com uma bomba auxiliar acionada eletricamente fornecida para uso na partida do motor e no caso de falha da bomba do motor. A bomba auxiliar, também conhecida como bomba de reforço, fornece maior confiabilidade ao sistema de combustível. A bomba auxiliar acionada eletricamente é controlada por um interruptor no cockpit.

PRIMER DE COMBUSTÍVEL

Tanto os sistemas de alimentação por gravidade quanto os sistemas de bomba de combustível podem incorporar um primer de combustível no sistema. O primer de combustível é usado para extrair combustível dos tanques e vaporizá-lo diretamente nos cilindros antes de ligar o motor. Durante o tempo frio, quando os motores são difíceis de ligar, o primer de combustível ajuda porque não há calor suficiente disponível para vaporizar o combustível no carburador. É importante travar o primer no lugar quando não estiver em uso. Se o botão estiver livre para se mover, pode vibrar fora de posição durante o voo, o que pode causar uma mistura ar-combustível excessivamente rica. Para evitar a superprimagem, leia as instruções de priming da aeronave.

TANQUES DE COMBUSTÍVEL

Os tanques de combustível, normalmente localizados dentro das asas de um avião, têm uma abertura de enchimento na parte superior da asa através da qual podem ser enchidos. Uma tampa de enchimento cobre esta abertura.

Os tanques são ventilados para o exterior para manter a pressão atmosférica dentro do tanque. Eles podem ser ventilados através da tampa de enchimento ou através de um tubo que se estende através da superfície da asa. Os tanques de combustível também incluem um dreno de transbordamento que pode ser independente ou colocado junto com a ventilação do tanque de combustível. Isso permite que o combustível se expanda com o aumento da temperatura sem danificar o próprio tanque. Se os tanques foram abastecidos em um dia quente, não é incomum ver combustível saindo pelo dreno de transbordamento.

INDICADORES DE COMBUSTÍVEL

Os indicadores de quantidade de combustível mostram a quantidade de combustível medida por uma unidade sensora em cada tanque e são exibidos em galões ou libras. As regras de certificação de aeronaves exigem precisão nos indicadores de combustível apenas quando eles indicam “vazio”. Qualquer leitura diferente de “vazio” deve ser verificada. Não dependa apenas da precisão dos indicadores de quantidade de combustível. Sempre verifique visualmente o nível de combustível em cada tanque durante a inspeção pré-voo e compare-o com a indicação correspondente de quantidade de combustível.

Se uma bomba de combustível estiver instalada no sistema de combustível, um manômetro de pressão de combustível também é incluído. Este manômetro indica a pressão nas linhas de combustível. A pressão de operação normal pode ser encontrada no AFM/POH ou no manômetro através de codificação por cores.

SELETORES DE COMBUSTÍVEL

A válvula seletora de combustível permite a seleção de combustível de vários tanques. Um tipo comum de válvula seletora contém quatro posições: ESQUERDA, DIREITA, AMBOS e DESLIGADO. Selecionar a posição ESQUERDA ou DIREITA permite que o combustível seja alimentado apenas pelo respectivo tanque, enquanto selecionar a posição AMBOS alimenta o combustível de ambos os tanques. A posição ESQUERDA ou DIREITA pode ser usada para equilibrar a quantidade de combustível restante em cada tanque da asa.

Placas de Combustível mostram quaisquer limitações no uso do tanque de combustível, como “somente voo nivelado” e/ou “ambos” para decolagens e pousos. Independentemente do tipo de seletor de combustível em uso, o consumo de combustível deve ser monitorado de perto para garantir que um tanque não fique completamente sem combustível. Deixar um tanque de combustível secar não apenas faz com que o motor pare, mas o funcionamento por períodos prolongados em um tanque causa uma carga de combustível desequilibrada entre os tanques. Deixar um tanque completamente seco pode permitir que o ar entre no sistema de combustível e cause bloqueio de vapor, o que torna difícil reiniciar o motor. Em motores com injeção de combustível, o combustível fica tão quente que vaporiza na linha de combustível, não permitindo que o combustível alcance os cilindros.



Figura 31. Válvula seletora de combustível.

FILTROS, RESERVATÓRIOS E DRENOS DE COMBUSTÍVEL

Após deixar o tanque de combustível e antes de entrar no carburador, o combustível passa por um filtro que remove qualquer umidade e outros sedimentos no sistema. Como esses contaminantes são mais pesados que o combustível de aviação, eles se depositam em um reservatório no fundo do conjunto do filtro. Um reservatório é um ponto baixo em um sistema de combustível e/ou tanque de combustível. O sistema de combustível pode conter um reservatório, um filtro de combustível e drenos de tanque de combustível, que podem estar localizados em conjunto. O filtro de combustível deve ser drenado antes de cada voo. Amostras de combustível devem ser drenadas e verificadas visualmente quanto à presença de água e contaminantes.

A água no reservatório é perigosa porque, em clima frio, a água pode congelar e bloquear as linhas de combustível. Em clima quente, pode fluir para o carburador e parar o motor. Se houver água no reservatório, é provável que haja mais água nos tanques de combustível, e eles devem ser drenados até que não haja evidências de água. Nunca decole até que toda a água e contaminantes tenham sido removidos do sistema de combustível do motor.

Devido à variação nos sistemas de combustível, familiarize-se completamente com os sistemas que se aplicam à aeronave em uso. Consulte o AFM/POH para procedimentos operacionais específicos.

TIPOS DE COMBUSTÍVEL

A gasolina de aviação (AVGAS) é identificada por um número de octanas ou de desempenho (grau), que designa o valor antidetonante ou resistência à detonação da mistura de combustível no cilindro do motor. Quanto maior o grau da gasolina, mais pressão o combustível pode suportar sem detonar. Graus mais baixos de combustível são usados em motores de compressão mais baixa porque esses combustíveis inflamam a uma temperatura mais baixa. Graus mais altos são usados em motores de compressão mais alta porque inflamam a temperaturas mais altas, mas não prematuramente. Se o grau adequado de combustível não estiver disponível, use o próximo grau mais alto como substituto. Nunca use um grau inferior ao recomendado. Isso pode fazer com que a temperatura da cabeça do cilindro e a temperatura do óleo do motor excedam suas faixas normais de operação, o que pode resultar em detonação.

Vários graus de AVGAS estão disponíveis. Deve-se ter cuidado para garantir que o grau correto de aviação esteja sendo usado para o tipo específico de motor. O grau de combustível adequado é indicado no AFM/POH, em placas no cockpit e ao lado das tampas de enchimento. A gasolina de automóveis NUNCA deve ser usada em motores de aeronaves, a menos que a aeronave tenha sido modificada com um Certificado de Tipo Suplementar (STC) emitido pela Administração Federal de Aviação (FAA).

O método atual identifica o AVGAS para aeronaves com motores alternativos pelo número de octanas e de desempenho, juntamente com a abreviatura AVGAS. Essas aeronaves usam AVGAS 80, 100 e 100LL. Embora o AVGAS 100LL tenha o mesmo desempenho que o grau 100, o "LL" indica que ele tem um baixo teor de chumbo. O combustível para aeronaves com motores a turbina é classificado como JET A, JET A-1 e JET B. O combustível para jato é basicamente querosene e tem um odor distintivo de querosene. Como o uso do combustível correto é crítico, corantes são adicionados para ajudar a identificar o tipo e o grau do combustível. [Figura 32] Além da cor do próprio combustível, o sistema de codificação por cores se estende a adesivos e vários equipamentos de manuseio de combustível nos aeroportos. Por exemplo, todo AVGAS é identificado pelo nome, usando letras brancas em um fundo vermelho. Em contraste, os combustíveis para turbinas são identificados por letras brancas em um fundo preto.

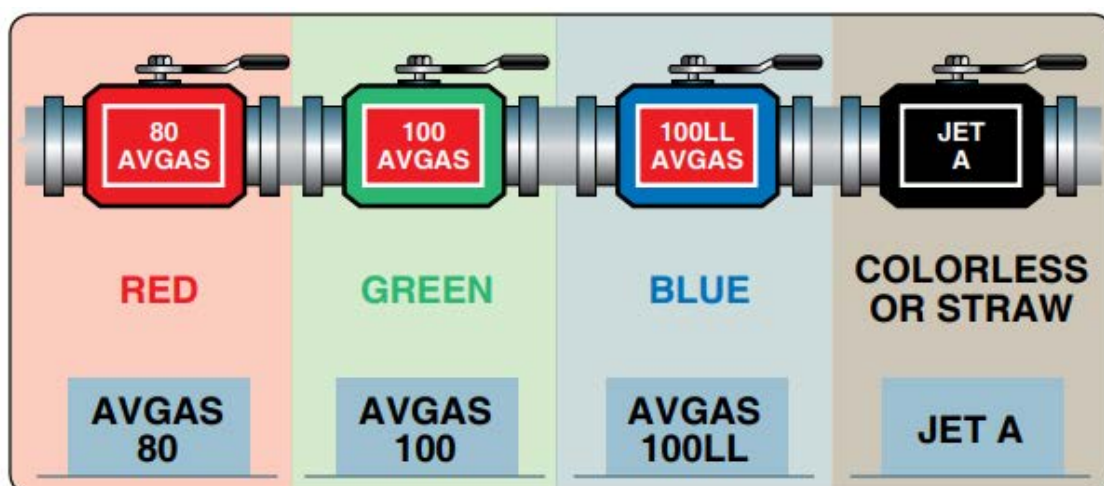


Figura 32. Sistema de codificação por cores de combustível de aviação.

Um Boletim de Informação de Aeronavegabilidade Especial (SAIB) NE-11-15 informa que o AVGAS de grau 100VLL é aceitável para uso em aeronaves e motores. O 100VLL atende a todos os requisitos de desempenho dos graus 80, 91, 100 e 100LL; atende às limitações de operação aprovadas para aeronaves e motores certificados para operar com esses outros graus de AVGAS; e é basicamente idêntico ao 100LL AVGAS. O teor de chumbo do 100VLL é reduzido em cerca de 19%. O 100VLL é azul como o 100LL e praticamente indistinguível.

CONTAMINAÇÃO DE COMBUSTÍVEL

Acidentes atribuídos a falhas no conjunto motopropulsor devido à contaminação do combustível frequentemente foram rastreados até:

- Inspeção pré-voo inadequada pelo piloto.
- Abastecimento de aeronaves com combustível impróprio filtrado de tanques pequenos ou tambores.
- Armazenamento de aeronaves com tanques de combustível parcialmente cheios.
- Falta de manutenção adequada.

