

AeroTOD

ESCOLA DE AVIAÇÃO CIVIL

Teoria e Construção de Motores de Aeronaves

Prof. Vanderlei dos Reis



CNPJ	72.443.914/0001-38
Mantenedora	AERO TD ESCOLA DE AVIAÇÃO CIVIL LTDA - ME
Instituição	AERO TD Escola de Aviação Civil
Esfera Administrativa	Privada
Endereço (Rua, Nº.)	Rua Madalena Barbi nº 46.
Cidade UF CEP	Bairro: Centro - Florianópolis SC. CEP: 88.015-200
Telefone Fax	(48) 32235191
Eixo Tecnológico:	Infraestrutura
Curso:	Profissionalizante em Manutenção de Aeronaves - Habilitação Grupo Motopropulsor
Carga Horária Total:	1034 horas

ES

Sumário

Apresentação	4
Módulo I	6 – 29
Módulo II	32 – 59
Módulo III	61 – 95
Módulo IV	98 – 116
Módulo V	119 – 136
Módulo VI	139 - 160

Apresentação da Disciplina

Caro aluno

Pretendo que a disciplina Teoria e Construção de Motores de Aeronaves, seja um instrumento que ofereça a você um grande conhecimento a respeito do funcionamento dos motores Convencionais e o motores à Reação. Gostaria de ressaltar que, motor convencional, motor alternativo e motor à pistão são nomenclatura dada por autores diferentes para o mesmo motor.

Nesta disciplina você irá aprender com os princípios de funcionamento de todos os motores usados nos diversos tipos de aeronaves em operação, bem como, a finalidade de todos os componentes que fazem parte da construção dos motores.

Para que você tenha um entendimento profundo desta matéria, peço a você que leia a apostila com muita atenção e anote as suas dúvidas para que possamos discuti-las em nossos Chats.

Esta disciplina está dividida em seis módulos:

No módulo I: Você irá conhecer a nomenclatura do tipos de motores usados nas aeronaves, alguns fatores que interferem positivamente ou negativamente em suas operações, os tipos de motores alternativos e os componentes que fazem parte da sua construção e para que servem estes componentes.

No módulo II: Daremos continuidade ao conhecimento do componentes de um motor alternativo e você irá aprender também, a finalidade de um comando de válvulas e conhecer todos os componentes que fazem parte da sua construção e para que serve cada um.

No módulo III: Trataremos do conhecimento dos componentes de um motor alternativo e você irá aprender também o princípio de funcionamento do ciclo teórico e o ciclo real de um motor alternativo e os tipos de potências que atuam quando o motor está em operação.

Nos módulos IV, V e VI: Você irá aprender o princípio de funcionamento dos motores à reação e os componentes que fazem parte da construção deste tipo de motor e para que serve cada um deles.

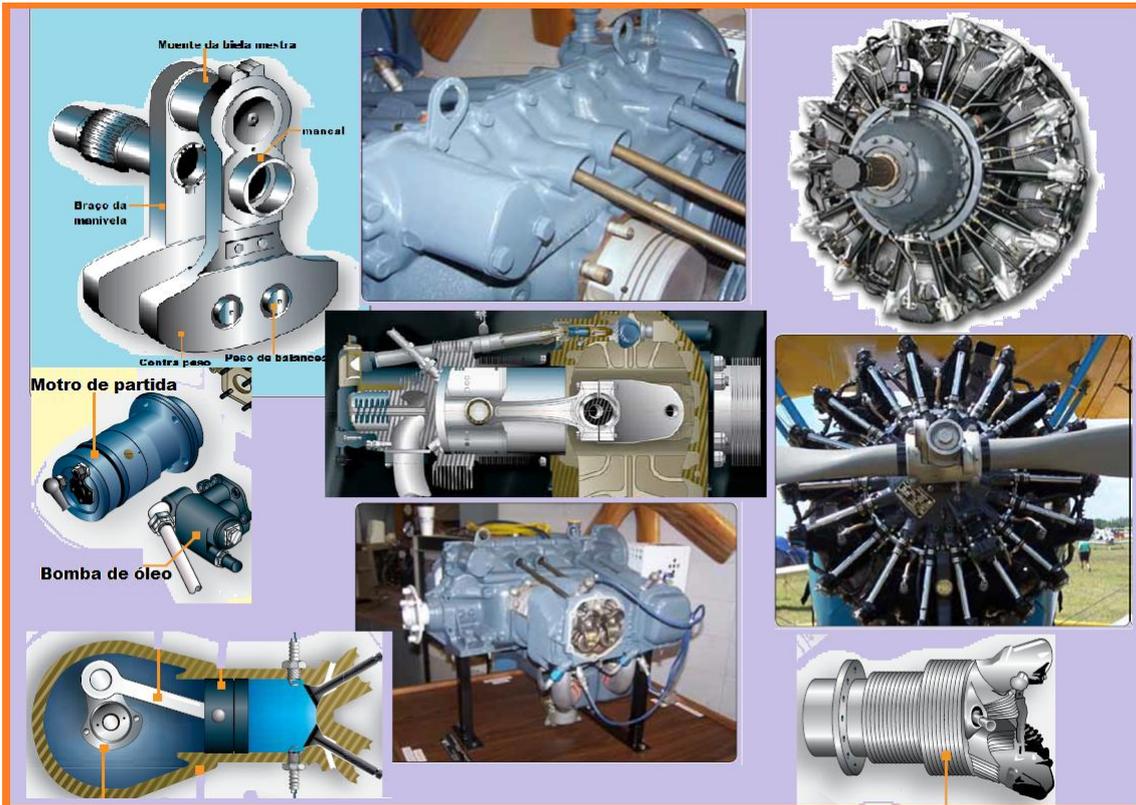
Ao encerrar esta disciplina você possuirá conhecimento do princípio de funcionamento de todos os motores que são utilizados nas operações das aeronaves que estão em operação no mundo e saber identificar cada componente que faz parte da construção deste motores.

Lembre-se que estarei ao seu lado, acompanhando-o, orientando-o e estimulando seus estudos.

É muito importante poder compartilhar esses conteúdos com você.

Bons estudos!

Prof. Vanderlei dos Reis



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

MÓDULO I

TIPOS DE MOTORES E SEUS COMPONENTES

INTRODUÇÃO

Caro aluno,

Neste módulo você irá conhecer a nomenclatura dos tipos de motores usados nas aeronaves, alguns fatores que interferem em suas operações, os tipos de motores alternativos e os componentes que fazem parte da sua construção e para que servem estes componentes.

Fique atento!

Para que uma aeronave permaneça em voo e com velocidade constante, deve existir um empuxo igual e em direção oposta ao arrasto aerodinâmico dessa aeronave. Esse empuxo ou força propulsora é fornecido por um motor térmico adequado.

Todos os motores térmicos têm em comum a capacidade de converter energia calorífica em energia mecânica, por meio do fluxo de uma massa de fluido através desse motor. Em todos os casos, a energia calorífica é liberada em uma posição (um ponto) do ciclo onde a pressão é alta em relação à pressão atmosférica. Esses motores são usualmente divididos em grupos ou tipos dependendo de:

- (1) Do fluido de trabalho utilizado no ciclo do motor;
- (2) Dos meios pelos quais a energia mecânica é transformada em força de propulsão;
- (3) Do método de compressão do fluido de trabalho do motor.

Os tipos de motores estão ilustrados na figura 1-1.

TIPO DE MOTOR	PRINCIPAL MÉTODO DE COMPRESSÃO	FLUÍDO DE TRABALHO DO MOTOR	FLUÍDO DE TRABALHO DE PROPULSÃO
TURBO JATO	COMPRESSOR À TURBINA	MISTURA AR/COMBUSTÍVEL	O MESMO DO TRABALHO DO MOTOR
TURBOÉLICE	COMPRESSOR À TURBINA	MISTURA AR/COMBUSTÍVEL	AR AMBIENTE
ESTATOR-REATOR	AR DE IMPACTO DEVIDO A ALTA VELOCIDADE DE VÔO	MISTURA AR/COMBUSTÍVEL	O MESMO DO TRABALHO DO MOTOR
PULSO-JATO	COMPRESSÃO DEVIDO À COMBUSTÃO	MISTURA AR/COMBUSTÍVEL	O MESMO DO TRABALHO DO MOTOR
ALTERNATIVO	AÇÃO ALTERNADA DOS PISTÕES	MISTURA AR/COMBUSTÍVEL	AR AMBIENTE
FOGUETE	COMPRESSÃO DEVIDO À COMBUSTÃO	MISTURA OXIDADOR/COMBUSTÍVEL	O MESMO DO TRABALHO DO MOTOR

Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-1 Tipos de motores.

A força de propulsão é obtida através do deslocamento de um fluido de trabalho (não necessariamente o mesmo fluido utilizado dentro do motor), na direção oposta àquela na qual a aeronave é propelida.

Isso é uma aplicação da terceira lei de Newton. O ar é o principal fluido utilizado para propulsão em todos os tipos de motores, exceto foguetes, nos quais apenas subprodutos da combustão são acelerados e deslocados.

As hélices de uma aeronave equipada com motores turboélices aceleram uma grande massa de ar, através de uma pequena mudança de velocidade. O fluido (ar) utilizado para a força de propulsão é em diferente quantidade daquela utilizada no motor para produzir energia mecânica.

Turbos jatos, estado jatos e pulso jatos aceleram uma menor quantidade de ar através de uma maior mudança de velocidade. Eles utilizam para a força de propulsão, o mesmo fluido de trabalho utilizado dentro dos motores.

Um foguete transporta seu próprio oxidante ao invés de utilizar ar ambiente para combustão. Ele descarrega os subprodutos gasosos de combustão através do bocal de escapamento, a uma velocidade extremamente alta.

Além disso, os motores são caracterizados por comprimir o fluido de trabalho antes da adição de calor. Os métodos são caracterizados por comprimir o fluido de trabalho antes da adição de calor.

São estes os métodos básicos de compressão:

- (1) Compressor à turbina (motor à turbina);
- (2) Descolamento positivo, compressor tipo pistão (motor alternativo);
- (3) Ar de impacto devido à velocidade de voo (estado-reator);
- (4) Aumento da pressão devido à combustão (pulso jato e foguete).

Uma descrição específica dos principais tipos de motores utilizados na aviação comercial é dada adiante.

1.1 COMPARAÇÃO DOS MOTORES DE AERONAVES

Além das diferenças nos métodos empregados pelos diversos tipos de motores para produzir empuxo, existem diferenças em sua adequabilidade para diferentes tipos de aeronaves. A discussão seguinte assinala algumas das importantes características que determinam sua adequabilidade.

Exigências Gerais

Todos os motores devem obedecer às exigências gerais de eficiência, economia e confiabilidade. Além de econômico quanto ao consumo de combustível, um motor deve ser econômico quanto ao custo de sua obtenção original e quanto ao custo de manutenção, e tem que atender às exigências rigorosas da razão de eficiência e baixo peso de unidade por potência.

O motor deve ser capaz de prover alta potência de saída sem sacrifício da confiabilidade, e deve ter durabilidade para operar por longos períodos entre revisões. É necessário que o motor seja tão compacto quanto possível, apesar do fácil acesso para manutenção.

É requerido que ele seja tão livre de vibrações quanto possível e que possa cobrir um largo alcance de potência de saída a várias velocidades e altitudes.

Essas exigências ditam o uso dos sistemas de ignição que irão entregar o impulso elétrico para as velas ou ignitores no tempo exato, em qualquer condição de tempo, mesmo adversa. Dispositivos medidores são necessários para entregar combustível na proporção correta para o ar ingerido pelo motor, independente da altitude ou condições de tempo nas quais o motor está sendo operado.

O motor precisa de um tipo de sistema de óleo, que seja fornecido sob pressão adequada para todas as peças móveis, quando ele estiver em funcionamento. Ele deve, também, ter um sistema para amortecer as vibrações, quando estiver operando.

Potência e Peso

O rendimento útil de todo motor de aeronave é o empuxo, a força que impele a aeronave. Sendo a potência do motor alternativo medida em BHP (cavalo força ao freio), e a potência do motor de turbina a gás medida em libras de empuxo, não pode ser feita uma comparação direta.

Contudo, uma vez que a combinação motor alternativo/hélice recebe o empuxo da hélice, a comparação pode ser feita convertendo o cavalo força, desenvolvido pelo motor alternativo, para empuxo.

Se desejado, o empuxo de um motor de turbina a gás pode ser convertido em THP (cavalo força de empuxo). Porém, é necessário considerar a velocidade da aeronave. Essa conversão pode ser feita através da fórmula:

$$THP = \frac{\text{Empuxo} \times \text{Velocidade (MPH)}}{375 \text{ lbs} - \text{MPH}}$$

O valor 375 libras-milha por hora é tirado da fórmula básica de cavalo-força abaixo.

$$1\text{hp} = 33.000 \text{ lb. pé por minuto}$$

$$33.000 \times 60 = 1.980.000 \text{ lb. pé por hora.}$$

$$\frac{1.980.000}{5.280} = 375 \text{ Libras - milhas por hora}$$

Um cavalo-força é igual a 33.000 lb pé por minuto ou 375 libras-milha por hora. Sob condições estáticas, o valor do empuxo é equivalente a aproximadamente 2,6 libras por hora. Se uma turbina a gás está produzindo 4.000 libras de empuxo, e a aeronave na qual o motor está instalado está voando a 500 m.p.h., o THP será:

$$\frac{4000 \times 500}{375} = 5.333,33 \text{ thp.}$$

É necessário calcular o cavalo-força para cada velocidade de uma aeronave, uma vez que o cavalo-força varia com a velocidade. Portanto, não é prático tentar comparar o rendimento de motor à turbina na base de cavalo força.

O motor de aeronave opera a uma percentagem relativamente alta de sua potência máxima durante sua vida em serviço. Durante uma decolagem, o motor está sempre em potência máxima. Ele pode manter essa potência por um período, até o limite estabelecido pelo fabricante.

Raramente um motor é mantido à potência máxima por mais de 2 minutos, e usualmente nem atinge esse tempo. Poucos segundos após a decolagem, a potência é reduzida para aquela utilizada durante a subida e que pode ser mantida por longos períodos. Após a aeronave atingir a altitude de cruzeiro, a potência do(s) motor (es) é reduzida para a potência de cruzeiro, a qual pode ser mantida, enquanto durar o voo.

Se o peso de um motor por B.H.P. (chamado peso específico do motor) diminui, a carga útil que uma aeronave pode transportar e a performance da aeronave, obviamente aumentam. Cada libra a mais no peso do motor de uma aeronave reduz o seu desempenho. Enormes ganhos, reduzindo o peso de motores de aeronaves através de melhoria de projetos e metalurgia, têm resultado em motores alternativos, produzindo, atualmente, 1hp por cada libra de peso.

Economia de Combustível

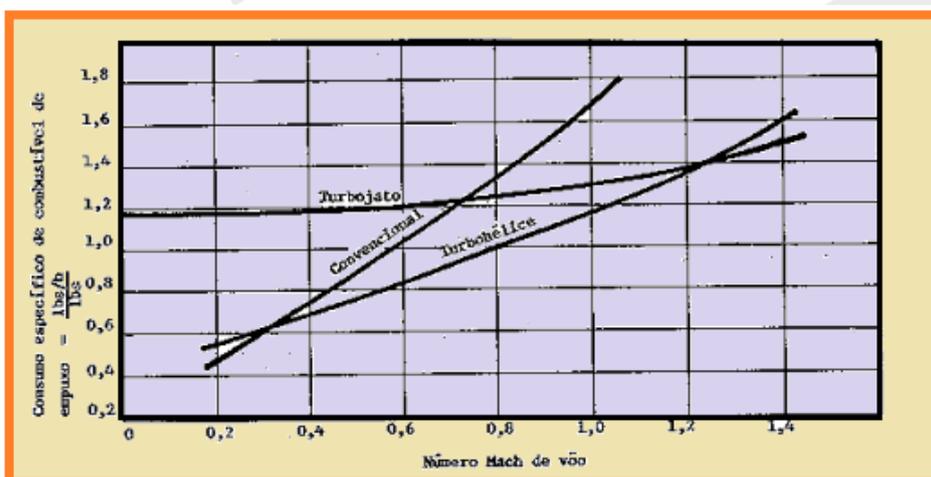
O parâmetro básico para descrever a economia de combustível de motores aeronáuticos é, geralmente, o consumo específico. O consumo específico de combustível para turbojatos e estatojatos é o fluxo de combustível (Lbs.h), dividido pelo empuxo (Lbs), e para motores alternativos, o fluxo de combustível (Lbs.h) dividido pelo B.H.P. São denominados: "consumo específico por unidade de empuxo" e "consumo específico por B.H.P.", respectivamente.

O consumo específico equivalente é utilizado para motores turboélices e é o fluxo em libras por hora dividida pela equivalente potência no eixo. Comparações podem ser feitas entre os diversos motores com relação à base de consumo específico.

À baixa velocidade, os motores alternativos e turboélices têm melhor economia que os motores turbojatos.

Contudo, à alta velocidade, devido a perdas na eficiência da hélice, a eficiência dos motores alternativos ou turboélices torna-se menor que a dos turbojatos.

A figura 1-2 mostra uma comparação dos consumos específicos de empuxo médio de três tipos de motores à potência homologada, ao nível do mar.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-2 Comparação do consumo específico de três tipos de motores, à potência homologada, ao nível do mar.

Durabilidade e Confiabilidade

Durabilidade e confiabilidade são geralmente consideradas fatores idênticos, uma vez que é difícil mencionar um sem incluir o outro. Um motor de aeronave é confiável quando pode manter seu desempenho dentro de uma classificação específica, em variações amplas de atitudes de voo, sob condições atmosféricas extremas. Padrões de confiabilidade de motores devem satisfazer as exigências da autoridade aeronáutica, do seu fabricante e do fabricante do seu produto através do projeto, pesquisa e teste. Um rígido controle de fabricação e de procedimentos de montagem é mantido e cada motor é testado antes de sair da fábrica.