O combustível deve ser drenado do dreno rápido do filtro de combustível e de cada reservatório do tanque de combustível em um recipiente transparente e depois verificado quanto à sujeira e água. Quando o filtro de combustível está sendo drenado, a água no tanque pode não aparecer até que todo o combustível tenha sido drenado das linhas que levam ao tanque. Isso indica que a água permanece no tanque e não está expulsando o combustível das linhas que levam ao filtro de combustível. Portanto, drenar combustível suficiente do filtro de combustível para ter certeza de que o combustível está sendo drenado do tanque. A quantidade depende do comprimento da linha de combustível do tanque até o dreno. Se água ou outras impurezas forem encontradas na primeira amostra, drenar amostras adicionais até que não apareça mais nenhum traço.

Água também pode permanecer nos tanques de combustível após o esgotamento do filtro de combustível ter cessado de mostrar qualquer traço de água. Esta água residual só pode ser removida drenando o reservatório do tanque de combustível.

A água é a principal contaminante do combustível. Gotículas de água suspensas no combustível podem ser identificadas por uma aparência turva do combustível, ou pela separação clara da água do combustível colorido, que ocorre após a água se assentar no fundo do tanque. Como medida de segurança, os reservatórios de combustível devem ser drenados antes de cada voo durante a inspeção pré-voo.

Os tanques de combustível devem ser abastecidos após cada voo ou após o último voo do dia para evitar a condensação de umidade dentro do tanque. Para evitar a contaminação do combustível, evite reabastecer de latas e tambores.

Em áreas remotas ou em situações emergenciais, pode não haver alternativa a reabastecer de fontes com sistemas inadequados de anti-contaminação. Embora uma pele de camurça e um funil possam ser os únicos meios possíveis de filtrar o combustível, seu uso é perigoso. Lembre-se, o uso de uma camurça nem sempre garante combustível descontaminado. As camurças desgastadas não filtram água; nem uma camurça nova e limpa que já esteja molhada ou úmida. A maioria das peles de camurça de imitação não filtra água.

FORMAÇÃO DE GELO NO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

A formação de gelo no sistema de combustível da aeronave resulta da presença de água no sistema de combustível. Esta água pode estar não dissolvida ou dissolvida. Uma condição de água não dissolvida é a água arrastada, que consiste em partículas minúsculas de água suspensas no combustível. Isso pode ocorrer como resultado da agitação mecânica da água livre ou da conversão de água dissolvida através da redução da temperatura. A água arrastada se deposita com o tempo sob condições estáticas e pode ou não ser drenada durante o serviço normal, dependendo da taxa com que é convertida em água livre. Em geral, é improvável que toda a água arrastada possa ser separada do combustível sob condições de campo. A taxa de sedimentação depende de uma série de fatores, incluindo temperatura, quietude e tamanho das gotículas.

O tamanho das gotículas varia dependendo da mecânica de formação. Normalmente, as partículas são tão pequenas que são invisíveis a olho nu, mas em casos extremos, podem causar uma leve turbidez no combustível. A água em solução não pode ser removida exceto por desidratação ou convertendo-a através da redução da temperatura em água arrastada, e depois em água livre.

Outra condição de água não dissolvida é a água livre, que pode ser introduzida como resultado do reabastecimento ou do assentamento da água arrastada que se acumula no fundo de um tanque de combustível. A água livre geralmente está presente em quantidades facilmente detectáveis no fundo do tanque, separada por uma interface contínua do combustível acima. A água livre pode ser drenada de um tanque de combustível através dos drenos do reservatório, que são fornecidos para esse fim. A água livre, congelada no fundo de reservatórios, como os tanques de combustível e o filtro de combustível, pode tornar os drenos de água inúteis e posteriormente derreter, liberando a água no sistema, causando assim mau funcionamento ou parada do motor. Se tal condição for detectada, a aeronave pode ser colocada em um hangar aquecido para restabelecer o escoamento adequado desses reservatórios, e todos os reservatórios e drenos devem ser ativados e verificados antes do voo.

A água arrastada (ou seja, água em solução com combustíveis de petróleo) constitui uma parte relativamente pequena do total de água potencial em um sistema específico, sendo a quantidade dissolvida dependente da temperatura do combustível e da pressão existente e das características de volubilidade da água do combustível. A água arrastada congela no meio do combustível e tende a permanecer em suspensão por mais tempo, uma vez que a gravidade específica do gelo é aproximadamente a mesma que a do AVGAS.

A água em suspensão pode congelar e formar cristais de gelo de tamanho suficiente para bloquear telas, filtros e filtros de combustível. Parte desta água pode ser ainda mais resfriada à medida que o combustível entra nos dutos de ar do carburador e causa formação de gelo nos componentes de medição do carburador, quando as condições não são favoráveis a esta forma de formação de gelo.

PROCEDIMENTOS DE PREVENÇÃO

O uso de aditivos anti-gelo para algumas aeronaves foi aprovado como um meio de prevenir problemas com água e gelo no AVGAS. Alguns testes de laboratório e voo indicam que o uso de hexilenoglicol, certos derivados de metanol e éter monoetílico de etilenoglicol (EGME) em pequenas concentrações inibe a formação de gelo no sistema de combustível. Esses testes indicam que o uso de EGME em uma concentração máxima de 0,15% em volume inibe substancialmente a formação de gelo no sistema de combustível em condições de operação mais comuns. A concentração de aditivos no combustível é crítica. Uma deterioração marcante na eficácia do aditivo pode resultar de uma quantidade insuficiente ou excessiva de aditivo. Os pilotos devem reconhecer que os aditivos anti-gelo de forma alguma substituem o aquecimento do carburador. As instruções de operação de aeronaves envolvendo o uso de aquecimento do carburador devem ser seguidas sempre que estiverem operando sob condições atmosféricas propícias à formação de gelo.

PROCEDIMENTOS DE ABASTECIMENTO

Elettricidade estática é formada pelo atrito do ar passando sobre as superfícies de uma aeronave em voo e pelo fluxo de combustível através da mangueira e bico durante o reabastecimento. Roupas de nylon, tecido dacron ou lã são especialmente propensas a acumular e descarregar eletricidade estática da pessoa para o funil ou bico. Para prevenir a possibilidade de eletricidade estática inflamar os vapores de combustível, um fio terra deve ser conectado à aeronave antes que a tampa de combustível seja removida do tanque. Como tanto a aeronave quanto o abastecedor têm cargas estáticas diferentes, ligar ambos os componentes um ao outro é crucial. Ao ligá-los, a carga diferencial estática é equalizada. O bico de abastecimento deve estar ligado à aeronave antes que o reabastecimento comece e deve permanecer ligado durante todo o processo de reabastecimento. Quando um caminhão de combustível é usado, ele deve ser aterrado antes que o bico de combustível entre em contato com a aeronave.

Se for necessário abastecer a partir de tambores ou latas, conexões de ligação e aterramento adequados são importantes. Os tambores devem ser colocados perto de postes de aterramento, e a seguinte sequência de conexões deve ser observada:

1. Tambor ao solo.
2. Solo à aeronave.
3. Tambor à aeronave ou bico à aeronave antes de remover a tampa de combustível.

Ao desconectar, inverta a ordem.

A passagem de combustível através de uma camurça aumenta a carga de eletricidade estática e o perigo de faíscas. A aeronave deve estar devidamente aterrada e o bico, filtro de camurça e funil devem ser ligados à aeronave. Se uma lata for usada, ela deve ser conectada ao poste de aterramento ou ao funil. Em nenhuma circunstância um balde plástico ou recipiente não condutor similar deve ser usado nesta operação.

SISTEMA DE AQUECIMENTO

Existem muitos tipos diferentes de sistemas de aquecimento de aeronaves disponíveis, dependendo do tipo de aeronave. Independentemente do tipo ou das características de segurança que os acompanham, é sempre importante consultar o manual específico do operador da aeronave e se familiarizar com o sistema de aquecimento. Cada um tem diferentes critérios de reparo e inspeção que devem ser seguidos precisamente.

AQUECEDORES A COMBUSTÍVEL

Um aquecedor a combustível é um pequeno dispositivo de aquecimento de espaço montado ou portátil. O combustível é levado para o aquecedor usando tubulações de um tanque de combustível, ou se conecta ao sistema de combustível da aeronave. Um ventilador sopra ar para uma câmara de combustão, e uma vela de ignição ou dispositivo de ignição acende a mistura de ar-combustível.

Um interruptor de segurança embutido impede que o combustível flua a menos que o ventilador esteja funcionando. Fora da câmara de combustão, um segundo tubo de diâmetro maior conduz o ar ao redor da superfície externa do tubo de combustão, e um segundo ventilador sopra o ar aquecido em tubulações para direcioná-lo para o interior da aeronave. A maioria dos aquecedores a gasolina pode produzir entre 5.000 e 50.000 unidades térmicas britânicas (BTU) por hora.

Os aquecedores a combustível requerem eletricidade para operar e são compatíveis com sistemas elétricos de aeronaves de 12 volts e 24 volts. O aquecedor requer manutenção regular, como inspeção periódica do tubo de combustão e substituição do ignitor em intervalos regulares. Como os aquecedores a gasolina precisam ser ventilados, cuidados especiais devem ser tomados para garantir que as saídas de ventilação não vazem para o interior da aeronave. Os subprodutos da combustão incluem fuligem, dióxido de enxofre, dióxido de carbono e algum monóxido de carbono. Um aquecedor a combustível mal-ajustado, mal-abastecido ou mal mantido pode ser perigoso.

SISTEMAS DE AQUECIMENTO POR EXAUSTÃO

Os sistemas de aquecimento por exaustão são o tipo mais simples de sistema de aquecimento de aeronaves e são usados na maioria das aeronaves leves. Os sistemas de aquecimento de exaustão são usados para direcionar os gases de escape para longe do motor e da fuselagem, ao mesmo tempo que reduzem o ruído do motor. Os sistemas de exaustão também servem como fonte de calor para a cabine e o carburador.

Os riscos de operar uma aeronave com um sistema de aquecimento de exaustão defeituoso incluem envenenamento por monóxido de carbono, diminuição do desempenho do motor e aumento do potencial de incêndio. Devido a esses riscos, os técnicos devem estar cientes da taxa de deterioração do sistema de aquecimento de exaustão e devem inspecionar minuciosamente todas as áreas do sistema de aquecimento de exaustão em busca de deficiências internas e externas.

SISTEMAS DE AQUECIMENTO POR COMBUSTÃO

Os aquecedores a combustão ou aquecedores por combustão de superfícies são frequentemente usados para aquecer a cabine de aeronaves maiores e mais caras. Este tipo de aquecedor queima o combustível da aeronave em uma câmara ou tubo de combustão para desenvolver o calor necessário, e o ar que flui ao redor do tubo é aquecido e canalizado para a cabine. Um aquecedor a combustão é uma câmara de queima hermética com um revestimento de aço inoxidável. O combustível do sistema de combustível da aeronave é inflamado e queima para fornecer calor. O ar de ventilação é forçado sobre a câmara de queima hermética, absorvendo calor, que é então disperso na área da cabine. Quando o interruptor de controle do aquecedor é ligado, fluxo de ar, ignição e combustível são fornecidos ao aquecedor.

O fluxo de ar e a ignição são constantes dentro da câmara de queima enquanto o interruptor de controle do aquecedor está ligado. Quando o calor é necessário, o controle de temperatura é avançado, ativando o termostato. O termostato (que detecta a temperatura do ar de ventilação) liga a solenoide de combustível, permitindo que ele seja pulverizado na câmara de queima. O combustível se mistura com o ar dentro da câmara e é inflamado pela vela de ignição, produzindo calor.

O subproduto, monóxido de carbono, deixa a aeronave através do tubo de escape do aquecedor. O ar que flui sobre o exterior da câmara de queima e dentro do revestimento do aquecedor absorve o calor e o transporta através de dutos para a cabine. À medida que o termostato atinge sua temperatura pré-definida, ele desliga a solenoide de combustível e interrompe o fluxo de combustível para a câmara de queima. Quando o ar de ventilação esfria ao ponto que o termostato novamente liga a solenoide de combustível, o queimador recomeça.

Este método de aquecimento é muito seguro, pois um interruptor de superaquecimento é fornecido em todos os aquecedores por combustão, que está conectado ao sistema elétrico do aquecedor para desligar o combustível em caso de mau funcionamento. No caso improvável de que a solenoide de combustível do aquecedor, localizada no aquecedor, permaneça aberta ou os interruptores de controle falhem, a solenoide de combustível remota e/ou a bomba de combustível são desligadas pelo interruptor mecânico de superaquecimento, interrompendo todo o fluxo de combustível para o sistema.

Ao contrário dos aquecedores de cabine a combustível usados na maioria das aeronaves monomotoras, é improvável que ocorra envenenamento por monóxido de carbono em aquecedores por combustão. Os aquecedores por combustão têm baixa pressão no tubo de combustão, que é ventilado através do seu escape para a corrente de ar. O ar de ventilação no exterior da câmara de combustão está em uma pressão mais alta do que no interior, e o ar de impacto aumenta a pressão no exterior do tubo de combustão. No caso de um vazamento se desenvolver na câmara de combustão, o ar de pressão mais alta fora da câmara fluiria para dentro da câmara e sairia pelo escape.

SISTEMAS DE AQUECIMENTO DE AR POR SANGRIA

Os sistemas de aquecimento de ar por sangria são utilizados em aeronaves com motor a turbina. O ar desviado extremamente quente do compressor é conduzido para uma câmara onde é misturado com ar ambiente ou recirculado para resfriar o ar a uma temperatura utilizável. A mistura de ar é então conduzida para a cabine. Esse tipo de sistema contém vários dispositivos de segurança, incluindo sensores de temperatura que evitam o calor excessivo de entrar na cabine, válvulas de retenção para evitar a perda de ar desviado do compressor ao iniciar o motor e quando toda a potência é necessária, e sensores de motor para eliminar o sistema de desvio se o motor se tornar inoperante.

SISTEMA ELÉTRICO

A maioria das aeronaves é equipada com um sistema elétrico de corrente contínua (CC) de 14 ou 28 volts. Um sistema elétrico básico de aeronave é composto pelos seguintes componentes:

- Alternador/gerador.
- Bateria.
- Interruptor mestre/bateria.
- Interruptor de alternador/gerador.
- Barramento principal, fusíveis e disjuntores.
- Regulador de tensão.
- Amperímetro/medidor de carga.
- Fiação elétrica associada.

Alternadores ou geradores acionados pelo motor fornecem corrente elétrica ao sistema elétrico. Eles também mantêm uma carga elétrica suficiente na bateria. A energia elétrica armazenada em uma bateria fornece uma fonte de energia elétrica para iniciar o motor e um suprimento limitado de energia elétrica para uso no caso de falha do alternador ou gerador.

A maioria dos geradores CC não produz uma quantidade suficiente de corrente elétrica em baixas rotações do motor para operar todo o sistema elétrico. Durante operações em baixas rotações do motor, as necessidades elétricas devem ser retiradas da bateria, que pode ser rapidamente esgotada.

Alternadores têm várias vantagens sobre geradores. Eles produzem corrente suficiente para operar todo o sistema elétrico, mesmo em velocidades mais baixas do motor, produzindo corrente alternada (CA), que é convertida em CC. A saída elétrica de um alternador é mais constante em uma ampla faixa de velocidades do motor.

Algumas aeronaves têm receptáculos aos quais uma unidade de energia externa conectada à terra (GPU, do inglês *Ground Power Unit*) pode ser conectada para fornecer energia elétrica para a partida. Esses são muito úteis, especialmente durante a partida em clima frio. Siga as recomendações do fabricante para a partida do motor usando uma GPU.

O sistema elétrico é ligado ou desligado com um interruptor mestre. Girar o interruptor mestre para a posição LIGADO fornece energia elétrica para todos os circuitos de equipamentos elétricos, exceto o sistema de ignição. Equipamentos que comumente usam o sistema elétrico como fonte de energia incluem:

- Luzes de posição.
- Luzes anticolisão.
- Luzes de pouso.
- Luzes de táxi.
- Luzes internas da cabine.
- Luzes dos instrumentos.
- Equipamentos de rádio.
- Indicador de curva.
- Indicadores de combustível.
- Bomba de combustível elétrica.
- Sistema de aviso de estol.
- Aquecedor de pitot.
- Motor de partida.

Muitas aeronaves são equipadas com um interruptor de bateria que controla a energia elétrica para a aeronave de maneira semelhante ao interruptor mestre. Além disso, um interruptor de alternador é instalado para permitir que o piloto exclua o alternador do sistema elétrico em caso de falha do alternador.

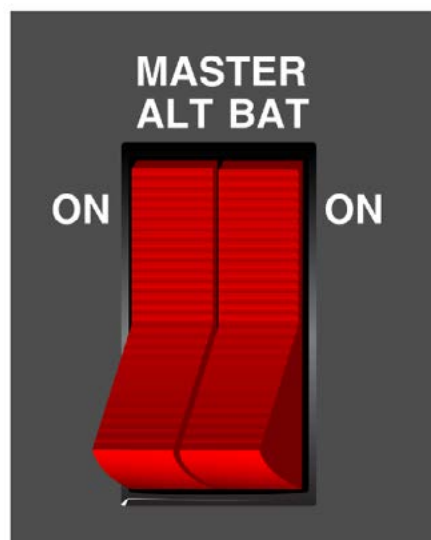


Figura 33. Nesta chave mestra, a metade esquerda é para o alternador e a metade direita é para a bateria.

Com a metade do interruptor do alternador na posição DESLIGADO, toda a carga elétrica é colocada na bateria. Todos os equipamentos elétricos não essenciais devem ser desligados para conservar a energia da bateria.

Um barramento é usado como terminal no sistema elétrico da aeronave para conectar o sistema elétrico principal aos equipamentos que usam eletricidade como fonte de energia. Isso simplifica o sistema de fiação e fornece um ponto comum de distribuição de tensão por todo o sistema. [Figura 34] Fusíveis ou disjuntores são usados no sistema elétrico para proteger os circuitos e equipamentos contra sobrecarga elétrica. Fusíveis sobressalentes com o limite de amperagem apropriado devem ser transportados na aeronave para substituir fusíveis defeituosos ou queimados. Disjuntores têm a mesma função que um fusível, mas podem ser redefinidos manualmente, em vez de substituídos, se ocorrer uma condição de sobrecarga no sistema elétrico. Placas no painel de fusíveis ou disjuntores identificam o circuito por nome e mostram o limite de amperagem.

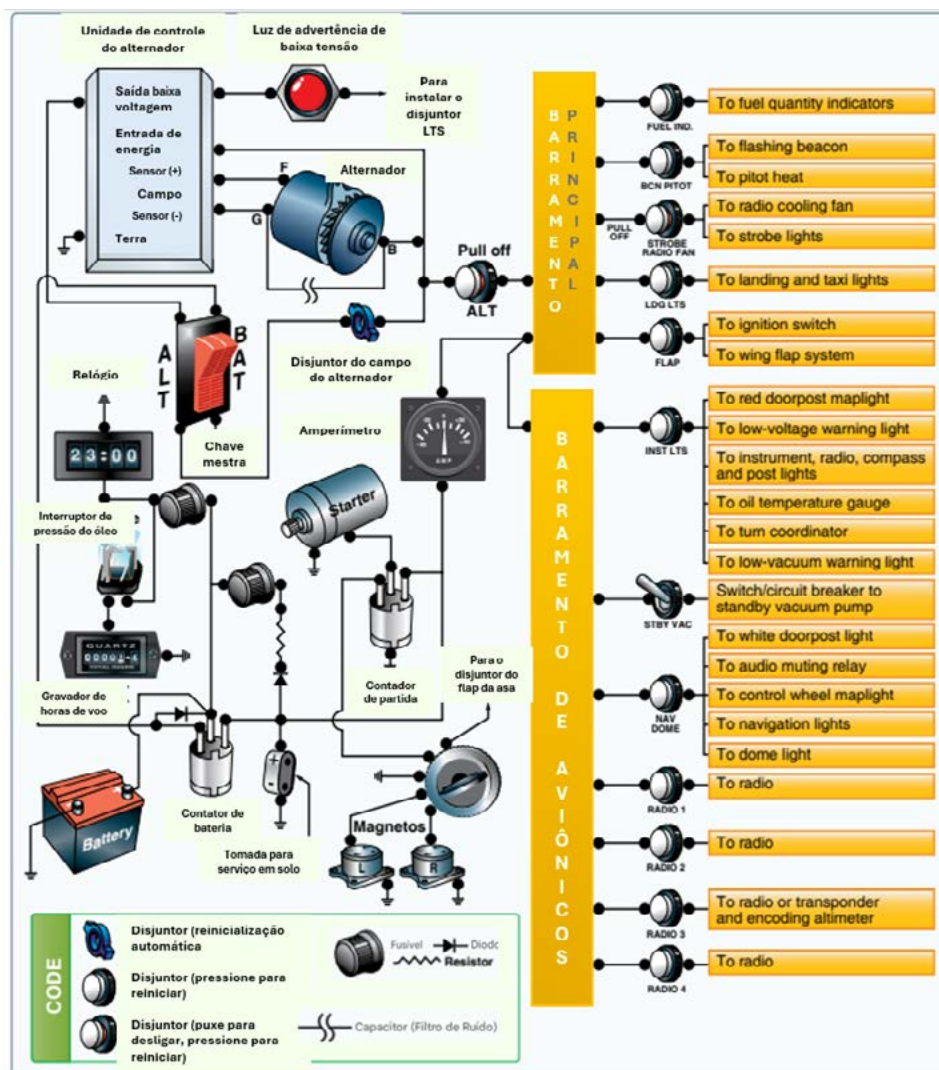


Figura 34. Esquema do sistema elétrico.