Durabilidade é o tempo de vida do motor, enquanto mantém a confiabilidade desejada. O fato de um motor ter completado com sucesso seu ensaio de carga estática, indica que ele pode ser operado de forma normal por um longo período, antes de requerer uma revisão geral. Contudo, intervalos definidos de tempo entre revisão geral, não é especificado ou implicado na classificação do motor.

O TBO (intervalo entre revisões) varia com as condições de operação do motor, tais como temperaturas, duração do tempo em que o motor é operado em alta potência e manutenção recebida.

Confiabilidade e durabilidade são, dessa forma, criadas no motor por seu fabricante, porém a confiabilidade continuada desse motor é determinada pela manutenção, revisão geral e pessoal operador. Manutenção e métodos de revisão, cuidadosas inspeções periódicas e de pré-voo e estrita observância dos limites de operação estabelecidos pelo fabricante, tornarão a falha do motor uma rara ocorrência.

Flexibilidade de Operação

Flexibilidade de operação é a capacidade de um motor funcionar suavemente e apresentar o desempenho desejado a cada regime de operação, desde a marcha lenta até a potência máxima. O motor de aeronave tem que funcionar eficientemente sob todas as variações nas condições atmosféricas encontradas nas operações correntes.

Compactação

Para que haja linhas de fluxo apropriadas e balanceamento da aeronave, a forma e o tamanho do motor tem que ser tão compactos quanto possível. Em aeronaves monomotoras, a forma e o tamanho do motor também afetam a visibilidade do piloto, tornando o motor pequeno melhor, desse ponto de vista, além de reduzir o arrasto criado pela área frontal maior.

Limitações de peso são rigorosamente relacionadas com a compactação necessária. Quanto mais alongado e "espalhado" for o motor, mais difícil se torna manter o peso específico dentro dos limites permissíveis.

Seleção do Motor

O peso e o consumo específico foram discutidos em parágrafos anteriores, porém, devido à necessidade de determinados projetos, a seleção final de um motor pode ser baseada em outros fatores além daqueles, os quais podem ser discutidos do ponto de vista analítico. Por essa razão, uma discussão geral sobre a seleção do motor é aqui incluída.

Para aeronaves cujas velocidades de cruzeiro não excederão 250 m.p.h., o motor alternativo é a escolha usual. Quando é requerida economia em alcance de baixa velocidade, o motor alternativo convencional é escolhido devido à sua excelente eficiência. Quando é requerido um desempenho em grandes altitudes, o motor alternativo com turbo-compressor pode ser escolhido devido à capacidade de manter a potência homologada para grandes altitudes (acima de 30.000 pés).

Para alcançar velocidades de cruzeiros de 180 até 350 m.p.h., o motor turboélice apresenta melhor desempenho que o apresentado por outros tipos de motores. Eles desenvolvem mais potência por libra de peso que os motores alternativos, permitindo assim, maior carga de combustível ou carga paga para motores de uma dada potência.

O rendimento total máximo de um motor turboélice é menor que aquele de um motor alternativo à baixa velocidade. Motores turboélice operam de forma mais econômica a grandes altitudes, porém eles têm um teto de serviço ligeiramente inferior ao dos motores alternativos com turbo-compressor.

A economia de operação dos motores turboélices, em termos de toneladas de carga-milha por libra de combustível, será usualmente menor que a dos motores alternativos, porque as aeronaves de carga são geralmente projetadas para baixa velocidade de operação. Por outro lado, o custo de operação de um turboélice pode se aproximar daquele de um motor alternativo devido à utilização de combustível mais barato.

Aeronaves que pretendam operar entre altas velocidades subsônicas e Mach 2.0 são equipadas com motores turbojatos. A exemplo dos turboélices, os turbojatos operam mais eficientemente em grandes altitudes. Em altas velocidades, a economia de combustível de aeronave, impulsionada através de motor turbojato em termos de milhas por libra de combustível, é inferior àquela atingida em baixas velocidades com motores alternativos. Contudo, em operação os motores alternativos são mais complexos que outros motores. A operação correta de motores alternativos requer quase que o dobro da instrumentação requerida pelos turbojatos ou turboélice, além de requer diversos controles adicionais. Uma troca no ajuste de potência na instalação de alguns motores alternativos pode requerer o ajuste de cinco controles, enquanto a mudança na potência em um turbojato requer apenas a alteração no conjunto de manetes. Além disso, existe um grande número de temperaturas e pressões críticas a ser observado na instalação dos motores alternativos que na instalação dos turbojatos ou turboélices.

1.2 TIPOS DE MOTORES ALTERNATIVOS

Muitos tipos de motores alternativos já foram projetados. Contudo, fabricantes têm desenvolvido alguns projetos que são geralmente mais utilizados que outros e são, portanto, reconhecidos como convencionais. Motores alternativos podem ser classificados de acordo com a montagem dos cilindros com relação ao eixo de manivelas (em linha, em V, radial e oposto) ou de acordo com método de refrigeração (a líquido ou a ar). Realmente, todos os motores são refrigerados através da transferência do excesso de calor para o ar ao seu redor. Nos motores refrigerados a ar, essa transferência de calor é feita diretamente dos cilindros para o ar.

Nos motores refrigerados a líquido, o calor é transferido dos cilindros para o refrigerante, o qual é então enviado através de tubulações e resfriado dentro do radiador, instalado no fluxo de ar. O radiador deve ser suficientemente grande para resfriar o líquido com eficiência. O calor é transferido para o ar mais devagar que para o líquido, portanto, é necessário prover finas aletas metálicas nos cilindros, para uma efetiva troca de calor. A maior parte dos motores aeronáuticos é refrigerada a ar.

Motores em Linha

Um motor em linha tem geralmente um número par de cilindros, muito embora alguns motores de 3 cilindros já tenham sido construídos. Esses motores podem ser refrigerados a água ou a ar e têm somente um eixo de manivelas, o qual está localizado abaixo ou acima dos cilindros. Se um motor for projetado para operar com os cilindros abaixo do eixo de manivelas, será denominado motor invertido.

O motor em linha tem uma pequena área frontal, e é mais bem adaptado ao fluxo de ar. Quando montado com os cilindros na posição invertida, ele oferece a vantagem adicional de um trem de pouso menor e maior visibilidade para o piloto. Os motores em linha têm maior razão peso-cavalo-força que muitos outros motores. Com o aumento no tamanho do motor, o tipo refrigerado a ar, em linha, oferece desvantagem adicional quanto à refrigeração adequada, portanto, esse tipo de motor é, em larga escala, restrito aos de pequenas e médias potências utilizadas em pequenas aeronaves.

Motores Opostos ou Tipo "O"

Os motores opostos, mostrados na figura 1-3, têm duas carreiras de cilindros diretamente opostos, com eixo de manivelas no centro.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-3 Motor de cilindros opostos.

Os pistões das duas carreiras de cilindros são conectados ao eixo de manivelas. Embora o motor possa ser refrigerado a líquido ou a ar a versão refrigerada a ar é utilizada predominantemente em aviação. Ele pode ser montado com os cilindros na posição

horizontal ou vertical. Os motores opostos têm uma baixa razão peso-cavalo força e sua estreita silhueta o torna ideal para instalação horizontal em asas de aeronaves. Outra vantagem é sua relativamente baixa vibração.

Motores em "V"

Nos motores em "V" os cilindros são montados em duas carreiras em linha, geralmente a 60°. A maioria dos motores tem 12 cilindros, os quais são refrigerados a líquido ou a ar. Os motores são designados por um "V" seguido de um traço e pelo "deslocamento" do pistão em polegadas cúbicas, por exemplo, V-1710.

Motores Radiais

Os motores radiais consistem de uma carreira ou carreiras de cilindros dispostos ao redor de um cárter central (figura 1-4). Esse tipo de motor demonstrou ser muito rijo e digno de confiança.

O número de cilindros que compõem uma carreira pode ser três, cinco, sete ou nove.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1- 4 Motor radial.

Alguns motores radiais têm duas carreiras de sete ou nove cilindros dispostos ao redor do cárter. Um tipo tem quatro carreiras de cilindros com sete cilindros em cada.

A potência produzida pelos diferentes tamanhos de motores radiais varia de 100 a 3800 cavalos-força.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1
Motor radial duplo (duas carreiras de cilindros)

Projeto e Construção de Motores Alternativos

As peças básicas de um motor são o cárter, os cilindros, os pistões, as bielas, o mecanismo de comando de válvulas e o eixo de manivelas. Na cabeça de cada cilindro estão as válvulas e as velas. Uma das válvulas dá passagem para o sistema de admissão, a outra dá passagem para o sistema de escapamento. Dentro de cada cilindro está um pistão móvel conectado ao eixo de manivelas por uma biela. A figura 1-5 ilustra as partes básicas de um motor alternativo.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-5 Partes básicas de um motor alternativo.

Seções do Carter

A base de um motor é o seu cárter. Ele contém os rolamentos nos quais o eixo de manivelas se apoia. Além de auto sustentar-se o cárter deve prover um recipiente para o óleo de lubrificação e tem que apoiar diversos mecanismos externos e internos do motor. Ele também provê apoio para fixação dos conjuntos de cilindros e para fixação do motor à aeronave. O cárter deve ser suficientemente rígido e forte para evitar desalinhamento do eixo de manivelas e de seus rolamentos. Ligas de alumínio, fundidas ou forjadas, são geralmente usadas na construção de cárter devido à sua leveza e resistência. Cárters de aço forjado são utilizados em alguns motores de alta potência.

O cárter está sujeito a muitas variações de vibração e de outras forças. Considerando que os cilindros são presos ao cárter, enormes forças de expansão tendem a arrancar os cilindros do cárter.

As forças de inércia e centrífuga desbalanceadas do eixo de manivelas, agindo no rolamento principal, expõem o cárter a momentos de flexão, os quais trocam continuamente de direção e de intensidade. O cárter precisa ter suficiente rigidez para resistir a esses momentos de flexão sem deflexões de oposição. Se o motor for equipado com engrenagem de redução de hélices, a parte frontal estará sujeita a forças adicionais.

Além das forças de empuxo desenvolvidas pelas hélices sob condições de alta potência, existem severas forças centrífugas e giroscópicas aplicadas ao cárter devido às súbitas trocas

de direção de voo, tais como aquelas que ocorrem durante as manobras das aeronaves. Forças giroscópicas são particularmente severas quando uma hélice muito pesada é instalada.

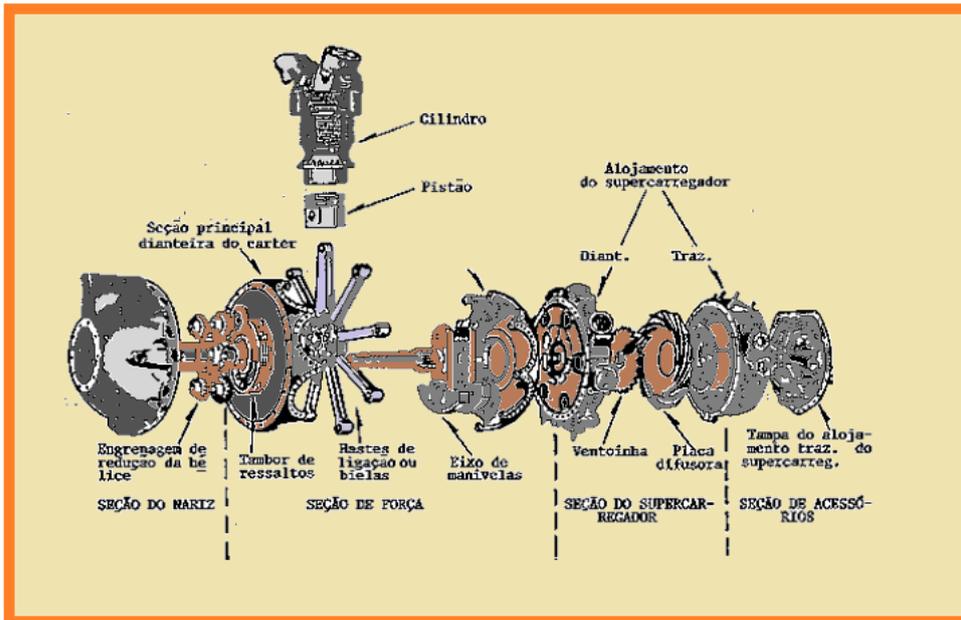


Fonte: FAA - *Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1*

O Carte

Motores Radiais

O motor mostrado na figura 1-6 é um motor radial de nove cilindros, em uma carreira de construção relativamente simples, possuindo a parte frontal inteira e o cárter em duas seções. Os motores com duas carreiras de cilindros são de construção ligeiramente mais complexa que os de uma só carreira.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-6 Seções do motor.

Por exemplo, o cárter do motor Wright R-3350 é composto de uma seção frontal, quatro seções principais (principal dianteira, central dianteira, central traseira e principal traseira), alojamento do prato de ressaltos e tuchos traseiros, alojamentos frontal e traseiro do compressor e tampa traseira do alojamento do compressor.

Os motores Pratt and Whitney de tamanho equivalente, incorporam as mesmas seções básicas, muito embora a construção e a nomenclatura tenham diferenças consideráveis.

Seção do Nariz

As formas da seção do nariz variam consideravelmente. Em geral, elas são cônicas ou arredondadas, de forma a manter o metal sobre tensão ou compressão, ao invés de esforços cisalhantes.

Uma seção de nariz cônica é utilizada frequentemente em motores de baixa potência de acionamento direto, porque não é requerido espaço extra para alojar as engrenagens de redução da hélice. É geralmente fundido em liga de alumínio ou magnésio, uma vez que a baixa potência desenvolvida e a utilização de hélice leve não requerem seção forjada, que é de custo mais elevado.

A seção do nariz nos motores que desenvolvem de 1.000 a 2.500 h é geralmente arredondada e, algumas vezes, contém nervuras para mantê-la o mais rígido possível.

A liga de alumínio é o material amplamente utilizado devido à sua adaptação aos processos de forjamento e suas características de absorver vibrações.

O projeto e construção da seção do nariz constituem um importante fator, pois ela está sujeita a uma ampla variação de forças de vibração. Por exemplo, se o mecanismo de válvulas estiver localizado na frente dos cilindros, a vibração e as forças que ocorrem nos tuchos e conjunto guia são aplicadas próximo à parte flangeada do cárter.

As forças criadas pelas engrenagens de redução da hélice são aplicadas ao cárter como um todo. Cuidadas inspeções quanto à vibração são conduzidas durante os testes experimentais dos motores projetados mais recentemente, para observarmos que essas condições não irão tornar-se danosas durante toda a faixa de operação do motor.

A montagem do governador da hélice é variável. Em alguns motores, ele se localiza na seção traseira, muito embora isso complique sua instalação, especialmente se a hélice for operada ou controlada por pressão de óleo, devido à distância entre o governador e a hélice. Onde são utilizadas hélices operadas hidraulicamente, é prático instalar o governador na seção do nariz, o mais próximo possível da hélice, para reduzir o comprimento das passagens de óleo. O governador é então acionado ou através de dentes de engrenagem da periferia desse mecanismo ou por algum outro meio adequado.

Uma vez que a seção do nariz transmite forças muito variáveis para a seção principal ou seção de potência, ela deve ser fixada de maneira conveniente, para que possa transmitir as cargas com eficiência. Ela deve também fazer um contato adequado para proporcionar uma condução de calor rápida, uniforme e também, uma boa vedação para evitar vazamento de óleo. Isso geralmente é conseguido através de juntas e parafusos.

Em alguns dos grandes motores, uma pequena câmara está localizada no fundo da seção do nariz para a coleta de óleo. Essa seção é chamada de cárter inferior ou coletor de óleo.

Seção de Potência

Nos motores equipados com biela mestra bipartida e eixo de manivelas tipo maciço, a seção do cárter principal ou de potência pode ser maciça, geralmente de liga de alumínio. A parte frontal dessa seção é aberta quando o prato do diafragma, no qual o rolamento principal dianteiro é montado, for removido. Os pivôs podem ser removidos através dessa abertura por meio de um sacador disponível. A biela mestra é então removida, desmontando-se o terminal bipartido e tirando a haste através do furo do cilindro da biela mestra. Existe

também, um motor equipado com essa montagem de eixo de manivelas e biela mestra que utiliza um cárter bipartido, cujas partes são unidas através de parafusos.

A seção principal bipartida (liga de alumínio ou magnésio) pode ser ligeiramente mais cara, porém permite melhor controle de qualidade da fundição ou forjamento. Essa seção geralmente é necessária, quando a biela mestra maciça e o eixo de manivelas do tipo bipartido são utilizados.

Essa parte do motor é comumente denominada seção de potência, porque é nela que o movimento alternativo do pistão é convertido em movimento rotativo do eixo de manivelas. Devido às enormes cargas e forças do conjunto do eixo de manivelas e da tendência dos cilindros de separarem o cárter, especialmente em condições extremas, quando ocorre a explosão do motor, a seção do cárter principal deve ser muito bem projetada e construída. É aconselhável forjar essa seção em liga de alumínio, para obter uniformidade na densidade do metal e máxima resistência.

Os grandes motores utilizam uma seção principal em liga de aço forjado, a qual é ligeiramente mais pesada, porém apresenta resistência muito maior. O projeto de seções forjadas é, geralmente, de tal forma, que ambas as metades podem ser fabricadas no mesmo molde, de forma a diminuir o custo de fabricação. Nenhuma variação deverá ocorrer durante a operação de fabricação. As duas metades são unidas na linha central dos cilindros e presas por meio dos parafusos adequados e de alta resistência.

As superfícies usinadas, sobre as quais os cilindros são montados, são chamadas base dos cilindros. Elas dispõem dos meios de fixação dos cilindros ao cárter. A prática geral quanto à forma de fixar o flange do cilindro à base consiste em montar prisioneiros em furos roscados no cárter.

Nos motores equipados com seção principal de aço, parafusos de cobertura estão sendo utilizados porque as roscas podem ser abertas em material mais resistente, que não sofra dilatação ou extensão, durante a instalação e remoção contínua de corpos roscados. A parte interna das bases dos cilindros é algumas vezes chanfrada para permitir a instalação de um anel de vedação em volta da saia do cilindro, o qual provê selagem eficiente entre o cilindro e o cárter, evitando vazamento de óleo.

Tendo em vista que o óleo é arremessado no cárter, especialmente nos motores em linha invertida e radiais, as saias dos cilindros se estendem a uma distância considerável dentro da seção do cárter, para reduzir o fluxo de óleo no interior dos cilindros invertidos. O conjunto pistão e anel, naturalmente, devem ser montados de forma tal que o óleo expelido por eles irá salpicar diretamente sobre os próprios pistões e anéis. Como mencionado anteriormente,

a seção do nariz é presa a um lado da unidade da seção principal e a seção difusora é presa ao outro lado.

Seção Difusora

A seção do difusor ou do compressor é geralmente fundida em liga de alumínio, muito embora, em alguns casos, a liga de magnésio mais leve seja utilizada.

Essa seção dispõe de flange em sua periferia para ligar o conjunto do motor à sua estrutura ou berço, destinados a ligar o motor à fuselagem das aeronaves monomotoras, ou à nacele da estrutura da asa nas aeronaves multimotoras. Os flanges podem ser de construção integral ou separável, como no caso dos berços flexíveis ou dinâmicos. O conjunto do berço suporta todo o motor, incluindo a hélice e, dessa forma, é projetado para prover ampla resistência quanto a rápidas manobras ou outras cargas.

Devido à dilatação e contração dos cilindros, as tubulações de admissão, as quais transportam a mistura da câmara difusora através da passagem da válvula de admissão, são montadas para prover uma junta flexível e que deve ser à prova de vazamento.

A pressão atmosférica sobre o lado externo do invólucro de um motor sem compressor será maior que a pressão interna, especialmente, quando o motor estiver operando em marcha lenta. Se o motor for equipado com um compressor e operado em potência máxima, a pressão será consideravelmente maior interna que externamente ao invólucro.

Se a conexão da junta flexível tiver um pequeno vazamento, o motor pode girar em marcha lenta alta devido à mistura pobre. Se o vazamento for maior, não se conseguirá marcha lenta. Com a manete toda aberta, um pequeno vazamento provavelmente não seria perceptível na operação do motor, mas a mistura ar/combustível poderia causar detonação ou danos nas válvulas e nas sedes das válvulas.

Em alguns motores radiais, as tubulações de admissão têm comprimento considerável. Em alguns motores em linha, essas tubulações estão em ângulos retos com relação aos cilindros. Nesses casos, a flexibilidade das tubulações de admissão ou de suas montagens, elimina a necessidade da junta flexível.

Em qualquer caso, o sistema de indução deverá ser montado, de forma que não haja vazamento de ar nem altere a razão ar/combustível desejada.

Seção de Acessórios

A seção de acessórios (traseira) é geralmente fabricada através do processo de fundição e o material pode ser liga de alumínio ou magnésio, ambos bastante utilizados.

Em alguns motores, essa seção é fundida em peça única e provida de meios para fixação de acessórios, tais como magnetos, carburadores, bombas de combustível, óleo e vácuo, motores de partida, geradores, etc., nos diversos locais requeridos, de forma a facilitar o acesso. Outras adaptações consistem na fundição de liga de alumínio e uma cobertura fundida em magnésio, separadamente, na qual os montantes de fixação dos acessórios são montados.

A prática nos recentes projetos tem padronizado a montagem dos adaptadores para os diversos acessórios, de forma que eles sejam intercambiáveis entre os diversos tipos de motores. Por exemplo, a grande demanda de corrente elétrica nas grandes aeronaves e o torque de partida mais elevado requerido nos motores mais potentes, tem resultado no aumento do tamanho dos motores de partida e geradores. Isso significa que um maior número de parafusos de fixação será necessário e, em alguns casos, a seção traseira reforçada. Os eixos de acionamento de acessórios são montados em buchas de bronze, localizadas nas seções difusora e traseira. Esses eixos se prolongam pela seção traseira e são ligados a engrenagens, das quais se tira potência, ou a arranjos de acionamento que são ligados aos adaptadores de acessórios. Dessa forma, diversas razões de engrenagens podem ser montadas para dar a velocidade adequada para o magneto, bomba e outros acessórios, para se obter a sincronização correta ou o funcionamento adequado. Em alguns casos há uma duplicação dos acionadores, tais como o acionador do tacômetro, para conectar instrumentos instalados em locais separados.

A seção de acessórios prevê local de fixação para o carburador, bombas de injeção de combustível, bomba de combustível acionada pelo motor, gerador do tacômetro, gerador de sincronismo para o analisador do motor, filtro de óleo e válvula de alívio de pressão de óleo.

Trens de Engrenagens dos Acessórios

Trens de engrenagens, com engrenagens de dentes retos ou de dentes chanfrados, são usados em diferentes tipos de motores para acionar componentes e acessórios. As engrenagens de dentes retos são utilizadas geralmente para acionar os acessórios com cargas mais pesadas, aqueles que requerem jogo ou folga mínima no trem de engrenagens. As engrenagens de dentes chanfrados permitem posição angular de eixos principais curtos para os diversos suportes de acessórios.

Praticamente, todos os motores de alta potência são equipados com compressor. De 75 a 125HP pode ser requerido acionar o compressor. As forças de aceleração e desaceleração impostas ao trem de engrenagens do compressor, durante os avanços e recuos da manete, produz um dispositivo antichoque para aliviar as cargas excessivas. A prática corrente nos grandes motores radiais é usar a engrenagem principal de acionamento de acessórios, a qual é adaptada com diversas molas entre a borda da engrenagem e o eixo de acionamento. Esse dispositivo, chamado de engrenagem acionadora de acessórios, carregada por mola, permite absorção de forças elevadas, prevenindo os trens de engrenagens dos acessórios contra danos.

Quando um motor está equipado com um compressor de duas velocidades, a embreagem operada à pressão de óleo age como um dispositivo, absorvendo choques para proteger o trem de engrenagens do compressor.

Nos motores em linha e nos opostos de baixa potência, os trens de engrenagens são geralmente de montagem simples. Muitos desses motores utilizam acoplamentos de mola ou de borracha sintética, para proteger os trens de engrenagem do magneto e do gerador contra cargas excessivas.

Tipos em Linha e Opostos

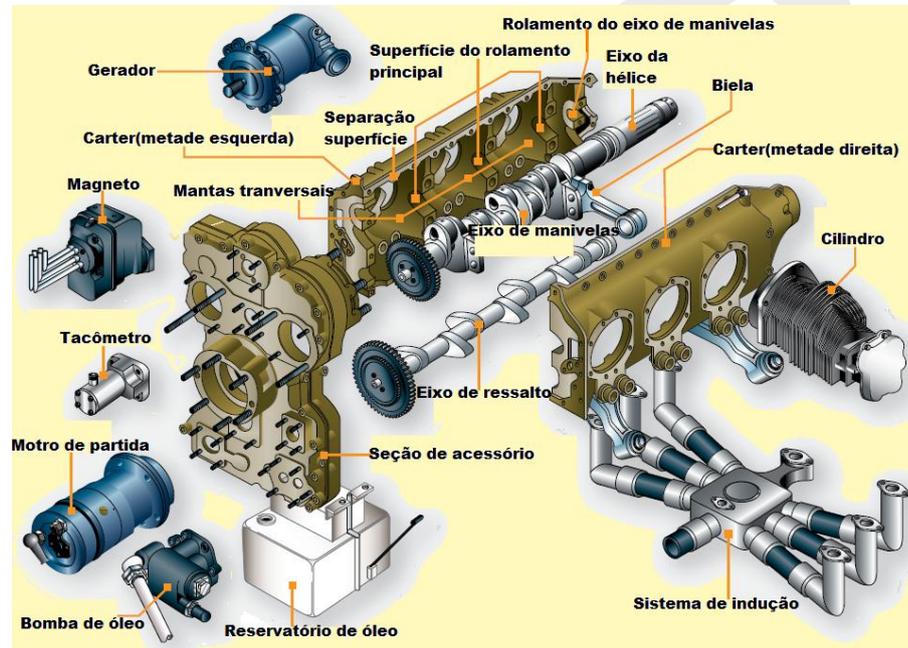
Os cárteres utilizados nos motores com montagem de cilindros opostos ou em linha variam de forma para os diferentes tipos de motores, porém, em geral, eles são aproximadamente cilíndricos. Um ou mais lados são facetados para servir de base, onde cilindros são presos por meio de parafusos ou de prisioneiros.

Essas superfícies trabalhadas de forma precisa são frequentemente referidas como base do cilindro.

O eixo de manivelas é montado em uma posição paralela ao eixo longitudinal do cárter e é geralmente suportado por meio de um rolamento principal entre cada curso. O rolamento principal do eixo de manivelas deve ser rigidamente apoiado no cárter. Isso geralmente é conseguido por meio de nervuras transversais no cárter, uma para cada rolamento principal. As nervuras formam uma parte integral da estrutura e, além de suportar os rolamentos principais, aumenta a resistência do invólucro como um todo.

O cárter está dividido em duas seções em um plano longitudinal. Essa divisão pode ser no plano do eixo de manivelas, de forma que metade do rolamento principal (e algumas vezes

rolamentos do eixo de ressaltos) está montada numa seção do invólucro e a outra metade, na seção oposta (ver figura 1-7).



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

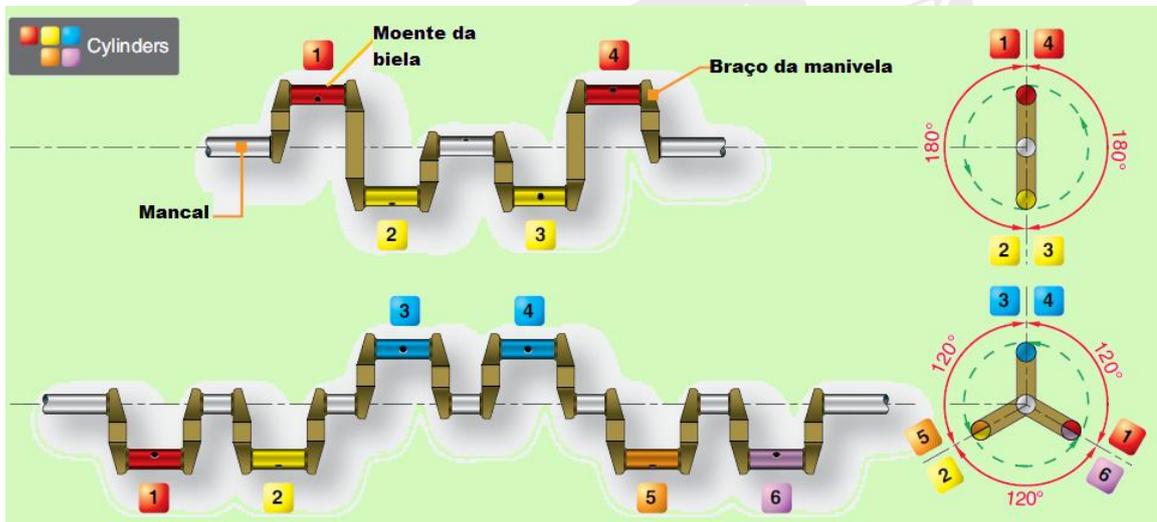
Figura 1-7 Vista explodida de um típico motor de cilindros opostos e seus componentes.

Outro método consiste em dividir o invólucro, de maneira que os rolamentos principais sejam presos apenas a uma seção do invólucro, sobre a qual os cilindros estão presos, proporcionando dessa forma condições de remover a seção do cárter para inspeção sem alterar o ajuste do rolamento.

1.3 EIXOS DE MANIVELAS

O eixo de manivelas é a espinha dorsal dos motores alternativos. Ele está sujeito à maioria das forças desenvolvidas pelo motor. Seu objetivo principal é transformar o movimento alternativo do pistão e da biela em movimento rotativo, para acionamento da hélice. O eixo de manivelas, como o próprio nome sugere, é um eixo composto de uma ou mais manivelas localizadas em pontos específicos ao longo do seu comprimento. As manivelas são feitas forjando-se protuberâncias em um eixo antes dele ser trabalhado. Tendo em vista que os eixos de manivelas tem que ser muito resistentes, eles são geralmente forjados em ligas muito resistentes, tais como aço cromo-níquel-molibidênio de manivelas pode ser construído. Um

eixo em uma ou em múltiplas peças. A figura 1-8 mostra dois tipos representativos de eixos de manivelas compactos, utilizados em motores de aeronaves. A construção de quatro manivelas pode ser utilizada, ou nos motores de quatro cilindros opostos, ou nos de quatro cilindros em linha.



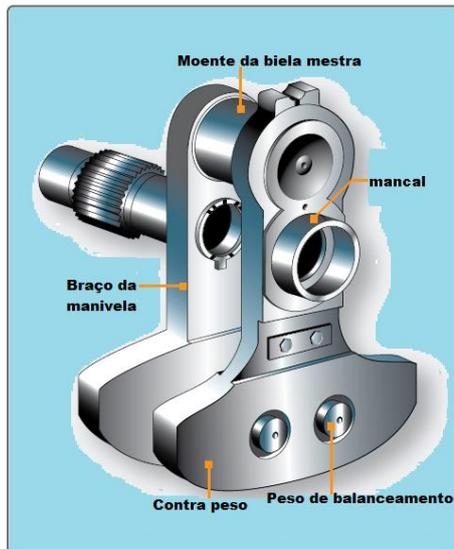
Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-8 Eixos de manivela do tipo sólido.

Os eixos de seis manivelas são utilizados nos motores em linha de seis cilindros, motores em V de doze cilindros e opostos de seis cilindros.

Os eixos de manivelas dos motores radiais podem ser de manivela única, duas ou quatro manivelas, dependendo do motor, que pode ser do tipo de uma, duas ou quatro fileiras de cilindros.

A figura 1-9 mostra um eixo de manivelas de motor radial de uma manivela.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-9 Eixo de manivelas de um motor radial de uma série de cilindros.

Independente do número de manivelas que ele tenha, cada eixo tem três partes principais: munhão (mancal), moente e braço da manivela. Muito embora não façam parte do eixo de manivelas, contrapesos e amortecedores são geralmente ligados a ele para reduzir as vibrações do motor.

O munhão é suportado por um rolamento principal que gira dentro dele. Ele serve como centro de rotação do eixo de manivelas e tem sua superfície endurecida para reduzir o desgaste. O moente é a seção à qual a biela está conectada. Ele está fora do centro do munhão principal e é comumente chamado de manivela.

Dois braços da face e um moente constituem uma manivela. Quando uma força é aplicada ao moente em qualquer direção, que não seja paralela ou perpendicular e passando pela linha de centro do eixo de manivelas, irá acusar a rotação do eixo de manivelas. A superfície externa é endurecida por nitruração para aumentar sua resistência ao desgaste e prover a superfície de contato do rolamento.

O moente é geralmente oco. Isso reduz o peso total do eixo de manivelas e proporciona a passagem para transferência do óleo de lubrificação. O moente oco também serve como uma câmara para coleta de borra, depósitos de carbono e outras matérias estranhas. A força centrífuga arremessa essas substâncias para fora da câmara, impedindo que elas alcancem a superfície do rolamento da biela. Em alguns motores a passagem é feita na cabeça da manivela, para permitir que o óleo do interior do eixo de manivelas salpique as paredes dos cilindros. O braço da manivela conecta o moente ao munhão principal. Em alguns projetos, a cabeça se estende além do munhão e leva um contrapeso para balancear o eixo de

manivelas, o braço da manivela deve ser de construção robusta para obter a rigidez entre o moente e o munhão.

Em todos os casos, o tipo de eixo de manivelas e o número de moentes devem corresponder à montagem do cilindro do motor. A posição das manivelas no eixo, em relação a outras manivelas do mesmo eixo, é expressa em graus.

O eixo de manivelas mais simples é exatamente o de manivela única ou de 360° . Esse tipo é usado em motores radiais de uma só carreira de cilindros. Pode ser construído em uma ou duas peças. Dois rolamentos principais (um em cada extremidade) são requeridos quando esse tipo de eixo de manivelas é usado.

O eixo de dupla manivela ou 180° é utilizado nos motores radiais de dupla manivela. No motor radial uma manivela é requerida para cada carreira de cilindros.

Balaceamento do Eixo de Manivelas

Vibração excessiva em um motor resulta não apenas em falha por fadiga da estrutura metálica, mas também causa rápido desgaste das partes móveis.

Em alguns exemplos, a vibração excessiva é causada pelo desbalanceamento do eixo de manivelas. Eixos de manivelas são balanceados estática e dinamicamente.

Um eixo de manivelas está estaticamente balanceado quando o peso de todo o conjunto de moentes, braço da manivela e contrapesos, está balanceado em volta do eixo de rotação.

Durante o teste de balanceamento estático do eixo de manivelas, ele é colocado sobre dois cutelos. Se o eixo tender a girar através de qualquer posição durante o teste, estará fora de balanceamento estático. Um eixo de manivelas está dinamicamente balanceado, quando todas as forças criadas pela sua rotação e impulsões estão balanceadas entre si, de maneira que pouca ou nenhuma vibração é produzida quando o motor está funcionando.