Um amperímetro é usado para monitorar o desempenho do sistema elétrico da aeronave. O amperímetro mostra se o alternador/gerador está produzindo a quantidade adequada de energia elétrica. Ele também indica se a bateria está recebendo carga elétrica.

Os amperímetros são projetados com o ponto zero no centro do mostrador e uma indicação negativa ou positiva em cada lado. [Figura 35] Quando o ponteiro do amperímetro está no lado positivo, mostra a taxa de carga da bateria. Uma indicação negativa significa que mais corrente está sendo retirada da bateria do que está sendo substituída. Uma deflexão completa negativa indica uma falha do alternador/gerador. Uma deflexão positiva completa indica uma falha do regulador. Em qualquer caso, consulte o AFM/POH para ação apropriada a ser tomada.

Nem todas as aeronaves estão equipadas com um amperímetro. Algumas têm uma luz de aviso que, quando acesa, indica uma descarga no sistema como uma falha do gerador/alternador. Consulte o AFM/POH para ação apropriada a ser tomada.

Outro indicador de monitoramento elétrico é um medidor de carga (loadmeter). Este tipo de medidor tem uma escala começando com zero e mostra a carga sendo colocada no alternador/gerador. [Figura 35] O medidor de carga reflete a porcentagem total da carga colocada na capacidade de geração do sistema elétrico pelos acessórios elétricos e pela bateria. Quando todos os componentes elétricos estão desligados, ele reflete apenas a quantidade de corrente de carga exigida pela bateria.



Figura 35. Amperímetro e medidor de carga (loadmeter).

Um regulador de voltagem controla a taxa de carga da bateria, estabilizando a saída elétrica do gerador ou alternador. A saída de voltagem do gerador/alternador deve ser maior do que a voltagem da bateria. Por exemplo, uma bateria de 12 volts seria alimentada por um sistema de gerador/alternador de aproximadamente 14 volts. A diferença de voltagem mantém a bateria carregada.

SISTEMAS HIDRÁULICOS

Existem várias aplicações para o uso de sistemas hidráulicos em aeronaves, dependendo da complexidade da aeronave. Por exemplo, um sistema hidráulico é frequentemente usado em aviões pequenos para operar os freios das rodas, o trem de pouso retrátil e algumas hélices de velocidade constante. Em aviões grandes, um sistema hidráulico é usado para superfícies de controle de voo, flaps de asa, spoilers e outros sistemas.

Um sistema hidráulico básico consiste em um reservatório, bomba (manual, elétrica ou acionada pelo motor), um filtro para manter o fluido limpo, uma válvula seletora para controlar a direção do fluxo, uma válvula de alívio para liberar pressão excessiva e um atuador. [Figura 36]

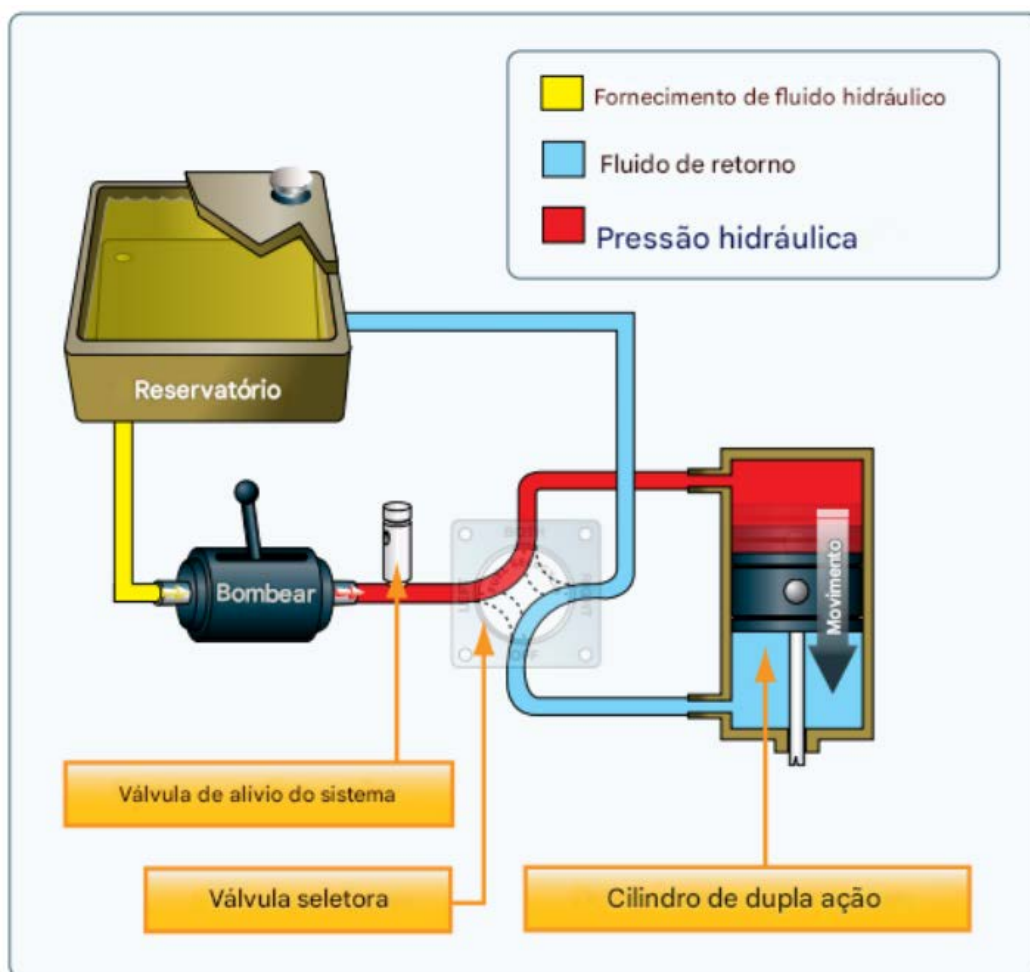


Figura 36. Sistema hidráulico básico.

O fluido hidráulico é bombeado por meio do sistema para um atuador ou servomotor. Um servomotor é um cilindro com um pistão dentro que converte a energia hidráulica em trabalho e cria a potência necessária para mover um sistema de aeronave ou controle de voo. Os servomotores podem ser de ação simples ou de ação dupla, dependendo das necessidades do sistema. Isso significa que o fluido pode ser aplicado a um ou ambos os lados do servomotor, dependendo do tipo de servomotor. Um servomotor de ação simples fornece potência em uma direção. A válvula seletora permite controlar a direção do fluido. Isso é necessário para operações como a extensão e retração do trem de pouso, durante as quais o fluido deve trabalhar em duas direções diferentes. A válvula de alívio fornece uma saída para o sistema no caso de pressão excessiva de fluido no sistema. Cada sistema incorpora diferentes componentes para atender às necessidades individuais de diferentes aeronaves.

Um fluido hidráulico à base de minerais é o tipo mais amplamente utilizado em aeronaves pequenas. Este tipo de fluido hidráulico, um produto de petróleo semelhante ao querosene, possui boas propriedades lubrificantes, bem como aditivos para inibir a formação de espuma e prevenir a corrosão. É quimicamente estável, tem pouca mudança de viscosidade com a temperatura e é tingido para identificação. Como vários tipos de fluidos hidráulicos são comumente utilizados, uma aeronave deve ser abastecida com o tipo especificado pelo fabricante. Consulte o AFM/POH ou o Manual de Manutenção.

TREM DE POUSO

O trem de pouso forma o principal suporte de uma aeronave na superfície. O tipo mais comum de trem de pouso é composto por rodas, mas as aeronaves também podem ser equipadas com flutuadores para operações aquáticas ou esquis para pousar na neve. [Figura 37] O trem de pouso em aeronaves pequenas é composto por três rodas: duas rodas principais (uma localizada em cada lado da fuselagem) e uma terceira roda posicionada na frente ou atrás do avião.



Figura 37. O trem de pouso apoia o avião durante a corrida de decolagem, pouso, taxiamento e quando estacionado.

O trem de pouso com uma roda traseira é chamado de trem de pouso convencional. As aeronaves com trem de pouso convencional são frequentemente chamadas de aeronaves de cauda. Quando a terceira roda está localizada no nariz, é chamada de roda dianteira e o design é chamado de trem de pouso triciclo. Uma roda dianteira ou traseira direcionável permite que o avião seja controlado durante todas as operações em solo.

TREM DE POUSO TRICICLO

Existem três vantagens em usar o trem de pouso triciclo:

1. Permite a aplicação mais vigorosa dos freios durante pousos em alta velocidade sem fazer com que a aeronave pilone.
2. Possibilita melhor visibilidade frontal para o piloto durante decolagens, pousos e taxiamento.
3. Tende a evitar o “ground looping” (o controle direcional é perdido no solo e a cauda da aeronave passa o nariz), proporcionando maior estabilidade direcional durante a operação em solo, uma vez que o centro de gravidade (CG) da aeronave está à frente das rodas principais. O CG à frente mantém o avião em movimento para frente em linha reta, evitando o “ground looping”.

As rodas dianteiras podem ser direcionais ou giratórias. Rodas dianteiras direcionais são conectadas aos lemes por cabos ou hastes, enquanto as rodas dianteiras giratórias podem se movimentar livremente. Em ambos os casos, a aeronave é direcionada usando os pedais de leme. Aeronaves com uma roda dianteira giratória podem exigir que o piloto combine o uso dos pedais de leme com o uso independente dos freios.