Para reduzir ao mínimo a vibração durante o funcionamento do motor, amortecedores dinâmicos são incorporados ao eixo de manivelas.

Um amortecedor dinâmico é simplesmente um pêndulo, o qual é bem preso ao eixo de manivelas, de forma que ele fique livre para se mover num pequeno arco. Ele está incorporado ao conjunto de contrapesos.

Alguns eixos de manivelas incorporam dois ou mais desses conjuntos, cada um ligado a um diferente braço da manivela.

A distância em que o pêndulo se move e sua frequência de vibração, correspondem à frequência dos impulsos de potência do motor.

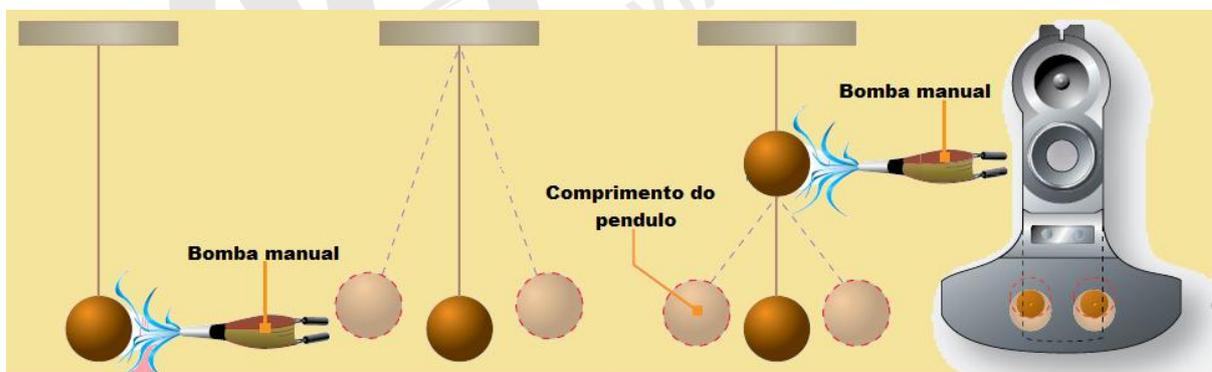
Quando ocorre a frequência de vibração do eixo de manivelas, o pêndulo oscila fora de tempo, reduzindo, dessa forma, a vibração ao mínimo.

Amortecedores Dinâmicos

A construção do amortecedor dinâmico utilizado em um motor consiste de um contrapeso de aço com ranhuras, conectado ao braço da manivela.

Dois pinos de aço em forma de carretel se prolongam pela ranhura e passam através dos tubos superdimensionados nos contrapesos e braço da manivela.

A diferença nos diâmetros entre os pinos e os furos provoca um efeito de pêndulo. Uma analogia do funcionamento de um amortecedor dinâmico é mostrada na figura 1-10.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

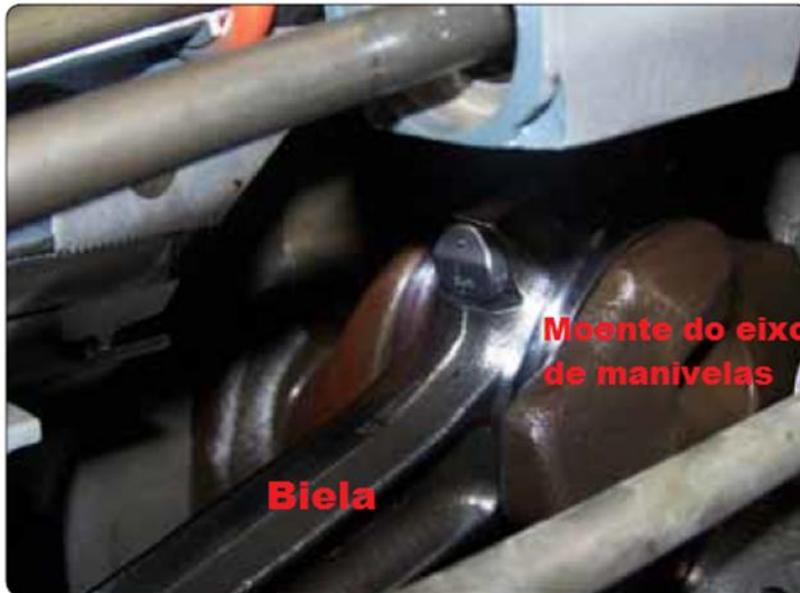
Figura 1-10 Princípios de um amortecedor dinâmico

Se em um pêndulo for dado uma série de impulsos a uma velocidade correspondente à sua frequência natural similar a uma força de impulso em um motor, ele começará a balançar ou vibrar, para traz e para adiante dos impulsos. Outro pêndulo acima do primeiro, absorverá os impulsos, mantendo o primeiro estacionado. O amortecimento dinâmico é um pequeno pendulo pendurado no eixo de manivelas e modulado para a frequência da força dos impulsos para absorver as vibrações da mesma maneira.

2.1 BIELAS

As bielas são elos que transmitem forças entre o pistão e o eixo de manivelas.

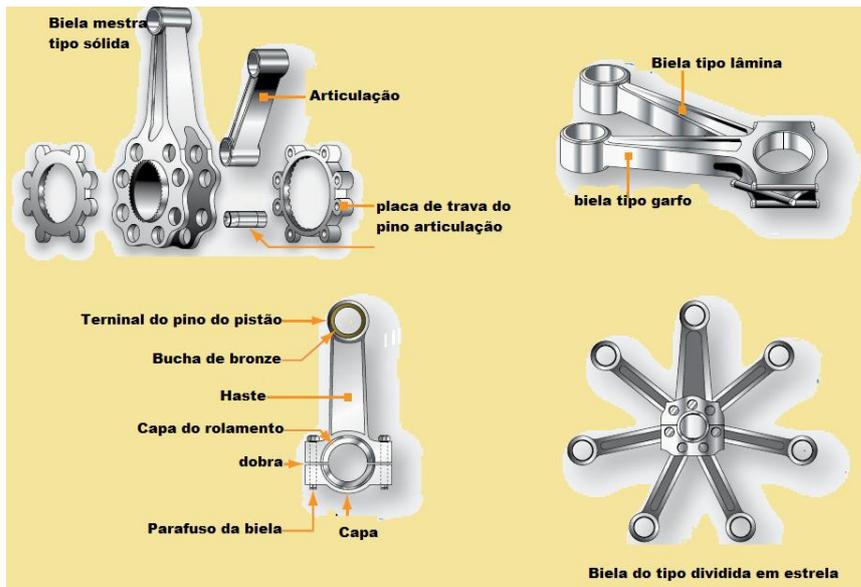
Elas devem ser suficientemente fortes para permanecerem rígidas sob cargas e ainda serem leves o bastante para reduzir as forças de inércia, as quais são produzidas quando a haste e pistão param, invertem a direção e começam novo movimento ao fim de cada curso.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

A Biela é a ligação entre o êmbol (pistão) e o eixo de manivela

Existem três tipos de bielas. (1) Tipo plana (2) Tipo forquilha e pá; (3) Biela mestra e articulada. (ver figura 1-11.)



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-11 Conjunto de bielas.

Conjunto de Biela Mestra e Articulada

O conjunto de biela mestra e articulada é comumente usado em motores radiais. Em um motor radial, o pistão do cilindro número um em cada carreira, é conectado ao eixo de manivelas por meio da biela mestra. Todos os outros pistões da fileira são conectados à biela mestra por meio de uma biela articulada.

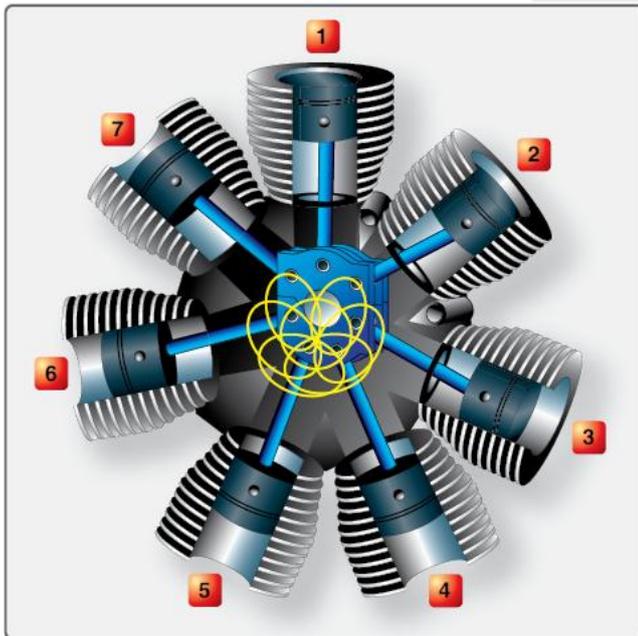
Em um motor de 18 cilindros, o qual tem duas carreiras, existem duas bielas mestras e 16 bielas articuladas. As articuladas são fabricadas em liga de aço forjadas, com seção reta na forma de I ou H. Buchas de bronze são prensadas nos olhais em cada extremidade da biela articulada, para alojar os rolamentos do pino de articulação da biela e do pino do êmbolo.

A biela mestra serve como articulação de ligação entre o pino do pistão e o moente. O terminal do pino da manivela contém o rolamento do moente ou biela mestra. Flanges em torno do terminal possibilitam a ligação das bielas articuladas. Estas são ligadas à biela mestra através de pinos de articulação, os quais são prensados em furos nos flanges da biela mestra durante a montagem. Um mancal plano, geralmente chamado de bucha do pino do pistão está instalado no terminal do pistão da biela mestra para receber o pino do pistão.

Quando um eixo de manivelas dos tipos fenda canelada ou fenda em braçadeira é empregado, é utilizada uma biela mestra do tipo inteiriça. As bielas mestra e articulada são montadas, e então, instaladas no moente da biela, as seções do eixo de manivelas são, portanto, unidas. Em motores que usam o eixo de manivelas do tipo inteiriço, o terminal da biela mestra é em

fenda, como o mancal. A parte principal da biela mestra está instalada sobre o moente, então o mancal é colocado no lugar e preso à biela mestra.

Os centros dos pinos de articulação não coincidem com o centro do moente da biela. Então, enquanto o moente descreve um círculo verdadeiro para cada rotação do eixo de manivelas, os centros dos pinos de articulação descrevem um caminho elíptico (ver figura 1-12).



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-12 Percurso elíptico dos pinos de circulação num conjunto de bielas.

Os caminhos elípticos são simétricos em relação a uma linha central do cilindro da biela mestra. Pode ser notado que os diâmetros maiores das elipses não são os mesmos. Assim, as bielas articuladas terão variação de ângulo em relação ao centro do braço de manivela.

Devido à variação de ângulo das bielas articuladas e ao movimento elíptico dos pinos de articulação, os pistões não se movem em cursos iguais em cada cilindro, para em dado número de graus do movimento do braço de manivelas. Essa variação na posição do pistão entre cilindros pode ter efeito considerável sobre a operação do motor.

Para minimizar o efeito desses fatores sobre a válvula e o tempo de ignição, os furos do pino de articulação no flange da biela mestra não são equidistantes do centro do moente da biela, compensando dessa forma uma extensão do efeito do ângulo da biela articulada.

Outro método de minimizar os efeitos adversos sobre a operação do motor é utilizar um magneto compensado. Nesse magneto, o came interruptor (brecker cam) tem um número de ressaltos igual ao número de cilindros do motor. Para compensar a variação na posição

do pistão, devido ao ângulo da biela articulada, os ressaltos do came interruptor são estabelecidos com espaçamentos desiguais.

Isso permite que os contatos interruptores abram quando o pistão estiver na posição correta de queima.

Pinos de Articulação

Os pinos de articulação são de construção sólida, exceto quanto às passagens de óleo usinadas nos pinos, através das quais são lubrificadas as buchas. Esses pinos podem ser instalados por pressão nos furos dos flanges da biela mestra, de forma a evitar que eles girem. Pinos de articulação podem também ser instalados com um encaixe frouxo, de forma que eles possam girar nos furos dos flanges das bielas mestras e, também, nas buchas das hastes articuladas. Esses são chamados de "pinos de articulação flutuantes".

Em cada tipo de instalação, uma chapa em cada lado retém o pino de articulação, evitando seu movimento lateral.

Biela Plana

As bielas são usadas nos motores opostos e em linha. A extremidade ligada ao moente é encaixada com um mancal com capa ou em fenda. Os mancais com capa são presos através de parafusos.

Para manter o balanceamento e a folga apropriados, as bielas devem sempre ser reinstaladas no mesmo cilindro e na mesma posição relativa.

Biela Tipo Forquilha e Pá

A biela tipo forquilha e pá é um conjunto usado inicialmente nos motores tipo em V. A biela bifurcada é dividida no terminal do pivô para prover espaço para a fixação da lâmina entre os pinos. Um mancal simples bi partido é usado na extremidade do braço de manivela.

2.2 PISTÕES

O pistão de um motor alternativo é uma parte do cilindro que se move para baixo e para cima dentro desse cilindro de aço. O pistão age como uma parede móvel dentro da câmara de combustão.

Conforme o pistão se move para baixo no cilindro, ele aspira a mistura ar/combustível.

Na medida em que ele se move para cima, comprime a carga, ocorre a ignição e os gases em expansão forçam o pistão para baixo. Essa força é transmitida para o eixo de manivelas através da biela.

No golpe de retorno, o pistão força os gases de escapamento para fora do cilindro.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Fabricação do Pistão

A maioria dos pistões de motores de aeronaves é usinada de forjamentos de liga de alumínio. Ranhuras são usinadas em suas faces externas para receberem os anéis do pistão e aletas de refrigeração estão instaladas em sua parte interna para grandes transferências de calor para o óleo do motor.

Os pistões podem ser do tipo sapata ou êmbolo, ambos são mostrados na figura 1-13.

Os pistões do tipo sapata não são utilizados nos motores modernos de alta potência, porque eles não proporcionam adequada resistência ao desgaste. A face superior do pistão, ou cabeça, pode ser plana, convexa ou côncava.

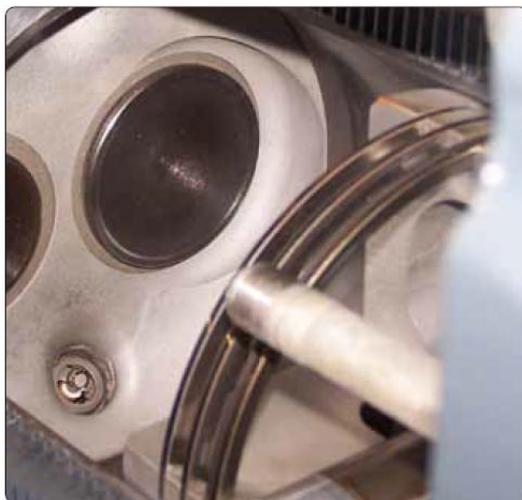
Rebaixos podem ser usinados na cabeça do pistão, a fim de evitar interferência com as válvulas.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-13 Conjunto de pistão e tipos de pistão.

Ranhuradas podem ser usinadas em volta do pistão para acomodar os anéis de compressão e de óleo. (ver figura abaixo). Os anéis de compressão estão instalados nas três ranhuras superiores, os anéis de controle de óleo estão instalados imediatamente acima do pino do pistão.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Anéis instalados em torno de um pistão.

O pistão é geralmente furado nas ranhuras dos anéis de controle de óleo, para permitir que o óleo excedente raspado das paredes do cilindro, pelos anéis de controle de óleo retorne para o cárter.

Um anel raspador de óleo está instalado na base da parede do pistão ou saia, para evitar o consumo excessivo de óleo. As partes da parede do pistão que estão entre cada par de ranhuras são chamados de anel plano.

Além de agir como um guia para a cabeça do pistão, a saia incorpora o orifício para passagem do pino do pistão. Os orifícios são construídos, de forma a permitir que as pesadas cargas sobre a cabeça do pistão sejam transferidas para o pino do pistão.

Pino do Pistão

O pino do pistão une o pistão à biela. É usinado na forma de tubo, de aço-níquel, forjado, cementado e retificado. O pino do pistão é, algumas vezes, chamado de pino de punho, devido à similaridade entre os movimentos relativos do pistão e da biela com os do braço humano. Os pinos do pistão usado nos motores de aeronaves modernas são do tipo completamente flutuante, assim chamado porque o pino está livre para girar nos mancais, tanto do pistão quanto da biela.

O pino do pistão tem que ser contido para evitar riscos nas paredes do cilindro. Nos motores primitivos, molas helicoidais eram instaladas nas ranhuras dos pinos do pistão em cada extremidade. A prática corrente é instalar um bujão de alumínio relativamente macio, nas extremidades dos pinos, para proporcionar uma boa superfície de mancal em contato com as paredes dos cilindros.

2.3 ANÉIS DE SEGMENTO

Os anéis de segmento evitam o vazamento de gases sob pressão e reduzem ao mínimo a infiltração de óleo na câmara de combustão. Os anéis se ajustam às ranhuras do pistão, mas se expandem para fazer pressão sobre as paredes dos cilindros. Quando lubrificados adequadamente, os anéis constituem um selo efetivo de gases.

Fabricação dos Anéis de Segmento

A maioria dos anéis de segmento é fabricada com ferro fundido de altos teores. Após a fabricação, eles são retificados para o corte transversal desejado. Eles são então seccionados, de forma que possam deslizar sobre a face externa do pistão e nas ranhuras, as quais são usinadas nas paredes dos pistões. Uma vez que seu propósito é vedar a folga entre o pistão e a parede do cilindro, eles têm que se ajustar na parede do cilindro, o suficiente para torná-lo hermeticamente fechado. Eles devem exercer pressões iguais em todos os pontos das paredes dos cilindros e um fechamento hermético contra os lados das ranhuras dos anéis. Ferro fundido cinzento é frequentemente mais usado na fabricação de anéis de segmento. Contudo, muitos outros materiais têm sido tentados. Em alguns motores, são usados anéis de aço macio cromado na ranhura superior de compressão, porque esses anéis resistem melhor às altas temperaturas presentes nesse ponto.