TREM DE POUSO CONVENCIONAL

Aeronaves com trem de pouso convencional têm duas rodas principais presas à estrutura da aeronave à frente de seu CG, que suportam a maior parte do peso da estrutura. Um trem de pouso traseiro na parte de trás da fuselagem fornece um terceiro ponto de apoio. Essa disposição permite uma folga adequada em relação ao solo para uma hélice maior e é mais desejável para operações em campos não pavimentados. [Figura 38] Com o CG localizado atrás do trem de pouso principal, o controle direcional usando este tipo de trem de pouso é mais difícil em solo. Esta é a principal desvantagem do trem de pouso convencional. Por exemplo, se o piloto permitir que a aeronave desvie enquanto rola no solo em baixa velocidade, ele ou ela pode não ter controle suficiente do leme e o CG tentará ultrapassar o trem de pouso principal, o que pode fazer com que a aeronave faça um “ground looping”.

Uma segunda desvantagem dos aviões com trem de pouso convencional é a visibilidade frontal reduzida quando o trem de pouso está no solo ou próximo a ele. Devido a essas desvantagens, é necessário treinamento específico para operar aviões com trem de pouso convencional.



Figura 38. Trem de pouso convencional.

TREM DE POUSO FIXO E RETRÁTIL

O trem de pouso também pode ser classificado como fixo ou retrátil. O trem de pouso fixo sempre permanece estendido e tem a vantagem da simplicidade combinada com a baixa manutenção. O trem de pouso retrátil é projetado para aerodinâmica da aeronave, permitindo que o trem de pouso seja recolhido dentro da estrutura durante o voo de cruzeiro. [Figura 39]



Figura 39. Aviões com trem de pouso fixo (esquerda) e retrátil (direita).

FREIOS

Os freios do avião estão localizados nas rodas principais e são acionados por um controle manual ou por pedais (de dedo ou calcanhar). Os pedais operam de forma independente e permitem o acionamento diferencial dos freios. Durante as operações em solo, o acionamento diferencial dos freios pode complementar o direcionamento pelo trem de pouso dianteiro/traseiro.

AERONAVES PRESSURIZADAS

As aeronaves voam em altitudes elevadas por dois motivos. Primeiro, uma aeronave voada em alta altitude consome menos combustível para uma determinada velocidade do que faria para a mesma velocidade em uma altitude mais baixa, porque a aeronave é mais eficiente em uma grande altitude. Em segundo lugar, o mau tempo e a turbulência podem ser evitados voando em ar relativamente calmo acima das tempestades. Muitas aeronaves modernas estão sendo projetadas para operar em altitudes elevadas, aproveitando esse ambiente. Para voar em altitudes mais elevadas, a aeronave deve ser pressurizada ou oxigênio suplementar adequado deve ser fornecido para cada ocupante. É importante que os pilotos que operam essas aeronaves estejam familiarizados com os princípios básicos de operação.

Em um sistema típico de pressurização, a cabine, a cabine de voo e os compartimentos de bagagem são incorporados em uma unidade selada capaz de conter ar sob pressão mais alta do que a pressão atmosférica externa. Em aeronaves com motores a turbina, o ar de sangramento da seção do compressor do motor é usado para pressurizar a cabine. Supercompressores podem ser usados em aeronaves a turboélice de modelo mais antigo para bombear ar para dentro da fuselagem selada. Aeronaves com motor a pistão podem usar ar fornecido de cada turbocompressor do motor através de um venturi sônico (limitador de fluxo). O ar é liberado da fuselagem por um dispositivo chamado válvula de descarga. Ao regular a saída de ar, a válvula de descarga permite um fluxo constante de ar para a área pressurizada. [Figura 40]

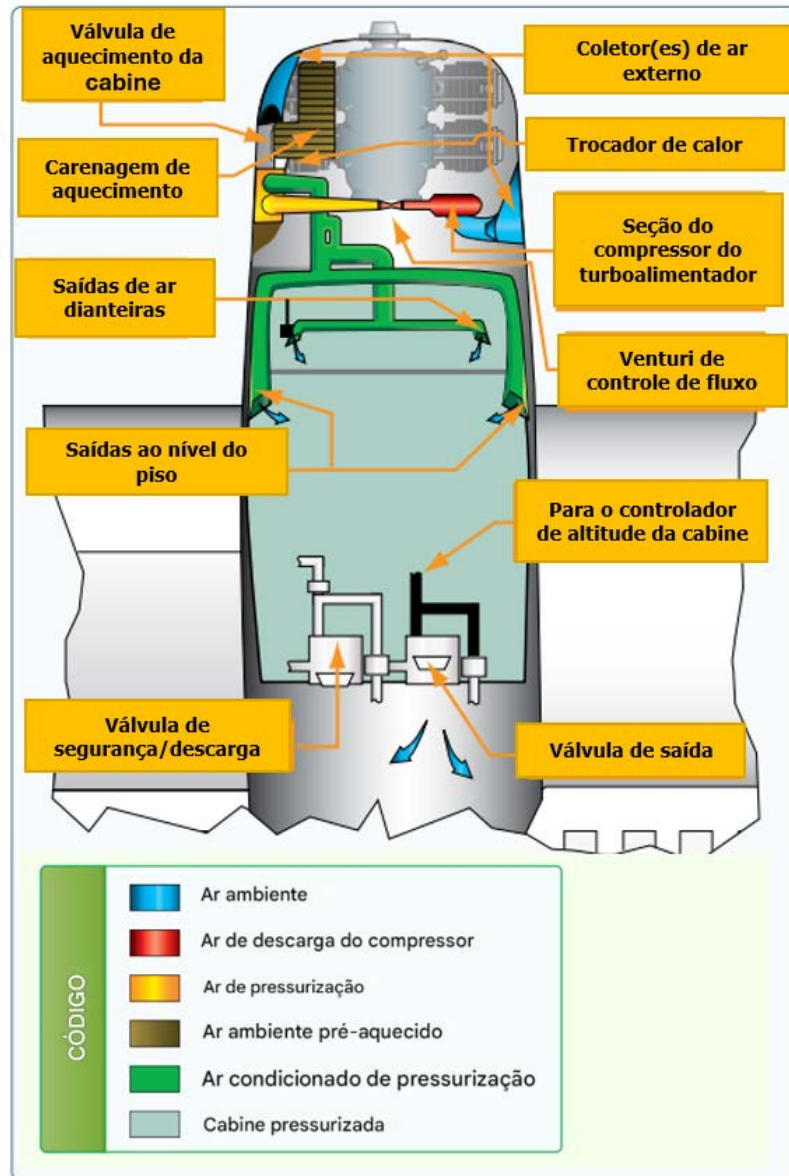


Figura 40. Sistema de pressurização de aeronave de alto desempenho.

Um sistema de pressurização de cabine geralmente mantém uma altitude pressão na cabine de aproximadamente 8.000 pés na altitude máxima de cruzeiro projetada de uma aeronave. Isso evita mudanças rápidas na altitude da cabine que podem ser desconfortáveis ou causar lesões aos passageiros e tripulação. Além disso, o sistema de pressurização permite uma troca razoavelmente rápida de ar de dentro para fora da cabine. Isso é necessário para eliminar odores e remover o ar viciado. [Figura 41]

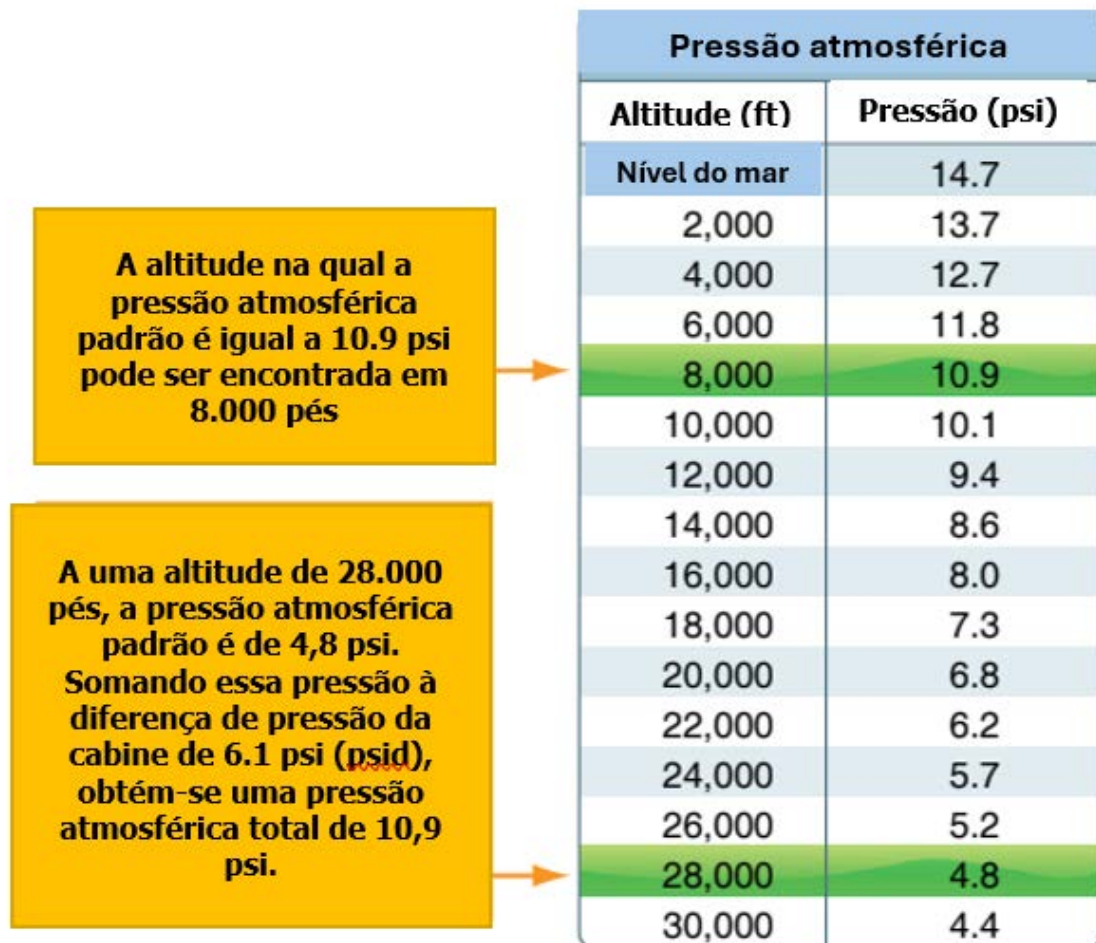


Figura 41. Gráfico de pressão atmosférica padrão.

A pressurização da cabine da aeronave é necessária para proteger os ocupantes contra a hipóxia. Dentro de uma cabine pressurizada, os ocupantes podem ser transportados confortável e seguramente por longos períodos de tempo, especialmente se a altitude da cabine for mantida em 8.000 pés ou menos, onde o uso de equipamento de oxigênio não é necessário. A tripulação de voo nesse tipo de aeronave deve estar ciente do perigo de perda acidental de pressão na cabine e estar preparada para lidar com tal emergência sempre que ocorrer.