Anéis de Compressão

A finalidade dos anéis de compressão é evitar o escapamento de gases através do pistão, durante a operação do motor. Eles são colocados nas ranhuras, imediatamente abaixo da cabeça do pistão.

O número de anéis de compressão, utilizados em cada pistão, é determinado pelo tipo de motor e de seu projeto, embora a maioria dos motores de aeronaves usem dois anéis de compressão, além de um ou mais anéis de controle de óleo.

A seção transversal dos anéis é retangular ou em forma de cunha com uma face cônica. A face cônica apresenta uma estreita borda de mancal para a parede do cilindro, que ajuda a reduzir a fricção e proporcionar melhor selagem.

Anéis de Controle de Óleo

Os anéis de controle de óleo são colocados nas ranhuras, imediatamente abaixo dos anéis de compressão e acima das cavidades dos pinos do pistão. Pode haver um ou mais anéis de controle de óleo por pistão. Dois anéis podem ser instalados na mesma ranhura ou em ranhuras separadas.

Os anéis de controle de óleo regulam a espessura do filme de óleo sobre a parede do cilindro. Se entrar muito óleo na câmara de combustão, ele será queimado e deixará uma fina camada de carbono sobre as paredes da câmara de combustão, na cabeça do pistão, velas e cabeça das válvulas.

Esse carbono pode causar o emperramento das válvulas ou dos anéis, se ele penetrar nas ranhuras dos anéis ou nas guias das válvulas. Além disso, o carbono pode causar falha das velas, bem como detonação, pré-ignição ou excessivo consumo de óleo.

Para permitir que o óleo excedente retorne ao cárter, são usinados furos nas ranhuras dos anéis, ou nas regiões próximas dessas ranhuras.

Anel Raspador de Óleo

O anel raspador de óleo, geralmente tem uma face chanfrada, e está instalado em uma ranhura no fundo da saia do pistão. O anel está instalado com a face raspadora para fora da cabeça do pistão ou na posição reversa, dependendo da posição do cilindro e da série do motor. Na posição reversa o anel raspador retém o óleo em excesso acima dele, no golpe ascendente do pistão e esse óleo é retornado para o cárter através dos anéis de controle de óleo, no golpe descendente.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

2.4 CILINDROS

A parte do motor na qual a potência é desenvolvida é chamada de cilindro. O cilindro provê a câmara de combustão onde ocorrem a queima e a expansão dos gases e aloja o pistão e a biela.

Existem quatro fatores principais que precisam ser considerados no projeto e construção do conjunto de um cilindro. São eles:

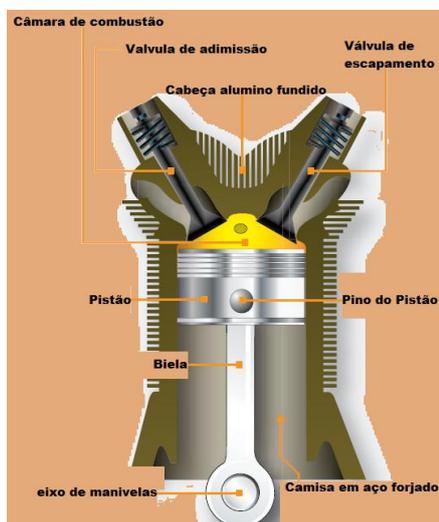
- (1) O cilindro tem que ser suficientemente forte para resistir às pressões internas, desenvolvidas durante a operação do motor;

- (2) Tem que ser construído de um metal leve para diminuir o peso do motor;
- (3) Tem que possuir boas propriedades de condução de calor, para um eficiente resfriamento;
- (4) Tem que ser comparativamente fácil e barato quanto à fabricação, inspeção e manutenção.

A cabeça é produzida unitariamente para cada cilindro nos motores refrigerados a ar, ou é fundida "em bloco" (todas as cabeças em um bloco) para motores refrigerados a líquido. A cabeça de cilindro de um motor refrigerado a ar é geralmente feita de liga de alumínio, porque essa liga constitui um bom condutor de calor, e seu baixo peso reduz o peso total do motor. Cabeças de cilindro são forjadas ou fundidas sob pressão para maior resistência. A forma interna da cabeça de um cilindro pode ser plana, semiesférica ou na forma de telhado.

O tipo semiesférico tem sido satisfatório porque é mais forte e ajuda numa expulsão mais rápida e mais completa dos gases de escape.

Os cilindros usados nos motores refrigerados a ar são do tipo válvula sobre a cabeça, mostrado na figura 1-14. Cada cilindro é um conjunto de duas partes principais: (1) a cabeça do cilindro, e (2) o corpo do cilindro. Na montagem, a cabeça do cilindro é expandida através de aquecimento e então roscada no corpo do cilindro que foi resfriado. Então, quando a cabeça esfria e se contrai e o corpo é aquecido e se expande, resulta em uma junta hermeticamente fechada.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-14 Vista em corte de um conjunto de cilindro.

Enquanto a maioria dos cilindros usados é construída dessa maneira, alguns são construídos em peça única, em liga de alumínio, fundidos em areia. A cavidade do pistão de um cilindro fundido em areia é presa a uma camisa de aço, a qual se estende por toda a seção do corpo

do cilindro e se projeta abaixo do flange. Essa camisa é facilmente removida e outra nova pode ser instalada em seu lugar.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Um exemplo de um cilindro do motor.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

O cabeçote de alumínio e camisa de aço de um cilindro

Cabeças de Cilindro

A finalidade da cabeça do cilindro é prover um lugar para a combustão da mistura ar/combustível e dar ao cilindro maior condutividade de calor para uma adequada refrigeração.

A mistura ar/combustível é inflamada pela centelha na câmara de combustão e dá início à queima quando o pistão passa através do ponto morto superior, no tempo de compressão. A carga inflamada é rapidamente expandida a essa altura e a pressão é aumentada, de forma que, assim que o pistão passar através do ponto morto superior, ele seja impelido para baixo no tempo de potência.

As passagens das válvulas de admissão e escapamento estão localizadas na cabeça do cilindro, junto com as velas e mecanismos das válvulas.

Após a fundição, as buchas das velas, guias de válvulas, buchas dos balancins e sede das válvulas, são instaladas na cabeça do cilindro.



Cabeça do cilindro



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

As aberturas para as velas podem conter buchas de bronze ou aço, que são contraídas e atarraxadas nessas aberturas.

Muitos motores correntemente fabricados utilizam velas com roscas postiças ("heli-coil") de aço inoxidável.

Guias de válvulas de bronze ou aço são geralmente contraídas ou roscadas em aberturas usinadas na cabeça do cilindro, para prover guias para as hastes das válvulas.

As guias estão geralmente localizadas a um determinado ângulo, com a linha de centro do cilindro. As sedes das válvulas são anéis circulares de metal endurecido, o qual protege o metal, relativamente macio, da cabeça do cilindro, da ação de martelamento das válvulas e dos gases de escapamento.

As cabeças de cilindro dos motores refrigerados a ar estão sujeitas a temperaturas extremas. É, portanto, necessário prover adequadas áreas com aletas de refrigeração e utilizar metais que conduzam calor rapidamente. As cabeças de cilindro de motores refrigerados a ar são

geralmente fundidas ou forjadas isoladamente. Liga de alumínio é utilizada em sua fabricação, por diversas razões.

Essa liga se adapta bem à fundição e à usinagem de aletas fundas e com pouco espaçamento e é mais resistente que a maioria dos metais ao ataque corrosivo do chumbo tetraetílico presente na gasolina.

As grandes melhorias na refrigeração a ar têm resultado da redução da espessura das aletas e do aumento de suas profundidades. Com isso, a área das aletas tem sido aumentada de aproximadamente 1200 para mais de 7500 polegadas quadradas por cilindro, nos motores modernos. Aletas de refrigeração são afiladas de 0,090" na base para 0,060" nas pontas.

Devido à diferença de temperatura entre as diversas seções da cabeça do cilindro, é necessário prover maior área de aletas em umas seções que em outras. A região da válvula de escapamento é a parte mais quente da superfície interna, por isso, maior área de aletas deve prover a face externa do cilindro, nessa seção.

Corpo do Cilindro

Em geral, o corpo do cilindro no qual o pistão trabalha, tem que ser fabricado de um material de alta resistência, geralmente aço. Ele tem que ser o mais leve possível, além de possuir as características apropriadas para operação em altas temperaturas. Ele tem que ser fabricado com bom material de qualidade e possuir alta resistência à tensão.



Corpo do cilindro

Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

O corpo do cilindro é fabricado de liga de alumínio forjado, com a face interna endurecida para resistir ao desgaste provocado pelo pistão e pelos anéis, os quais deslizam apoiados nele. Esse endurecimento é geralmente feito, expondo-se o aço à amônia ou ao cianureto, enquanto ele estiver muito quente.

O aço absorve nitrogênio, o qual forma ferro nitrurado sobre a superfície exposta. Como resultado desse processo, o metal passa a ser chamado de nitretado.

Em alguns exemplos, o corpo tem roscas na superfície externa de uma extremidade, para que ele possa ter a cabeça rosqueada. Alguns corpos de cilindro, refrigerados a ar, possuem aletas de alumínio substituíveis, enquanto outros têm aletas usinadas, como parte integrante desse corpo.

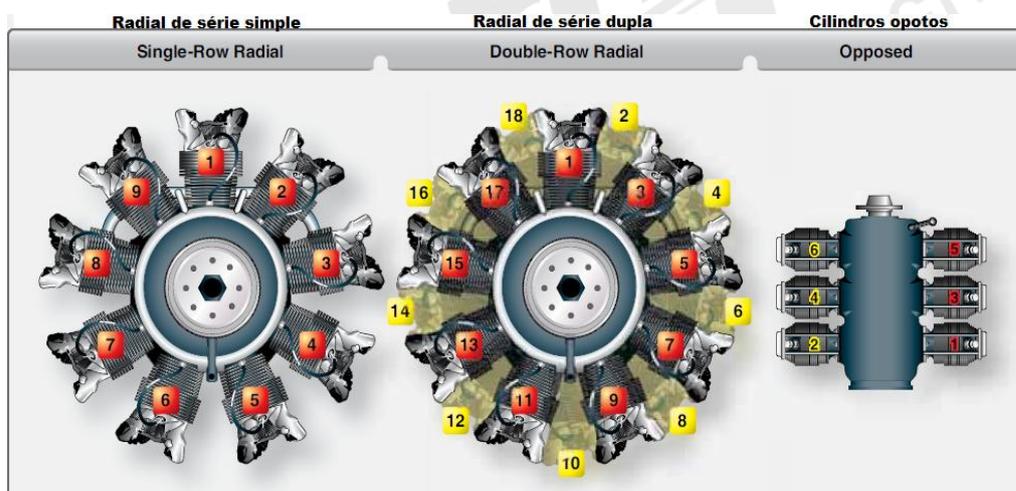
2.5 NUMERAÇÃO DOS CILINDROS

Ocasionalmente, é necessário referir-se ao lado esquerdo ou direito de um motor, ou a um particular cilindro. Dessa forma faz-se necessário conhecer as direções do motor, e como os cilindros são numerados. A ponta do eixo da hélice do motor é sempre a parte dianteira e a extremidade dos acessórios é a parte traseira, independentemente de como o motor tenha sido instalado na aeronave. Quando nos referimos ao lado direito ou esquerdo de um motor, é porque olhamos da seção traseira ou de acessórios. Visto dessa posição, a rotação do eixo de manivelas é referida como horário ou anti-horário.

Cilindros de motores radiais são numerados no sentido horário quando vistos da seção de acessórios. Os cilindros dos motores em linha ou em V são conhecidos como séries direita e esquerda, quando vistas da parte dos acessórios.

A numeração dos cilindros de um motor é mostrada na figura 1-15.

A numeração dos cilindros de motores opostos mostrado começa com o direito traseiro como número 1 e o esquerdo traseiro como número 2. O situado adiante do número 1 é o número 3, o adiante do número 2 é o número 4, e assim por diante.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-15 Numeração dos cilindros dos motores.

A numeração dos cilindros de motores opostos não segue um padrão. Alguns fabricantes numeram seus cilindros a partir da traseira, e outros, da parte dianteira do motor. Recorremos sempre ao manual apropriado do motor, para determinar o sistema de numeração correto utilizado pelo fabricante.

Os cilindros de motores radiais com uma só carreira de cilindros são numerados no sentido horário, quando vistos da parte traseira. O cilindro número 1 é o da parte superior do motor. Em motores com duas carreiras de cilindros, é utilizado o mesmo sistema, onde o número 1 é o cilindro da parte superior do motor, na fileira traseira. Desta forma, todos os cilindros ímpares estão na fileira traseira e todos os cilindros pares, na dianteira.

2.6 ORDEM DE FOGO

A ordem de fogo de um motor é a sequência na qual o tempo motor ocorre nos diferentes cilindros. A ordem de fogo é projetada para proporcionar o balanceamento e para eliminar a vibração ao máximo possível.

Nos motores radiais, a ordem de fogo tem que seguir um padrão especial, uma vez que os impulsos provocados pela explosão têm que seguir o movimento do braço de manivelas durante sua rotação.

Nos motores em linha, as ordens de fogo podem variar fazendo existir diferentes arranjos de ordem de fogo, de forma que a força das explosões nos cilindros seja igualmente distribuída ao longo do eixo de manivelas.

Os motores em linha de seis cilindros, geralmente têm a ordem de fogo 1-5-3-6-2-4. A ordem de fogo dos motores opostos pode geralmente, ser listada em pares de cilindros, conforme cada par queime de um lado e do outro do rolamento principal. A ordem de fogo dos motores opostos de 6 cilindros é 1-4-5-2-3-6. A ordem de fogo de um modelo oposto de 4 cilindros é 1-4-2-3, porém em outro modelo é 1-3-2-4.

Motores Radiais de Fileira Única

Nos motores radiais de uma só fileira de cilindros, primeiramente todos os cilindros ímpares queimam em sucessão numérica, depois queimam em sucessão numérica, os cilindros pares.

Nos motores radiais de 5 cilindros, por exemplo, a ordem de fogo é 1-3-5-2-4, e nos motores radiais de 7 cilindros é 1-3-5-7-2-4-6. A ordem de fogo em um motor radial de 9 cilindros é 1-3-5-7-9-2-4-6-8.

Motores Radiais de Duas Carreiras de Cilindros

Nos motores radiais de duas carreiras de cilindros, a ordem de fogo é de certa forma complicada. A ordem de fogo é arranjada com o impulso de fogo ocorrendo no cilindro de uma carreira, e então, no cilindro da outra carreira. Dessa forma, a queima de dois cilindros da mesma carreira nunca ocorre de forma sucessiva.

Um método fácil de calcular a ordem de fogo de um motor radial de duas fileiras, 14 cilindros, é começar com qualquer número de 1 a 14, e adicionar 9 ou subtrair 5 (esses são chamados de números de ordem de fogo), quaisquer que sejam, darão uma ordem de fogo entre 1 e 14, inclusive. Por exemplo, começando com 8, não pode ser adicionado 9, uma vez que a resposta seria maior que 14, dessa forma, subtraímos 5 de 8 para obtermos 3, adicionamos 9 ao 3 para obtermos 12, subtraímos 5 de 12 e obtemos 7, subtraímos 5 de 7 para obtermos 2, e assim por diante.

Os números da ordem de fogo de um motor radial de 18 cilindros e duas fileiras são 11 e 7, isto é, começando com qualquer número entre 1 e 18 adicionamos 11 ou subtraímos 7. Por exemplo, começando com 1, adicionamos 11 para obtermos 12, 11 não pode ser adicionado ao 12, porque o total ultrapassaria 18, então, subtraímos 7 para obtermos 5, adicionamos 11 ao 5 para obtermos 16, subtraímos 7 do 16 para se obter 9, subtraímos 7 do 9 para se obter 2, adicionamos 11 para se obter 13 e continuamos o processo para os 18 cilindros.

2.7 VÁLVULAS

A mistura ar/combustível entra nos cilindros através das passagens das válvulas de admissão, e os gases queimados são expelidos através das passagens das válvulas de escapamento.

A cabeça de cada válvula abre e fecha essas passagens nos cilindros. As válvulas utilizadas em motores de aeronaves são do tipo gatilho convencional. As denominações dos tipos de válvulas são também em função de sua forma e são ainda chamadas de cogumelo ou tulipa, devido a sua semelhança com a forma dessas plantas.

A figura 1-16 ilustra os diversos tipos e formas dessas válvulas.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-16 Tipos de válvulas.

Construção das Válvulas

As válvulas nos cilindros do motor de uma aeronave estão sujeitas a altas temperaturas, corrosão e tensão de operação, com isso, a liga metálica nas válvulas tem que resistir a todos esses fatores.

Devido ao fato das válvulas de admissão trabalharem em temperaturas mais baixas que as temperaturas das válvulas de escapamento, elas podem ser fabricadas de aço cromo-níquel. As válvulas de escapamento são geralmente fabricadas de nicromo, silcromo ou aço cobaltocromo.

A cabeça das válvulas tem uma face retificada, a qual forma um selo contra a sede na cabeça do cilindro, quando a válvula está fechada. A face da válvula é geralmente retificada para um ângulo de 30° ou 45°. Em alguns motores a face da válvula de admissão é retificada para um ângulo de 30° e a face da válvula de escapamento, retificada para um ângulo de 45°.