Os seguintes termos ajudarão a entender os princípios de operação dos sistemas de pressurização e ar-condicionado:

- Altitude da aeronave: a altura real acima do nível do mar em que a aeronave está voando.
- Temperatura ambiente: a temperatura na área imediatamente ao redor da aeronave.
- Pressão ambiente: a pressão na área imediatamente ao redor da aeronave.
- Altitude da cabine: a pressão da cabine em termos de altitude equivalente acima do nível do mar.
- Pressão diferencial: a diferença de pressão entre a pressão atuando de um lado de uma parede e a pressão atuando do outro lado da parede. Nos sistemas de ar-condicionado e pressurização de aeronaves, é a diferença entre a pressão da cabine e a pressão atmosférica.

O sistema de controle de pressão da cabine oferece regulação da pressão da cabine, alívio de pressão, alívio de vácuo e os meios para selecionar a altitude da cabine desejada na faixa isobárica e diferencial. Além disso, o esgotamento da pressão da cabine é uma função do sistema de controle de pressão. Um regulador de pressão da cabine, uma válvula de escape e uma válvula de segurança são usados para realizar essas funções.

O regulador de pressão da cabine controla a pressão da cabine para um valor selecionado na faixa isobárica e limita a pressão da cabine a um valor diferencial pré-definido na faixa diferencial. Quando uma aeronave atinge a altitude em que a diferença entre a pressão dentro e fora da cabine é igual à maior pressão diferencial para a qual a estrutura da fuselagem foi projetada, um aumento adicional na altitude da aeronave resultará em um aumento correspondente na altitude da cabine.

O controle diferencial é usado para evitar que a pressão diferencial máxima, para a qual a fuselagem foi projetada, seja excedida. Essa pressão diferencial é determinada pela resistência estrutural da cabine e muitas vezes pela relação do tamanho da cabine com as áreas prováveis de ruptura, como áreas de janela e portas.

A válvula de segurança da pressão da cabine é uma válvula de alívio de pressão, alívio de vácuo e de descarga combinados. A válvula de alívio de pressão evita que a pressão da cabine exceda uma pressão diferencial predeterminada acima da pressão ambiente. O alívio de vácuo impede que a pressão ambiente exceda a pressão da cabine, permitindo que o ar externo entre na cabine quando a pressão ambiente excede a pressão da cabine. O interruptor de controle do cockpit aciona a válvula de descarga. Quando este interruptor é posicionado para "ram", uma válvula solenoide se abre, fazendo com que a válvula descarregue o ar da cabine para a atmosfera.

O grau de pressurização e a altitude operacional da aeronave são limitados por vários fatores críticos de design. Principalmente, a fuselagem é projetada para suportar uma pressão diferencial máxima específica da cabine.

Vários instrumentos são usados em conjunto com o controlador de pressurização. O medidor de pressão diferencial da cabine indica a diferença entre a pressão interna e externa. Este medidor deve ser monitorado para garantir que a cabine não exceda a pressão diferencial máxima permitida. Um altímetro de cabine também é fornecido como um controle do desempenho do sistema. Em alguns casos, esses dois instrumentos são combinados em um. Um terceiro instrumento indica a taxa de subida ou descida da cabine. Um instrumento de taxa de subida da cabine e um altímetro de cabine são ilustrados na Figura 42.



Figura 42. Instrumentos de pressurização da cabine.

A descompressão é definida como a incapacidade do sistema de pressurização da aeronave de manter sua pressão diferencial projetada.

Isso pode ser causado por um mau funcionamento no sistema de pressurização ou por danos estruturais à aeronave. Fisiologicamente, as descompressões se dividem nas seguintes duas categorias:

- Descompressão explosiva: uma mudança na pressão da cabine mais rápida do que os pulmões podem descomprimir, possivelmente resultando em danos pulmonares. Normalmente, o tempo necessário para liberar o ar dos pulmões sem restrições, como máscaras, é de 0,2 segundos. A maioria das autoridades considera qualquer descompressão que ocorra em menos de 0,5 segundos como explosiva e potencialmente perigosa.
- Descompressão rápida: uma mudança na pressão da cabine na qual os pulmões descomprimem mais rápido do que a cabine. Durante uma descompressão explosiva, pode haver barulho, e a pessoa pode se sentir tonta por um momento. O ar da cabine enche-se de neblina, poeira ou detritos voadores. A neblina ocorre devido à rápida queda de temperatura e à mudança da umidade relativa. Normalmente, os ouvidos se desentopem automaticamente. O ar sai pela boca e pelo nariz devido à saída de ar dos pulmões e pode ser percebido por algumas pessoas.

A descompressão rápida diminui o período de consciência útil porque o oxigênio nos pulmões é exalado rapidamente, reduzindo a pressão sobre o corpo. Isso diminui a pressão parcial de oxigênio no sangue e reduz o tempo de desempenho eficaz do piloto de um terço a um quarto de seu tempo normal. Por esse motivo, uma máscara de oxigênio deve ser usada ao voar em altitudes muito altas (35.000 pés ou mais). Recomenda-se que os membros da tripulação selecionem a configuração de oxigênio de 100% no regulador de oxigênio em altas altitudes se a aeronave estiver equipada com um sistema de oxigênio de demanda ou pressão de demanda.

O perigo primário da descompressão é a hipóxia. A utilização rápida e adequada do equipamento de oxigênio é necessária para evitar inconsciência. Outro perigo potencial que os pilotos, tripulantes e passageiros enfrentam durante descompressões em altitudes

elevadas é a doença da descompressão por gás evoluído. Isso ocorre quando a pressão sobre o corpo cai o suficiente, o nitrogênio sai da solução e forma bolhas dentro da pessoa que podem ter efeitos adversos em alguns tecidos corporais.

A descompressão causada por danos estruturais na aeronave apresenta outro tipo de perigo para pilotos, tripulantes e passageiros — serem lançados ou jogados para fora da aeronave se estiverem próximos de aberturas. Indivíduos próximos de aberturas devem usar cintos de segurança ou dispositivos de retenção a todo momento quando a aeronave estiver pressurizada e eles estiverem sentados. Danos estruturais também têm o potencial de expô-los a rajadas de vento e temperaturas extremamente frias.

A descida rápida da altitude é necessária para minimizar esses problemas. Sistemas automáticos de alerta visual e auditivo são incluídos no equipamento de todas as aeronaves pressurizadas.

SISTEMAS DE OXIGÊNIO

Tripulantes e passageiros utilizam sistemas de oxigênio, em conjunto com sistemas de pressurização, para evitar a hipóxia. As regulamentações exigem, no mínimo, que as tripulações de voo tenham e usem oxigênio suplementar após 30 minutos de exposição a altitudes de pressão da cabine entre 12.500 e 14.000 pés. O uso de oxigênio suplementar é necessário imediatamente após a exposição a altitudes de pressão da cabine acima de 14.000 pés. Todo ocupante da aeronave, acima de 15.000 pés de altitude de pressão da cabine, deve ter oxigênio suplementar. No entanto, com base nas características físicas e condição de uma pessoa, ela pode sentir os efeitos da privação de oxigênio em altitudes muito mais baixas. Algumas pessoas voando acima de 10.000 pés durante o dia podem sentir desorientação devido à falta de oxigênio adequado. À noite, especialmente quando fatigadas, esses efeitos podem ocorrer a partir de 5.000 pés. Portanto, para uma proteção ótima, os pilotos são incentivados a usar oxigênio suplementar acima de 10.000 pés de altitude da cabine durante o dia e acima de 5.000 pés à noite.

A maioria das aeronaves de alta altitude vem equipada com algum tipo de instalação fixa de oxigênio. Se a aeronave não tiver uma instalação fixa, o equipamento de oxigênio portátil deve estar prontamente acessível durante o voo. O equipamento portátil geralmente consiste em um recipiente, regulador, saída de máscara e medidor de pressão. O oxigênio da aeronave geralmente é armazenado em recipientes de sistema de alta pressão de 1.800 a 2.200 psi. Quando a temperatura ambiente ao redor de um cilindro de oxigênio diminui, a pressão dentro desse cilindro diminui porque a pressão varia diretamente com a temperatura se o volume de um gás permanecer constante. Uma queda na pressão indicada de um cilindro de oxigênio suplementar pode ser devido ao recipiente estar armazenado em uma área não aquecida da aeronave em vez de uma real exaustão do suprimento de oxigênio. Os recipientes de oxigênio de alta pressão devem ser marcados com a tolerância em psi (ou seja, 1.800 psi) antes de encher o recipiente até essa pressão. Os recipientes devem ser fornecidos com oxigênio que atenda ou exceda a Norma de Pureza de Oxigênio Respiratório do SAE AS8010 (revisada). Para garantir a segurança, inspeções periódicas e manutenção do sistema de oxigênio devem ser realizadas.

Um sistema de oxigênio consiste em uma máscara ou cânula e um regulador que fornece um fluxo de oxigênio dependente da altitude da cabine. A maioria dos reguladores aprovados para uso até 40.000 pés é projetada para fornecer 0% de oxigênio do cilindro e 100% de ar da cabine a altitudes de cabine de 8.000 pés ou menos, com a proporção mudando para 100% de oxigênio e 0% de ar da cabine a aproximadamente 34.000 pés de altitude da cabine. A maioria dos reguladores aprovados até 45.000 pés é projetada para fornecer 40% de oxigênio do cilindro e 60% de ar da cabine em altitudes mais baixas, com a proporção mudando para 100% na altitude mais alta. [Figura 43]

Os pilotos devem estar cientes do perigo de incêndio ao usar oxigênio. Materiais que são quase à prova de fogo em ar comum podem ser suscetíveis à combustão em oxigênio. Óleos e graxas podem se inflamar se expostos ao oxigênio e não podem ser usados para vedar as válvulas e conexões do equipamento de oxigênio. Fumar durante qualquer tipo de uso de equipamento de oxigênio é proibido. Antes de cada voo, o piloto deve inspecionar e testar minuciosamente todo o equipamento de oxigênio. A inspeção deve incluir um exame completo do equipamento de oxigênio da aeronave, incluindo o suprimento disponível, um teste operacional do sistema e garantia de que o oxigênio suplementar esteja prontamente acessível. A inspeção deve ser realizada com as mãos limpas e deve incluir uma inspeção visual da máscara e dos tubos em busca de rasgos, rachaduras ou deterioração; o regulador para condição e posição da válvula e alavancas; quantidade de oxigênio; e a localização e funcionamento dos medidores de pressão de oxigênio, indicadores de fluxo e conexões. A máscara deve ser colocada e o sistema deve ser testado. Após o uso de qualquer oxigênio, verifique se todos os componentes e válvulas estão desligados.