As faces das válvulas são frequentemente mais duráveis por meio da aplicação de um material denominado estelita, cerca de 1/16” dessa liga é soldada à face da válvula, e retificada para o ângulo correto. A estelita é resistente à corrosão por altas temperaturas e, também resiste ao choque e desgaste, associados à operação da válvula. Alguns fabricantes de válvulas usam um revestimento de nicromo. O nicromo é utilizado com a mesma finalidade da estelita.

A haste da válvula tem sua superfície endurecida para resistir ao desgaste causado pelo seu deslocamento através da guia de válvula. O pescoço é a parte que forma a junção entre a cabeça e a haste. A extremidade da válvula é endurecida para resistir ao martelamento do balancim, quando ele abre a válvula. Uma ranhura usinada na haste, próximo à extremidade, recebe o anel freno dela. Esse mecanismo forma uma trava para prender a arruela da mola de retenção no lugar.

Algumas válvulas de admissão e de escapamento são ocas e, parcialmente, cheias com sódio metálico. Esse material é utilizado porque é um excelente condutor de calor. O sódio irá fundir a aproximadamente 110°C, e o movimento alternativo da válvula faz circular o sódio líquido, facilitando a retirada de calor da cabeça da válvula para a haste, onde é dissipado através da guia da cabeça do cilindro e das aletas de refrigeração. Então, a temperatura de operação da válvula pode ser reduzida tanto a 167°C como a 230°C.

Sob nenhuma circunstância deve uma válvula cheia de sódio ser cortada, ou sujeita a tratamento, o qual possa causar ruptura. A exposição do sódio, dessas válvulas ao ar exterior, irá resultar em fogo ou explosão com possíveis ferimentos no pessoal.

As válvulas de admissão comumente mais utilizadas têm haste sólida, e as cabeças são na forma plana ou de tulipa. Válvulas de admissão, para motores de baixa potência, são geralmente de cabeça plana.

Em alguns motores, a válvula de admissão pode ser do tipo tulipa, e ter uma haste menor que a haste da válvula de escapamento, ou pode ser similar à da válvula de escapamento, mas ter hastes e cabeça sólidas. Muito embora essas válvulas sejam similares, elas não são intercambiáveis, uma vez que as suas faces são construídas de materiais diferentes. A válvula de admissão tem, geralmente, um serrilhado na extremidade para identificá-la.

2.8 MECANISMO DE OPERAÇÃO DA VÁLVULA

Para que um motor alternativo funcione de forma apropriada, cada válvula deve abrir no tempo certo, permanecer aberta pelo espaço de tempo requerido e fechar no tempo requerido.

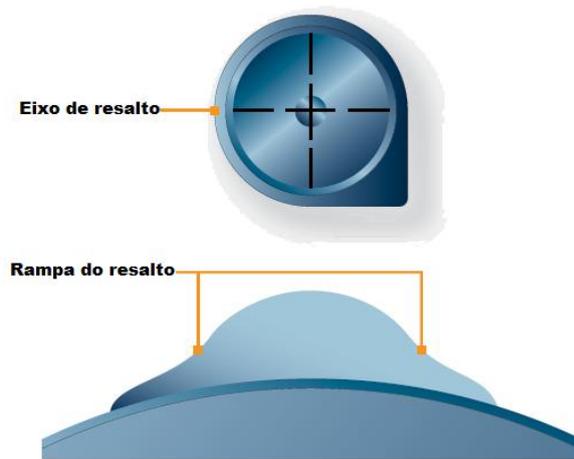
As válvulas de admissão são abertas antes do êmbolo ou pistão atingir o ponto morto superior e as válvulas de escapamento permanecem abertas após o ponto morto superior.

Em um instante particular, contudo, ambas as válvulas são abertas ao mesmo tempo (fim do escapamento e início da admissão).

Esse claro da válvula permite melhor eficiência volumétrica, e mais baixas temperaturas de operação de cilindros. Esse sincronismo das válvulas é controlado pelo seu mecanismo de operação.

O curso da válvula (distância que a válvula é desalojada de sua sede), e a duração (tempo que a válvula permanece aberta) são determinados pela forma do ressalto de came.

Ressaltos típicos estão ilustrados na figura 1-17. A parte do ressalto que pouco a pouco dá início ao mecanismo de operação da válvula é chamada rampa ou degrau.



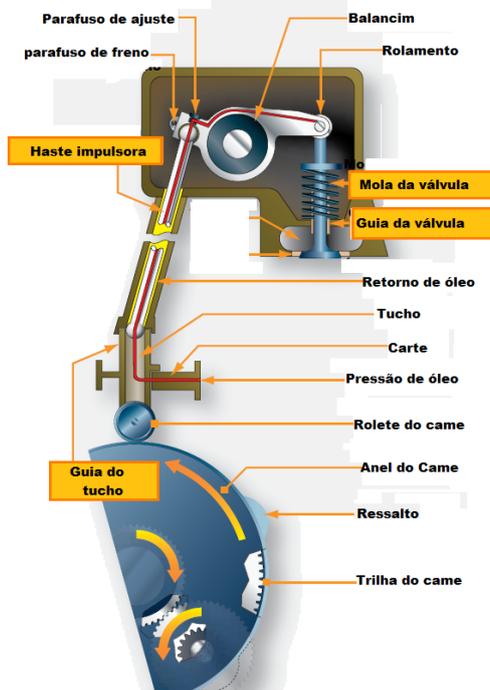
Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-17 Tipos de ressaltos.

A rampa é usinada em cada lado do ressalto, para facilitar o contato do balancim com a extremidade da válvula, reduzindo, dessa forma, a carga de choque que de outra forma ocorreria.

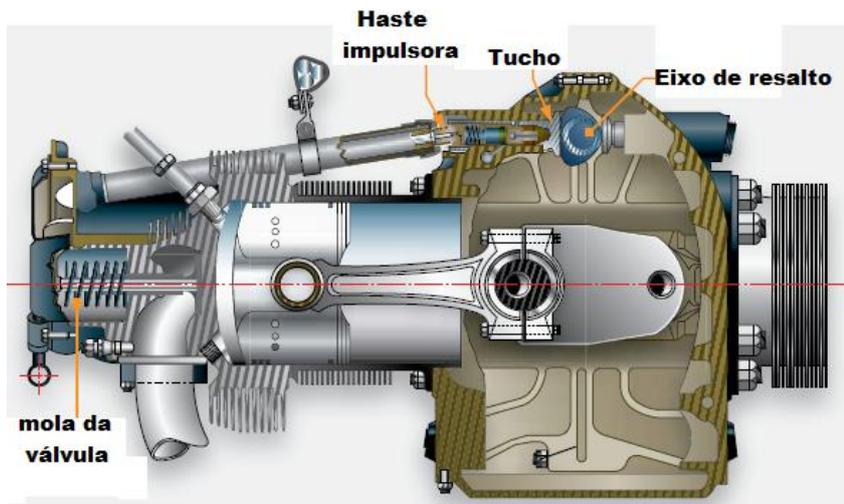
O mecanismo de operação da válvula consiste de um anel ou eixo, equipado com ressaltos, os quais trabalham contra um rolete do tucho (ver figura 1-18 e 1-19).

O tucho aciona uma haste impulsora que, por sua vez, atua no balancim que abre a válvula.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-18 Mecanismo de operação das válvulas (motor radial)



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-19 Mecanismo de operação das válvulas (motor de cilindros opostos).

As molas, que deslizam sobre as hastes das válvulas e que são mantidas no lugar pela arruela de retenção da mola e pela ranhura da haste, fecham cada válvula e empurram o mecanismo da válvula na direção oposta, quando o rolete do tucho rola ao longo da baixa seção do anel de resalto.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Um conjunto típico de molas de válvula utilizada para amortecer oscilações. Múltiplas molas são utilizadas para proteger contra quebra

Anel de Ressaltos

O mecanismo da válvula de um motor radial é operado por meio de um ou dois anéis de ressaltos dependendo do número de carreiras de cilindros.

Em um motor radial, com uma só carreira de cilindros, é utilizado um anel com dupla curva motriz (ou trilha). Uma, aciona a válvula de admissão, a outra aciona a de escapamento.

O anel de ressaltos é uma peça circular de aço, com uma série de ressaltos ou lóbulos na superfície externa.

A superfície desses lóbulos e o espaço entre eles (sobre o qual o rolete do tucho desliza) são conhecidos como curva motriz.

À medida que o anel de ressaltos gira, os lóbulos provocam o levantamento do impulsor na sua guia, transmitindo dessa forma a força, através da vareta e do balancim, para abrir a válvula.

No motor radial de carreira simples, o anel de ressaltos é geralmente localizado entre a engrenagem de redução da hélice e a extremidade frontal da seção de potência. No motor radial de duas carreiras de cilindros, um segundo anel de ressaltos, destinado à operação das válvulas da carreira traseira, é instalado entre a extremidade traseira da seção de potência e a seção do compressor.

O anel de ressaltos é montado concentricamente com o eixo de manivelas, e por ele é acionado a uma razão de velocidade reduzida, através do conjunto de engrenagens acionadoras intermediárias do anel.

O anel de ressaltos tem dois conjuntos de lóbulos paralelos espaçados na periferia, sendo, um conjunto para as válvulas de admissão e outro para as de escapamento.

Os anéis de ressaltos utilizados podem ter quatro ou cinco lóbulos sobre as trilhas de ambas as válvulas.

O tempo de operação das válvulas é determinado pelo espaçamento desses lóbulos e pela velocidade e direção, na qual os anéis de ressaltos são acionados em relação à velocidade e direção do eixo de manivelas.

Os métodos de acionamento dos comes variam com as diferentes marcas de motores. O anel de ressaltos pode ser projetado com dentes interna ou externamente.

Se as engrenagens de redução engrenam-se com a parte externa do anel, ele irá girar na direção de rotação do eixo de manivelas. Se o disco for acionado pelo lado interno, o anel de ressaltos irá girar na direção oposta à do eixo de manivelas. Esse método está ilustrado na figura 1-18. Um estudo da figura 1-20 mostrará que um anel de quatro lóbulos pode ser usado tanto nos motores de sete quanto nos de nove cilindros.

Nos motores de sete cilindros, irão girar na mesma direção do eixo de manivelas e, nos de nove cilindros, na direção oposta. Nos motores de nove cilindros, o espaçamento entre cilindros é de 40° e a ordem de fogo é 1-3-5-7-9-2-4-6-8. Isso significa que há um espaço de 80° entre os impulsos de ignição. O espaçamento nos quatro lóbulos do anel de ressaltos é de 90°, que é maior que o espaçamento entre impulsos.

Dessa forma, para se obter a relação adequada entre a operação das válvulas e a ordem de fogo, é necessário acionar o anel em oposição à rotação do eixo de manivelas.

5 cilindros		7 cilindros		9 cilindros		Direção da rotação com relação ao eixo de manivelas
Nº de ressaltos	Velocidade	Nº de ressaltos	Velocidade	Nº de ressaltos	Velocidade	
3	1/6	4	1/8	5	1/10	A mesma
2	1/4	3	1/6	4	1/8	Oposta

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-20 Tabela do anel de ressaltos de um motor radial.

Utilizando o anel de ressaltos de quatro lóbulos nos motores de sete cilindros o espaçamento entre a ignição dos cilindros será maior que o espaçamento dos lóbulos do anel. Com isso, será necessário que o anel tenha rotação na mesma direção que a do eixo de manivelas.

A fórmula que algumas vezes é utilizada no cômputo da velocidade do anel é: velocidade do anel de ressaltos = $\frac{1}{2} \div$ pelo número de lóbulos em cada curva motriz.

"Metade" ($\frac{1}{2}$) é a velocidade na qual o anel funcionaria se fosse equipado com apenas um lóbulo para cada válvula.

É dividida pelo número de lóbulos, o que determinará o quanto a velocidade terá que ser reduzida.

Em um motor radial de duas carreiras, com 14 cilindros, e que possuem sete cilindros em cada carreira, o mecanismo das válvulas pode consistir de dois conjuntos separados, um para cada carreira.

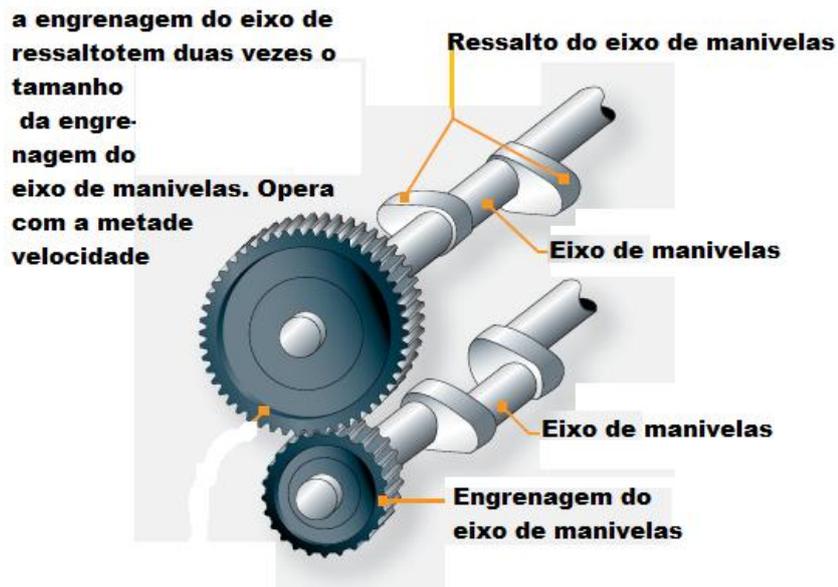
Poderia ser considerado como dois motores de sete cilindros atrelados, tendo os impulsos de ignição espaçados ou com folga apropriada. Por exemplo, num motor de duas carreiras, dois anéis de ressaltos de quatro lóbulos podem ser utilizados.

Os anéis são acionados, por engrenagens ligadas ao eixo de manivelas por meio dos dentes de engrenagens, na periferia do anel de ressaltos.

Eixo de Ressaltos

O mecanismo de um motor de cilindros opostos é acionado pelo eixo de ressaltos (ou eixo de comando de válvulas). O eixo de ressaltos é acionado por uma engrenagem que se une a outra presa ao eixo de manivelas (ver figura 1-21).

O eixo de ressaltos sempre gira com metade da velocidade do eixo de manivelas. À medida que o eixo de ressaltos gira, os lóbulos provocam o levantamento do tucho em sua guia, transmitindo a força através de hastes impulsoras e balancim, para abrir a válvula.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-21 Mecanismo de acionamento do eixo de ressaltos de um motor de cilindros opostos.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Came atuando sobre o tucho

Conjunto de Tuchos

O conjunto de tuchos consiste em:

- (1) Um tucho cilíndrico, o qual desliza para dentro e para fora em uma guia, em uma das seções do cárter em volta do anel de ressaltos;
- (2) Um seguidor de ressaltos ou rolete de tucho, o qual segue o contorno do anel de ressaltos;
- (3) Um soquete de bola de tucho, ou soquete de haste impulsora;
- (4) Uma mola de tucho.

A função do conjunto de tuchos é converter o movimento de rotação do lóbulo do anel de ressaltos em movimento alternativo, transmitir esse movimento para a haste impulsora e balancim e então para a extremidade da válvula, abrindo esta no tempo apropriado.

O propósito da mola do tucho é ocupar a folga entre o balancim e a extremidade da válvula, para reduzir o impacto quando a válvula for aberta. É feito um furo no tucho, para permitir que o óleo do motor flua através das cavidades das hastes impulsoras, para lubrificar o conjunto de balancins.

Tuchos Hidráulicos

Alguns motores de aeronaves incorporam tuchos hidráulicos, os quais, automaticamente, mantêm a folga das válvulas a zero, eliminando a necessidade de qualquer ajuste no mecanismo de claro de válvulas. Um tucho hidráulico típico (zero-folga no curso da válvula) é mostrado na figura 1-22.

Quando a válvula é fechada, a face do corpo do tucho está sobre o círculo base ou costas do came, conforme mostrado na figura 1-22.

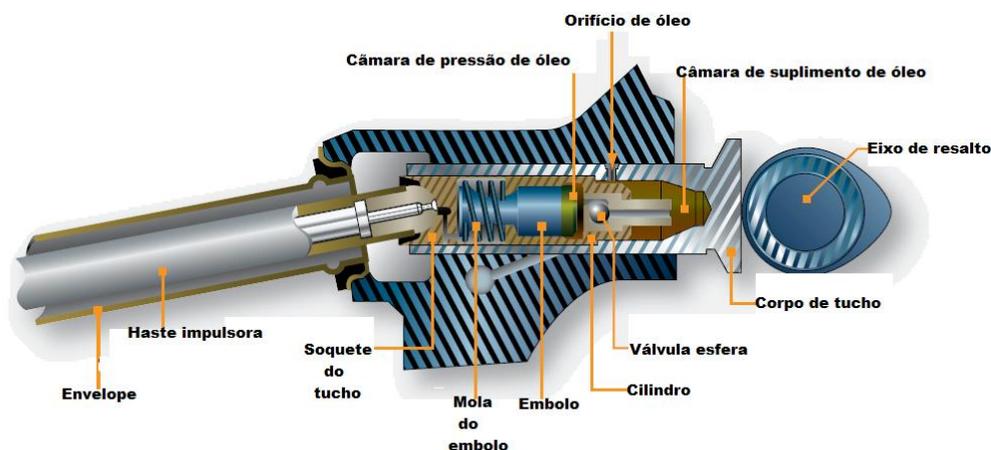


Figura 1-22 Tucho hidráulico.

A mola do êmbolo ergue o êmbolo hidráulico, de forma que sua extremidade externa contacta o soquete da haste impulsora, exercendo uma leve pressão sobre ele, eliminando assim, qualquer folga na articulação da válvula. Na medida em que o êmbolo se move para fora, a esfera da válvula sai de sua sede.