Figura 43. Regulador do sistema de oxigênio.

MÁSCARAS DE OXIGÊNIO

Existem inúmeros tipos e designs de máscaras de oxigênio em uso. O fator mais importante no uso de máscaras de oxigênio é garantir que as máscaras e o sistema de oxigênio sejam compatíveis. As máscaras de tripulação são ajustadas ao rosto do usuário com um mínimo de vazamento e geralmente contêm um microfone. A maioria das máscaras é do tipo oronasal, que cobre apenas a boca e o nariz.

Uma máscara de passageiro pode ser uma moldagem de borracha em forma de copo, suficientemente flexível para dispensar o ajuste individual. Pode ter uma simples tira elástica para a cabeça ou o passageiro pode segurá-la no rosto.

Todas as máscaras de oxigênio devem ser mantidas limpas para reduzir o perigo de infecção e prolongar a vida útil da máscara. Para limpar a máscara, lave-a com uma solução de sabão neutro e água e enxágue com água limpa. Se houver um microfone instalado, use um cotonete limpo, em vez de água corrente, para limpar a solução de sabão. A máscara também deve ser desinfetada. Um pedaço de gaze embebido em uma solução aquosa de Merthiolate pode ser usado para limpar a máscara. Esta solução utilizada deve conter uma colher de chá de Merthiolate por litro de água. Limpe a máscara com um pano limpo e deixe secar ao ar.

CÂNULA

Uma cânula é um pedaço ergonômico de tubo plástico que passa sob o nariz para administrar oxigênio ao usuário. As cânulas geralmente são mais confortáveis do que as máscaras, mas podem não fornecer um fluxo adequado de oxigênio de forma tão confiável quanto as máscaras ao operar em altitudes mais elevadas. As aeronaves certificadas de acordo com regulamentos mais antigos tinham cânulas instaladas com um sistema de oxigênio a bordo. No entanto, os regulamentos atuais exigem que as aeronaves com sistemas de oxigênio instalados e certificados para operações acima de 18.000 pés sejam equipadas com máscaras de oxigênio em vez de cânulas. Muitas cânulas têm um medidor de fluxo na linha de fornecimento de oxigênio. Se equipado, uma verificação periódica do indicador de fluxo verde deve fazer parte da verificação regular do piloto. [Figura 44]



Figura 44. Cânula com detector de fluxo verde.

SISTEMAS DE OXIGÊNIO DILUENTE-DEMANDA

Os sistemas de oxigênio diluente-demanda fornecem oxigênio apenas quando o usuário inspira através da máscara. Uma alavanca automix permite que os reguladores misturem automaticamente o ar da cabine e o oxigênio ou forneçam 100% de oxigênio, dependendo da altitude. A máscara de demanda proporciona uma vedação hermética sobre o rosto para evitar diluição com o ar externo e pode ser usada com segurança até 40.000 pés. Um piloto que tem barba ou bigode deve garantir que esteja aparado de maneira que não interfira com a vedação da máscara de oxigênio. O ajuste da máscara em torno da barba ou bigode deve ser verificado em terra para uma vedação adequada.

SISTEMAS DE OXIGÊNIO DE PRESSÃO-DEMANDA

Os sistemas de oxigênio de pressão-demanda são semelhantes aos equipamentos de oxigênio de demanda diluente, exceto que o oxigênio é fornecido à máscara sob pressão em altitudes de cabine acima de 34.000 pés. Os reguladores de pressão-demanda criam vedação hermética ao ar e ao oxigênio, mas também fornecem uma aplicação de pressão positiva de oxigênio à peça facial da máscara, o que permite que os pulmões do usuário sejam pressurizados com oxigênio. Essa característica torna os reguladores de pressão-demanda seguros em altitudes acima de 40.000 pés. Alguns sistemas podem ter uma máscara de demanda de pressão com o regulador preso diretamente à máscara, em vez de montado no painel de instrumentos ou em outra área dentro da cabine de comando. O regulador montado na máscara elimina o problema de uma mangueira longa que deve ser purgada de ar antes que 100% de oxigênio comece a fluir para a máscara.

SISTEMA DE OXIGÊNIO DE FLUXO CONTÍNUO

Os sistemas de oxigênio de fluxo contínuo geralmente são fornecidos para passageiros. A máscara do passageiro geralmente possui um saco de reservatório que coleta oxigênio do sistema de oxigênio de fluxo contínuo durante o tempo em que o usuário da máscara está exalando. O oxigênio coletado no saco de reservatório permite uma taxa de fluxo aspiratório mais alta durante o ciclo de inalação, o que reduz a quantidade de diluição do ar. O ar ambiente é adicionado ao oxigênio fornecido durante a inalação após o esgotamento do suprimento de oxigênio do saco de reservatório. O ar exalado é liberado para a cabine. [Figura 45]



Figura 45. Máscara de fluxo contínuo e bolsa de reinalação.

SISTEMA DE OXIGÊNIO DE DEMANDA POR PULSO ELÉTRICO

Os sistemas portáteis de oxigênio de demanda por pulso elétrico fornecem oxigênio detectando o esforço de inalação de um indivíduo e fornecem fluxo de oxigênio durante a parte inicial da inalação. Os sistemas de demanda por pulso não desperdiçam oxigênio durante o ciclo respiratório, pois o oxigênio é entregue apenas durante a inalação.

Em comparação com os sistemas de fluxo contínuo, o método de entrega de oxigênio por demanda de pulso pode reduzir a quantidade de oxigênio necessária em 50% a 85%. A maioria dos sistemas de oxigênio de demanda por pulso também incorpora um barômetro interno que compensa automaticamente as mudanças de altitude, aumentando a quantidade de oxigênio entregue para cada pulso à medida que a altitude aumenta.

Antes de realizar o serviço em qualquer aeronave com oxigênio, consulte o manual de serviço específico da aeronave para determinar o tipo de equipamento necessário e os procedimentos a serem utilizados. Certos cuidados devem ser observados sempre que os sistemas de oxigênio da aeronave forem atendidos. O serviço do sistema de oxigênio deve ser realizado apenas quando a aeronave estiver fora dos hangares. A limpeza pessoal e a boa organização são imperativas ao trabalhar com oxigênio. O oxigênio sob pressão cria resultados espontâneos quando entra em contato com produtos de petróleo. [Figura 46]



Figura 46. EDS-011 sistema portátil de oxigênio por demanda de pulso.

OXÍMETROS DE PULSO

Um oxímetro de pulso é um dispositivo que mede a quantidade de oxigênio no sangue de um indivíduo, além da frequência cardíaca. Este dispositivo não invasivo mede as mudanças de cor que os glóbulos vermelhos sofrem quando estão saturados de oxigênio. Transmitindo um feixe de luz especial através da ponta do dedo para avaliar a cor dos glóbulos vermelhos, um oxímetro de pulso pode calcular o grau de saturação de oxigênio dentro de 1% do oxigênio sanguíneo medido diretamente. Devido à sua portabilidade e rapidez, os oxímetros de pulso são muito úteis para pilotos operando em aeronaves não pressurizadas acima de 12.500 pés, onde o oxigênio suplementar é necessário. Um oxímetro de pulso permite que membros da tripulação e passageiros de uma aeronave avaliem sua necessidade real de oxigênio suplementar. [Figura 47]



Figura 47. Oxímetro de pulso ônix.

SERVIÇO DE SISTEMAS DE OXIGÊNIO

Os prestadores de serviço devem garantir que removeram a sujeira, óleo e graxa (incluindo protetor labial e óleo de cabelo) das mãos antes de trabalhar com equipamentos de oxigênio. Também é essencial que roupas e ferramentas estejam livres de óleo, graxa e sujeira.

Aeronaves com tanques de oxigênio instalados permanentemente geralmente exigem duas pessoas para realizar o serviço do sistema. Uma deve estar posicionada nos controles do equipamento de serviço e a outra posicionada onde possa observar os manômetros de pressão do sistema da aeronave. Não é recomendado realizar o serviço do sistema de oxigênio durante operações de abastecimento da aeronave ou enquanto outros trabalhos estão sendo realizados que possam fornecer uma fonte de ignição.

O serviço do sistema de oxigênio enquanto os passageiros estão a bordo da aeronave também não é recomendado.

SISTEMAS ANTI-GELO E DEGELO

O equipamento anti-gelo é projetado para prevenir a formação de gelo, enquanto o equipamento de degelo é projetado para remover o gelo uma vez que este tenha se formado. Esses sistemas protegem o bordo de ataque das superfícies das asas e da cauda, as aberturas das portas estáticas e de pitot, as aberturas de ventilação do tanque de combustível, os dispositivos de aviso de estol, os para-brisas e as lâminas da hélice. Luzes de detecção de gelo também podem ser instaladas em algumas aeronaves para determinar a extensão do gelo estrutural durante voos noturnos.

A maioria das aeronaves leves possui apenas um tubo de pitot aquecido e não é certificada para voo em condições de gelo. Essas aeronaves leves têm capacidade limitada de voo de longa distância em climas mais frios durante o final do outono, inverno e início da primavera. Aeronaves não certificadas devem sair imediatamente das condições de gelo. Consulte o AFM/POH para mais detalhes.

ANTI-GELO E DEGELO DE PERFIL AERODINÂMICO

Os revestimentos de degelo infláveis consistem em uma folha de borracha ligada ao bordo de ataque do perfil aerodinâmico. Quando o gelo se acumula no bordo de ataque, uma bomba pneumática acionada pelo motor infla os revestimentos de borracha. Muitas aeronaves turboélice desviam o ar de sangria do motor para a asa para inflar os revestimentos de borracha. Após a inflação, o gelo se quebra e deve cair do bordo de ataque da asa. Os revestimentos de degelo são controlados a partir do cockpit por um interruptor e podem ser operados em um único ciclo ou permitidos a ciclar em intervalos automáticos e cronometrados. [Figura 48] No passado, acreditava-se que se os revestimentos fossem acionados muito cedo após o encontro com gelo, a camada de gelo se expandiria em vez de se soltar, resultando em uma condição chamada de “ponte de gelo”. Consequentemente, ciclos subsequentes dos revestimentos de degelo seriam ineficazes na remoção da acumulação de gelo. Embora algum gelo residual possa permanecer após um ciclo do revestimento, a “ponte de gelo” não ocorre com nenhum revestimento moderno. Os pilotos podem acionar os revestimentos assim que uma acumulação de gelo for observada. Consulte o AFM/POH para informações sobre a operação de revestimentos de degelo em uma aeronave.