Óleo da câmara de fornecimento, que está diretamente ligado ao sistema de lubrificação do motor, entra e enche a câmara de pressão. Conforme o eixo gira, o ressalto empurra o corpo do tucho e o cilindro levantador hidráulico para fora. Esse ato força o assentamento da esfera da válvula em sua sede, assim, o óleo retido na câmara de pressão age como uma almofada. Durante os intervalos em que a válvula do motor está fora de sua sede, um vazamento predeterminado ocorre entre o êmbolo e o corpo do cilindro, o que compensa qualquer expansão ou contração no conjunto da válvula. Imediatamente, após a válvula fechar, a quantidade de óleo requerida para encher a câmara de pressão flui da câmara de fornecimento, preparando novo ciclo de operação.

Haste Impulsora

As hastes impulsoras de forma tubular transmitem a força de levantamento do tucho para o balancim.

Uma esfera de aço endurecido é pressionada sobre ou para dentro de cada extremidade do tubo. Uma esfera encaixa-se no balancim. Em alguns exemplos, as esferas estão nos tuchos e balancins e os soquetes estão na haste impulsora. A forma tubular é empregada devido à sua leveza e resistência. Ela permite que o óleo sob pressão de lubrificação do motor passe através da haste oca e extremidades esféricas, com furo para lubrificar os terminais esféricos, rolamento do balancim e guia da haste de válvula. A haste impulsora está revestida por um envelope, que se estende do cárter à cabeça do cilindro.

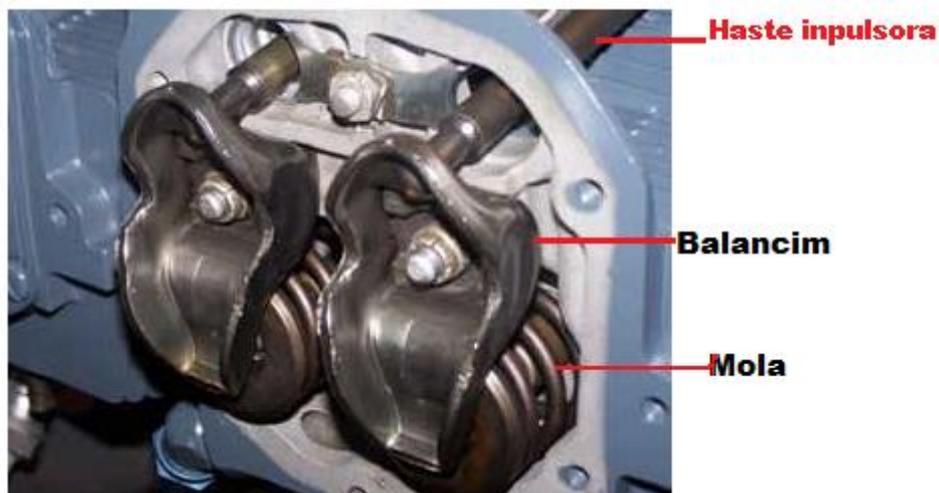
Balancins

Os balancins transmitem a força de acionamento do ressalto para as válvulas. Os conjuntos de balancins são suportados por mancais lisos, de roletes ou de esferas, ou uma combinação

deles, os quais servem como um eixo (pivô). Geralmente, uma extremidade do braço encosta na haste impulsora e, a outra, encosta na haste da válvula.

Algumas vezes, a extremidade do balancim possui uma ranhura para acomodar um rolete de aço. A extremidade oposta é construída ou com grampo bi partido roscado e parafuso trava, ou furo rosqueado.

O braço pode ter um parafuso para ajustar a folga entre o balancim e a ponta da haste da válvula. O parafuso é ajustado à folga especificada, para garantir a abertura completa da válvula.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Molas das Válvulas

Cada válvula é fechada por meio de duas ou três molas helicoidais. Se apenas uma mola fosse utilizada, haveria vibração ou oscilação em determinadas velocidades. Para eliminar essa dificuldade, duas ou mais molas (uma dentro da outra) são instaladas em cada válvula. Cada mola irá vibrar em diferentes velocidades do motor, resultando num rápido amortecimento das vibrações e oscilações durante o funcionamento.



Fonte: FAA - *Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1*

Duas ou mais molas também reduzem o perigo de enfraquecimento e possível falha por fratura, devido ao aquecimento e fadiga do material.

As molas são mantidas no lugar por meio de travas bipartidas, instaladas no rebaixo do batente superior da mola da válvula ou arruela, e engraza num entalhe usinado na haste da válvula. As funções das molas são fechar as válvulas e prendê-las seguramente em suas sedes.

Levantador Hidráulico de Válvulas (tuchos hidráulicos)

Levantadores hidráulicos de válvulas, são normalmente ajustados durante a revisão geral. Eles são montados a seco (sem lubrificação), as folgas são verificadas e os ajustes são geralmente feitos por meio de hastes impulsoras de diferentes comprimentos. São estabelecidas as folgas mínima e máxima. Qualquer medida entre esses extremos é aceitável, porém, o ideal é que esta seja aproximadamente a média entre os extremos. Levantadores hidráulicos de válvulas requerem menos manutenção, são melhor lubrificados, e de operação mais silenciosa que os do tipo ajustados por meio de parafuso.



Referência Bibliográfica

BRASIL. IAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional Matérias Básicas, tradução do AC 65-9A do FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook). Edição Revisada 2002.

Caro aluno,

No módulo anterior nosso olhar esteve voltado para os componentes que fazem parte de construção de um motor. Neste módulo iremos terminar este assunto e focaremos no funcionamento dos motores convencionais.

Você irá compreender o funcionamento teórico e o real.

Preste muita atenção, este aprendizado é muito importante para sua carreira de mecânico e este tema costuma ser cobrado na prova de ANAC.

Mancais

Um mancal é qualquer superfície que suporta, ou é suportada, por outra superfície. Um bom mancal deve ser composto de material que seja suficientemente forte para resistir às pressões impostas a eles, e deve permitir que a outra superfície se movimente com um mínimo de atrito e desgaste.

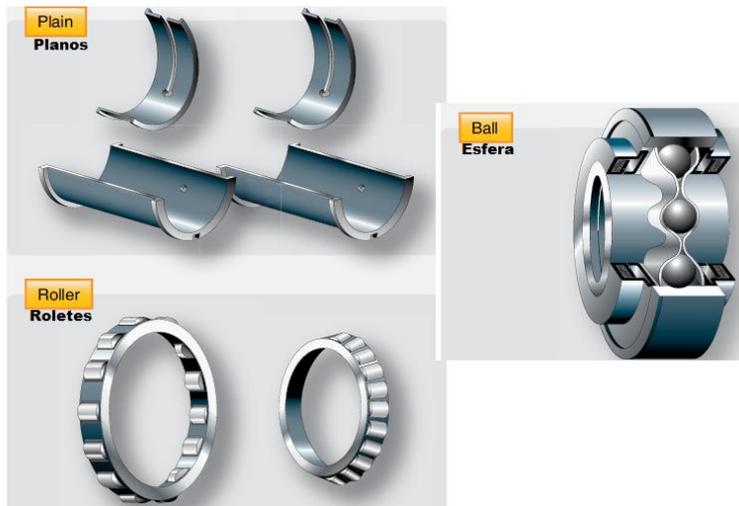
As peças têm que ser montadas dentro de pequenas tolerâncias, para proporcionar um funcionamento eficiente e silencioso, e ainda, permitir liberdade de movimento.

Para se conseguir essa condição e, ao mesmo tempo reduzir o atrito entre as peças móveis, de forma que a perda de potência não seja excessiva, são utilizados mancais de diversos tipos.

Os mancais são requeridos para suportar cargas radiais, cargas de empuxo ou uma combinação das duas.

Existem dois meios, pelos quais as superfícies dos mancais se movem uma em relação à outra.

Um é pelo movimento de deslizamento de um metal contra o outro e, o segundo, é pelo rolamento de uma superfície sobre outra. Os três diferentes tipos de mancais, em uso geral, são lisos, de rolete e de esfera (ver figura 1-23).



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-23 Rolamentos.

Mancais Lisos

Os mancais lisos são utilizados geralmente nos eixos de manivelas, anéis de ressaltos, eixo de comando de ressaltos, bielas e eixo de acionamento de acessórios. Tais mancais estão, geralmente, sujeitos apenas a cargas radiais, embora alguns tenham sido projetados para absorver cargas de empuxo.

Os mancais planos são, de modo geral, fabricados de metais não ferrosos (sem ferro), tais como prata, bronze, alumínio, e diversas ligas de cobre, estanho ou chumbo.

Os rolamentos da biela mestra ou pino de biela, em alguns motores, são finos invólucros de aço, protegido com prata sobre as superfícies interna e externa; com chumbo-estanho protegendo a prata apenas na superfície interna.

Mancais menores, como aqueles utilizados para apoiar os diversos eixos na seção de acessórios, são denominados buchas.

Buchas "porous oilite" são amplamente usadas nesse exemplo. Elas são impregnadas com óleo, de tal forma que o calor proveniente da fabricação, traz o óleo para a superfície do mancal durante a operação do motor.

Mancais de Esferas

Um mancal de esferas consiste em canais ranhurados interno e externamente, um ou mais conjuntos de esferas, e, nos mancais projetados para serem desmontáveis, um retentor. Eles são utilizados nos eixos de ventoinha dos compressores e balancins de alguns motores. Mancais de esferas especiais (deep-groove) são usados em motores de aeronaves, para transmitir o empuxo da hélice para a seção do nariz do motor.

Mancais de Roletes

Mancais de roletes são fabricados de muitos tipos e formas, porém os dois tipos geralmente usados nos motores de aeronaves são os roletes retos e de roletes cônicos.

Mancais de roletes retos são utilizados onde esse mancal está sujeito apenas a cargas radiais. Eles são utilizados como mancais principais dos eixos de manivelas, nos motores de aeronaves de alta potência e, também em situações onde as cargas radiais são elevadas.

Nos mancais de roletes cônicos, conforme o próprio nome sugere, a superfície interna e externa tem a forma de cone. Esses mancais resistem tanto às cargas de empuxo, quanto às radiais.

3.1 ENGRENAGENS DE REDUÇÃO DA HÉLICE

A potência elevada entregue por um motor de alta potência, resulta da alta rotação do eixo de manivelas.

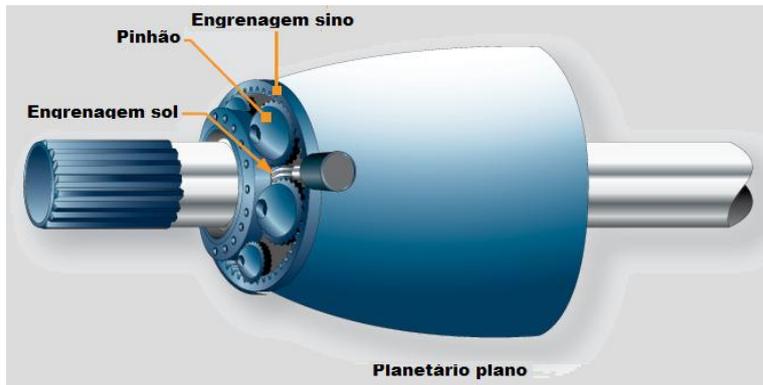
É, portanto, necessário prover engrenagens de redução para limitar a velocidade de rotação da hélice, para um valor no qual uma operação eficiente seja obtida.

Sempre que a velocidade das pontas das pás se aproxima da velocidade do som, a eficiência da hélice diminui rapidamente. A prática geral tem sido prover engrenagens de redução para hélices de motores, cujas velocidades são acima de 2.200 RPM, porque a eficiência da hélice diminui rapidamente acima dessa velocidade.

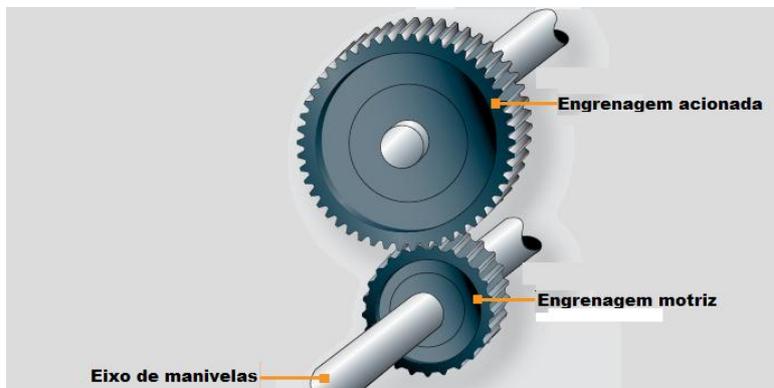
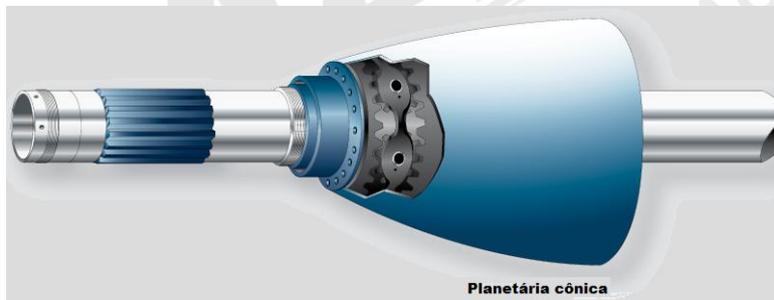
Uma vez que as engrenagens de redução têm que resistir a tensões extremamente altas, elas são usinadas em aço forjado. Existem em uso, muitos tipos de sistemas de redução. Os três tipos (figura 1-24) comumente mais utilizados são:

- (1) Planetário de dentes retos;
- (2) Planetário de dentes chanfrados;

(3) Pinhão cilíndrico.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1- 24 Engrenagens de redução.

Os sistemas de engrenagens de redução do tipo planetário são usados com motores radiais e opostos, e os de dentes retos e pinhão cilíndrico são usados com os motores do tipo em linha e em "V".

Dois desses tipos, o planetário de dentes retos e o planetário de dentes chanfrados, são aqui discutidos.

Os sistemas de engrenagens do tipo planetário de dentes retos consistem de uma grande engrenagem acionadora ou engrenagem sol, presa por chaveta (e algumas vezes por estrias)

ao eixo de manivelas, uma grande engrenagem estacionária chamada engrenagem sino, e um conjunto de pequenas engrenagens planetárias de dentes retos, montadas sobre um anel de suporte.

O anel é preso ao eixo da hélice, e as engrenagens planetárias unidas tanto à engrenagem sol quanto à sino estacionária ou anel. A engrenagem estacionária é presa ou estriada na carcaça da seção central. Quando o motor está em operação, a engrenagem sol gira. Estando as engrenagens combinadas com o anel, elas também têm que girar. Uma vez que, também estão engrazadas com a engrenagem estacionária, elas irão caminhar ou rolar em torno da mesma, na medida em que ela gira e o anel no qual estão montadas irá girar o eixo da hélice na mesma direção do eixo de manivelas, mas a uma velocidade reduzida.

Em alguns motores, a engrenagem sino é montada no eixo da hélice, e a engrenagem do pinhão planetário é ali fixada. A engrenagem sol é encaixada por estrias ao eixo de manivelas e, dessa forma, age como uma engrenagem acionadora. Nessa montagem, a hélice move-se a uma velocidade reduzida, porém em direção contrária a do eixo de manivelas.

No sistema de engrenagens de redução do tipo planetário de dentes chanfrados, a engrenagem acionadora é usinada com dentes externos chanfrados e presa ao eixo de manivelas.

Um conjunto de engrenagens de pinhão cônico conjugado, é montado na caixa ligada ao eixo da hélice.

As engrenagens pinhão são acionadas pela engrenagem acionadora, e, giram em torno da engrenagem estacionária, a qual é presa por parafusos ou por estrias à carcaça da seção frontal. O empuxo das engrenagens tipo pinhão cônico é absorvido pelo empuxo de um mancal de esferas de projeto especial.

As engrenagens acionadora e fixa são, geralmente, suportadas por mancais de esferas apropriados para trabalhos pesados. Esse tipo de conjunto de redução planetário é mais compacto que o outro descrito e, pode, por isso, ser utilizado onde uma menor engrenagem redutora de hélice é desejada.

3.2 EIXO DA HÉLICE

Os eixos de hélices podem ser de três tipos principais: cônico, estriado ou flangeado. Eixos cônicos são identificados pelos números de conicidade. Os eixos estriados e flangeados são identificados pelos números SAE.

O eixo de hélice, da maioria dos motores de baixa potência de saída, é forjado como parte do eixo de manivelas.

Ele é cônico e provido de uma fenda serrilhada, de forma a permitir que o cubo da hélice seja fixado ao eixo. O rasgo da chaveta e indicador de posição ("key index") da hélice está relacionado ao ponto morto superior do cilindro número 1. A ponta do eixo da hélice é rosqueada para receber a porca de retenção da hélice. Eixos de hélice cônicos são comuns tanto em motores mais antigos, quanto em motores em linha.

O eixo de uma hélice de motor com alta potência de saída, geralmente é estriado. Ele é rosqueado em uma extremidade, para fixar a porca do cubo da hélice.

O mancal de empuxo, o qual absorve o empuxo da hélice, está localizado em torno do eixo e transmite o empuxo para a carcaça da seção do nariz.

O eixo é rosqueado para receber a porca de retenção do mancal de empuxo. Na parte sobressalente à carcaça (entre as duas partes rosçadas), estão localizadas as estrias para receber o cubo da hélice. O eixo é geralmente usinado de uma liga de aço forjado por todo o seu comprimento.

O eixo da hélice pode ser conectado por meio de engrenagens redutoras ao eixo de manivelas do motor, porém nos pequenos motores o eixo da hélice é simplesmente uma extensão do eixo de manivelas.