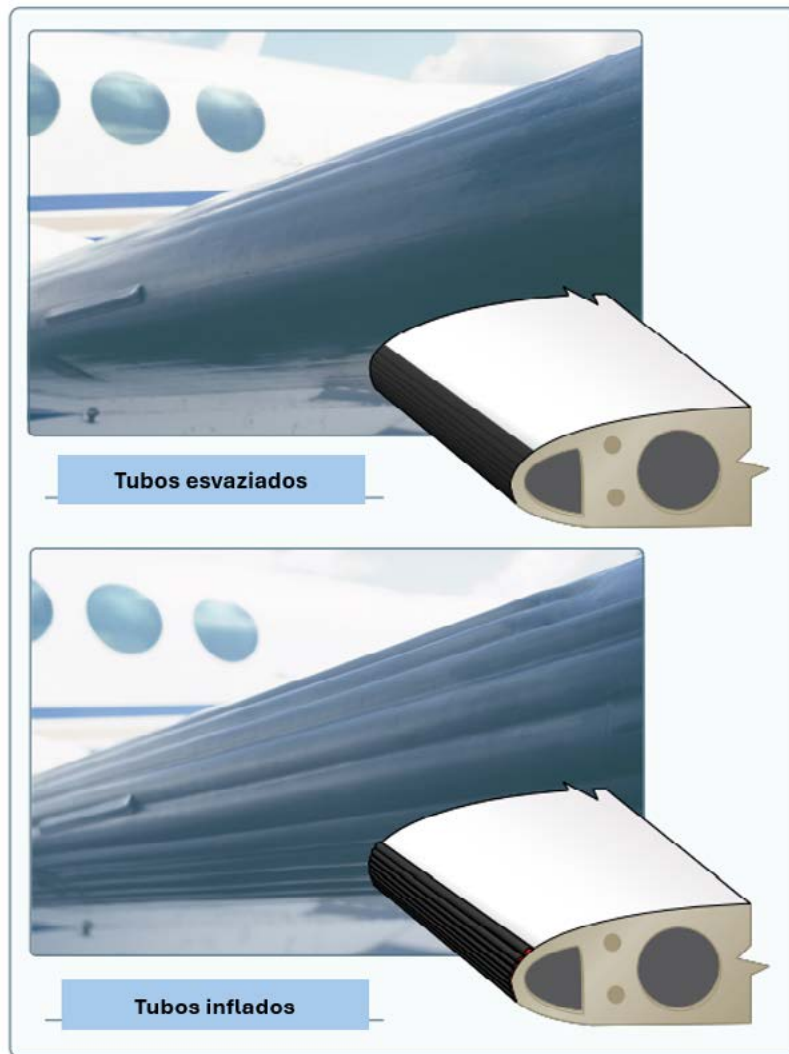


Figura 48. Revestimento de degelo no bordo de ataque da asa.

Muitos sistemas de revestimentos de degelo usam o medidor de sucção do sistema de instrumentos e um medidor de pressão pneumática para indicar o funcionamento correto dos revestimentos. Esses medidores têm marcações de faixa que indicam os limites operacionais para o funcionamento dos revestimentos. Alguns sistemas também podem incorporar uma luz de sinalização para indicar o funcionamento correto dos revestimentos.

A manutenção adequada e o cuidado dos revestimentos de degelo são importantes para a operação contínua deste sistema. Eles precisam ser cuidadosamente inspecionados durante o pré-voo.

Outro tipo de proteção do bordo de ataque é o sistema térmico anti-gelo. O calor proporciona um dos métodos mais eficazes para prevenir a acumulação de gelo em um perfil aerodinâmico. Aeronaves de alta performance à turbina frequentemente direcionam ar quente da seção do compressor do motor para as superfícies do bordo de ataque. O ar quente aquece as superfícies do bordo de ataque o suficiente para prevenir a formação de gelo. Um tipo mais recente de sistema térmico anti-gelo, referido como ThermaWing, utiliza uma folha laminada de grafite aquecida eletricamente aplicada ao bordo de ataque da asa e ao estabilizador horizontal. Os sistemas ThermaWing geralmente possuem duas zonas de aplicação de calor. Uma zona no bordo de ataque recebe calor contínuo; a segunda zona mais para trás recebe calor em ciclos para desalojar o gelo, permitindo que as forças aerodinâmicas o removam. Os sistemas térmicos anti-gelo devem ser ativados antes de entrar em condições de gelo.

Um tipo alternativo de proteção do bordo de ataque que não é tão comum quanto os sistemas térmicos anti-gelo e revestimentos de degelo são conhecidos como asas que choram. O design de asas que choram utiliza pequenos furos localizados no bordo de ataque da asa para prevenir a formação e acumulação de gelo. Uma solução anticongelante é bombeada para o bordo de ataque e vaza através dos furos. Além disso, a asa que chora é capaz de descongelar uma aeronave. Quando o gelo se acumula nos bordos de ataque, a aplicação da solução anticongelante quebra quimicamente a ligação entre o gelo e a estrutura da aeronave, permitindo que as forças aerodinâmicas removam o gelo. [Figura 49]

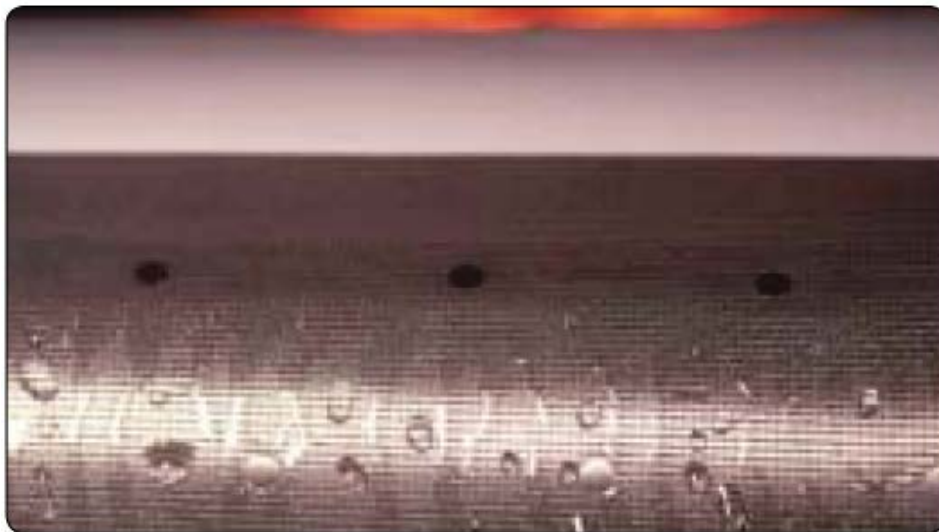


Figura 49. TKS Sistema de anti-gelo/degelo, asas que choram.

ANTI-GELO PARA PÁRA-BRISAS

Existem dois tipos principais de sistemas antigelo para para-brisas. O primeiro sistema direciona um fluxo de álcool para o para-brisas. Se usado cedo o suficiente, o álcool evita que o gelo se acumule no para-brisas. A taxa de fluxo de álcool pode ser controlada por um botão no cockpit, de acordo com os procedimentos recomendados pelo fabricante da aeronave. Outro método eficaz de equipamento antigelo é o método de aquecimento elétrico. Pequenos fios ou outro material condutor são embutidos no para-brisas. O aquecedor pode ser ligado por um interruptor no cockpit, fazendo com que uma corrente elétrica passe pelo para-brisa através dos fios, para fornecer calor suficiente para evitar a formação de gelo. O para-brisa aquecido só deve ser usado durante o voo. Não o deixe ligado durante operações em solo, pois pode superaquecer e sofrer danos. Aviso: a corrente elétrica pode causar erros de desvio da bússola em até 40°.

ANTI-GELO PARA HÉLICE

As hélices são protegidas contra o gelo pelo uso de álcool ou elementos aquecidos eletricamente. Algumas hélices são equipadas com um bico de descarga apontado para a raiz da lâmina. O álcool é descarregado pelos bicos, e a força centrífuga conduz o álcool pelo bordo de ataque da lâmina. Os revestimentos também são sulcados para ajudar a direcionar o fluxo de álcool. Isso impede que o gelo se forme no bordo de ataque da hélice. As hélices também podem ser equipadas com revestimentos anti-gelo. O revestimento da hélice é dividido em duas seções – a seção interna e a seção externa. Os revestimentos são embutidos com fios elétricos que conduzem corrente para aquecer a hélice.

O sistema anti-gelo da hélice pode ser monitorado quanto ao funcionamento adequado, monitorando o amperímetro anti-gelo da hélice. Durante a inspeção pré-voo, verifique o funcionamento dos revestimentos da hélice. Se um revestimento falhar em aquecer uma lâmina, pode ocorrer uma carga desigual na lâmina e causar vibrações severas da hélice. [Figura 50]



Figura 50. Amperímetro da hélice e revestimentos anti-gelo.

OUTROS SISTEMAS ANTI-GELO E DEGELO

Os tubos de pitot e estáticos, aberturas de ventilação de combustível, sensores de aviso de estol e outros equipamentos opcionais podem ser aquecidos por elementos elétricos. Verificações operacionais dos sistemas aquecidos eletricamente devem ser realizadas de acordo com o AFM/POH. A operação dos sistemas anti-gelo e degelo da aeronave deve ser verificada antes de encontrar condições de gelo. Encontros com gelo estrutural requerem ação imediata. Equipamentos anti-gelo e degelo não são destinados a sustentar voo de longo prazo em condições de gelo.

RESUMO DO CAPÍTULO

Todas as aeronaves têm a necessidade de sistemas essenciais, como o motor, hélice, sistemas de indução, ignição, bem como os sistemas de combustível, lubrificação, refrigeração, elétrico, trem de pouso e controle ambiental para suportar o voo.

Compreender os sistemas da aeronave que está sendo pilotada é fundamental para sua operação segura e manutenção adequada. Consulte o AFM/POH para informações específicas relacionadas à aeronave que está sendo pilotada. Vários sites de fabricantes e grupos de proprietários também podem ser uma fonte valiosa de informações adicionais.

QUER SABER MAIS?

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

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

Super App da Anac

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

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



Baixe gratuitamente





ACOMPANHE A ANAC NAS REDES SOCIAIS



[/oficialanac](#)



[/company/oficial-anac](#)



[/oficialanac](#)



[/oficialanacbr](#)