Para girar o eixo da hélice, o eixo de manivelas também tem que girar. Eixos de hélices flangeados são usados em motores alternativos de média ou baixa potência, em motores turbojato. Uma extremidade do eixo é flangeada, com furos para receber os parafusos do montante da hélice.

O conjunto pode ser um curto eixo, com roscas internas para receber a válvula distribuidora, a ser usada com uma hélice controlável. O eixo flangeado é normal na maioria dos motores alternativos aprovados.

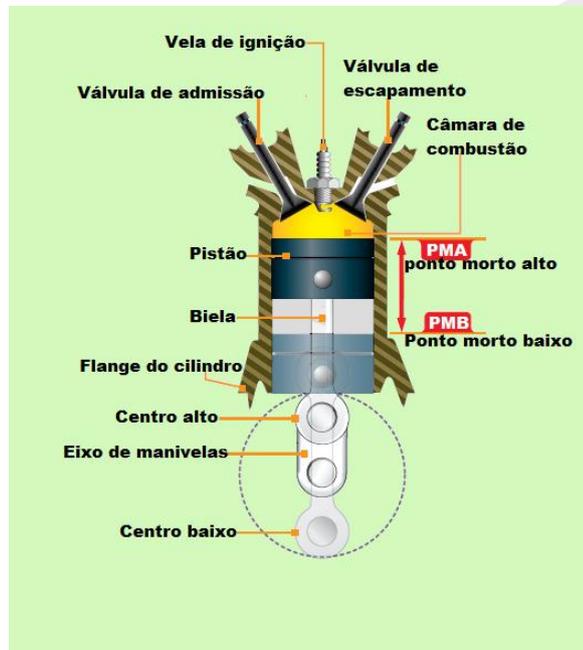
3.3 MOTORES ALTERNATIVOS - PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO

Um estudo dessa seção ajudará no entendimento dos princípios básicos de operação dos motores alternativos. Os princípios que governam o relacionamento entre a pressão, volume e temperatura dos gases são os princípios básicos da operação do motor.

Um motor de combustão interna é um dispositivo para conversão de energia térmica em energia mecânica. A gasolina é vaporizada e misturada com ar, forçada para dentro do cilindro, comprimida por meio de um êmbolo, e então inflamada através de uma centelha. A

conversão da energia calorífica, resultante em energia mecânica e, daí em trabalho, é levada a termo dentro do cilindro.

A figura 1-25 ilustra os vários componentes necessários para executar essa conversão e também apresenta os principais termos utilizados para indicar a operação do motor.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-25 Componentes e terminologia de operação do motor.

O ciclo de operação de um motor alternativo de combustão interna, inclui a série de eventos requerida para introduzir, comprimir, inflamar, queimar e expandir a carga ar/combustível dentro do cilindro, e para recuperar ou descarregar os subprodutos do processo de combustão.

Quando a mistura comprimida é inflamada, os gases resultantes da combustão se expandem muito rapidamente, e forçam o movimento do êmbolo, afastando-se da cabeça do cilindro. Esse movimento do êmbolo para baixo, agindo sobre o eixo de manivelas através da biela, é convertido em movimento circular ou rotativo do eixo de manivelas.

Uma válvula no topo ou cabeça do cilindro se abre para permitir o escapamento dos gases queimados, e o movimento do eixo de manivelas e da hélice força o êmbolo a retornar para cima, no cilindro, onde estará pronto para novo evento no ciclo. Então, abre-se outra válvula na cabeça do cilindro para deixar entrar uma nova carga da mistura ar/combustível.

A válvula que permite a saída dos gases queimados é chamada de válvula de escapamento, e a válvula pela qual entra a carga de mistura ar/combustível é denominada válvula de

admissão. Essas válvulas são abertas e fechadas mecanicamente nos tempos apropriados, por meio do mecanismo de operação das válvulas.

Chamamos de diâmetro de um cilindro, seu diâmetro interno. O curso é a distância que o êmbolo se move de uma extremidade à outra do cilindro, especificamente do p.m.s. (ponto morto superior) ao p.m.i. (ponto morto inferior), ou vice-versa (ver figura 1-25).

3.4 CICLOS DE OPERAÇÃO

Existem dois ciclos de operação de uso geral:

- (1) ciclo de dois tempos, e
- (2) ciclo de quatro tempos.

Ciclo de 2 Tempos

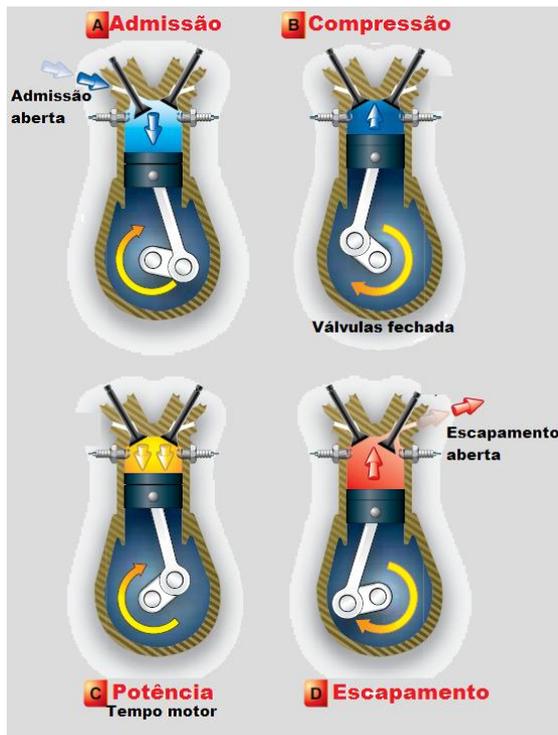
Os motores de dois tempos há muito desapareceram do cenário da aviação, não será aqui discutido. Como o próprio nome sugere, os motores de dois tempos requerem apenas um movimento para cima e um para baixo, para que o êmbolo complete a série de eventos requeridos dentro do cilindro.

Dessa forma, o motor completa o ciclo de operação com uma rotação do eixo de manivelas.

Ciclo de 4 Tempos

A maioria dos motores alternativos de aeronaves opera com o ciclo de quatro tempos, às vezes chamado de ciclo Otto. O nome do seu descobridor, um físico alemão. Os motores de quatro tempos apresentam muitas vantagens quanto ao seu uso em aeronaves. Uma das vantagens é que ele presta-se prontamente para alta performance através de super compressor.

Nesse tipo de motor, são requeridos quatro tempos e seis fases para completar a série de eventos ou ciclos de operação de cada cilindro, como mostrado na figura 1-26. São requeridas duas voltas completas do eixo de manivelas (720°) para executar os quatro tempos e as seis fases, então, cada cilindro em um motor desse tipo, queima uma vez a cada duas voltas do eixo de manivelas.



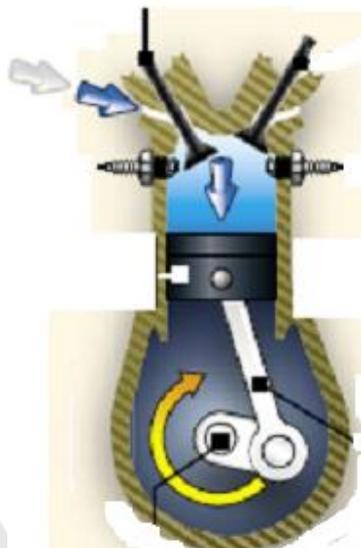
Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-26 Ciclo de quatro tempos.

3.5 CICLO DE QUATRO TEMPOS (TEÓRICO)

Primeiro Tempo: Admissão

O primeiro tempo chama-se “admissão” e corresponde ao movimento do pistão do PMA (ponto morto alto) para o PMB (ponto morto baixo) com a válvula de admissão aberta. Nesse tempo, ocorre a primeira fase, que se chama também “admissão”, porque o pistão aspira a mistura de ar e combustível para dentro do cilindro. Quando o pistão chega a PMB, a válvula de admissão fecha-se, e a mistura fica presa dentro do cilindro.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Neste tempo o eixo de manivelas descreve 180°, ou seja, começa a abertura da válvula de admissão em 0° e termina em 180°.

Segundo Tempo: Compressão

O segundo tempo chama-se “compressão” e correspondente ao movimento do pistão do PMB (ponto morto baixo) para PMA (ponto morto alto), com as duas válvulas fechadas. Nesse tempo, ocorre a segunda fase, que se chama também “compressão”, porque o pistão comprime a mistura ar e gasolina que ficou presa dentro do cilindro.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

A primeira vista, a compressão parece um desperdício de trabalho, mas, sem a mesma, a combustão produziria pouca potencia mecânica e a energia do combustível perder-se-ia sob forma de calor.

Neste tempo o eixo de manivelas descreve mais 180°, ou seja, começa 180° e termina em 360°.

Terceiro Tempo: Tempo Motor ou Tempo de Potência

Antes do terceiro tempo ocorre a terceira fase, denominada “ignição”, quando o vela produz uma faísca, dando início à quarta fase, que é a “combustão”. O terceiro tempo corresponde à descida do pistão do PMA para o PMB, provocado pela forte dos gases queimados que se expandem. Esta é a quinta fase de funcionamento do motor e se chama “expansão”. O motor já pode girar sem o auxílio do motor de arranque, pois o impulso dado pela hélice já é suficiente para mantê-lo girando até a próxima combustão.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Neste tempo o eixo de manivelas descreve mais 180°, ou seja, começa 360° e termina em 540°.

Quarto Tempo: Escapamento

O Quarto tempo se chama “escapamento” ou “exaustão” e corresponde a subida do pistão do PMB para o PMA com a válvula de escapamento aberta e a de admissão fechada. Neste tempo ocorre a sexta fase que é também “escapamento” porque os gases queimados são

expulsos do cilindro pelo pistão. Quando este chega a PMA, a válvula de escape fecha-se, encerrando o primeiro **ciclo** e então tudo se repete.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Neste tempo o eixo de manivelas descreve mais 180°, ou seja, começa 540° e termina em 720°.

Resumo do ciclo teórico do motor a quatro tempos:

CICLO TEÓRICO A QUATRO TEMPOS			
1ª VOLTA DO EIXO DE MANIVELAS		2ª VOLTA DO EIXO DE MANIVELAS	
CURSO DESCENDENTE	CURSO ASCENDENTE	CURSO DESCENDENTE	CURSO ASCENDENTE
TEMPO: ADMISSÃO	TEMPO: COMPRESSÃO	TEMPO: MOTOR	TEMPO: ESCAPAMENTO
FASE: 1ª ADMISSÃO	FASE: 2ª COMPRESSÃO	FASE: 3ª IGNICÃO (PMA)- 4ª COMB.- 5ª EXPANÇÃO	FASE: 6ª ESCAPAMENTO

Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

3.6 CICLO DE QUATRO TEMPOS (REAL)

Na discussão seguinte à operação dos motores com ciclo de quatro tempos, deve ser percebido que, a relação entre a distribuição de ignição e a abertura das válvulas, varia consideravelmente entre diferentes motores.

Muitos fatores influenciam a distribuição de um motor específico, e o mais importante é que as recomendações do fabricante a esse respeito sejam seguidas na manutenção e revisão geral. A distribuição de ignição e a abertura das válvulas são sempre especificadas em graus, com relação ao eixo de manivelas.

Nos parágrafos seguintes, o tempo de cada evento será especificado em termos de graus em relação ao eixo de manivelas, no tempo em que o evento ocorre.

Deve ser lembrado que é requerido certo intervalo de movimento do eixo de manivelas para abrir completamente a válvula, dessa forma, o tempo especificado representa o início da abertura, ao invés da posição completamente aberta.

1º Tempo de Admissão

Durante o tempo de admissão, o êmbolo é puxado para baixo no cilindro, através da rotação do eixo de manivelas. Isso reduz a pressão no interior do cilindro e provoca um fluxo de ar na pressão atmosférica através do carburador, que mede a quantidade correta de combustível. A mistura ar/combustível passa através das tubulações de admissão, e da válvula de admissão, que estará aberta, para os cilindros.

A quantidade ou a carga da mistura ar/combustível depende da abertura da manete de aceleração.

Avanço na Abertura da Válvula de Admissão (AVAA)

A válvula de admissão é aberta muito antes de o êmbolo atingir o ponto morto superior no tempo de escapamento, de modo a provocar a entrada de maior quantidade de carga ar/combustível no cilindro, aumentando dessa forma sua potência.

A distância antes do ponto morto superior em que a válvula pode ser aberta, está, contudo limitada por vários fatores, tal como a possibilidade de que os gases quentes remanescentes do ciclo anterior, retornem pela tubulação de admissão e sistema de indução.

Em todos os motores de aeronaves de alta potência, as válvulas de admissão e escapamento estão fora de suas sedes no ponto morto superior, no início do tempo de admissão.

Conforme mencionado acima, a válvula de admissão abre antes do ponto morto superior no tempo de escapamento (avanço de válvula).

Esse tempo é denominado claro de válvula, e é projetado para ajudar na refrigeração do cilindro, internamente, por meio da circulação da mistura ar/combustível que está fria na admissão, para aumentar a quantidade de mistura introduzida no cilindro e para ajudar na expulsão dos subprodutos da combustão.

Atraso no Fechamento da Válvula de Admissão (ATFA)

A válvula de admissão é regulada para fechar entre 50° e 75° após o ponto morto inferior no tempo de compressão, dependendo da especificação do motor, para permitir que a impulsão dos gases de admissão carregue o cilindro mais completamente. Devido ao volume do cilindro acima do êmbolo, comparativamente grande, quando o êmbolo está próximo ao ponto morto inferior, o ligeiro curso do êmbolo para cima durante esse tempo não tem grande efeito sobre o fluxo de gases sendo admitidos. Esse retardo pode ser estendido, porque os gases podem ser forçados de volta através da válvula de admissão, e anular o propósito do retardo no fechamento.

2º Tempo de Compressão

Após a válvula de admissão estar fechada, a continuação do movimento do êmbolo para cima comprime a mistura ar/combustível, para obter as características de queima e expansão desejadas.

A carga é queimada por meio de uma centelha elétrica, quando o êmbolo se aproxima do ponto morto superior.

Avanço de Ignição

A fase de ignição varia de 20° a 35° , antes de o êmbolo chegar ao ponto morto superior (PMA), do segundo tempo, dependendo do que seja requerido pelo motor específico, para assegurar completa combustão da carga, no tempo em que o êmbolo tiver passado ligeiramente do ponto morto superior.

Muitos fatores afetam a distribuição de ignição. O fabricante do motor gasta tempo considerável em pesquisa e teste para determinar o melhor ajustamento.

Todos os motores incorporam dispositivos para ajuste da distribuição de ignição, e, é mais importante que o sistema de ignição seja regulado de acordo com as recomendações do fabricante do motor.

3º Tempo de Potência (tempo motor)

Quando o êmbolo se move para o ponto morto alto, no fim do tempo de compressão, e começa a descer no tempo de potência, ele é forçado para baixo pela rápida expansão dos gases, queimando na cabeça do cilindro com uma força que pode ser maior que 15 toneladas, à potência máxima de saída do motor.

A temperatura de saída desses gases pode estar entre 1650°C e 2200°C. Na medida em que o êmbolo é forçado para baixo, durante o tempo de potência, através da pressão que os gases queimados exercem sobre ele, o movimento da biela para baixo é transformado em movimento de rotação pelo eixo de manivelas. Então, o movimento de rotação é transmitido ao eixo da hélice para acioná-la.

Conforme os gases queimados são expandidos, a temperatura cai para limites seguros, antes de fluírem pelo escapamento.

O tempo de abertura da válvula de escapamento é determinado, entre outras considerações, pela conveniência de utilizar as forças de expansão o máximo possível, e de esvaziar o cilindro o mais completo e rapidamente possível.

A válvula é aberta antes do ponto morto inferior no tempo de potência (em alguns motores, de 50° a 75° antes do ponto morto inferior), enquanto ainda existe alguma pressão no cilindro.

Esse tempo é utilizado de forma que a pressão possa forçar a saída dos gases através do escapamento, o mais imediato possível.

Esse processo livra o cilindro das sobras de calor, após a expansão desejada ter sido obtida, e evita superaquecimento do cilindro e do êmbolo.

Uma drenagem completa é muito importante, uma vez que qualquer produto de exaustão remanescente no cilindro irá diluir a carga ar/combustível, sendo admitida no início do ciclo seguinte.

4º Tempo de Escapamento

Avanço na Abertura da Válvula de Escapamento

Conforme o êmbolo começa a chegar ao ponto morto inferior (PMB) no fim do tempo de potência, a válvula de escape abra-se para que os gases comecem logo a escapar e não exercer muita oposição quando o pistão começar a subir no quarto tempo.

Atraso no Fechamento da Válvula de Escapamento

A válvula de escapamento no motor real não fecha no final do escape, ou seja, em PMA como ocorre no ciclo teórico. Ela fecha-se alguns graus depois do final do quarto tempo, quando o motor está no tempo de admissão do ciclo seguinte.

No final do escapamento, os gases queimados continuam a sair mesmo quando o pistão chega ao PMA devido à inércia. O atraso no fechamento da válvula tem a finalidade de aproveitar este fato, para melhorar a expulsão dos gases.

Cruzamento de Válvulas ou Claro de Válvulas

É o nome dado à situação que ocorre no início da admissão, quando as duas válvulas ficam abertas simultaneamente, devido ao avanço na abertura da válvula de admissão e o atraso no fechamento da válvula de escapamento.

3.7 POTÊNCIA E EFICIÊNCIA DOS MOTORES ALTERNATIVOS

Todos os motores são homologados de acordo com sua capacidade para produzir trabalho e potência.

Esta seção apresenta uma explanação sobre trabalho e potência, e sobre como eles são calculados. Também são discutidas as diversas competências que governam a saída de um motor alternativo.

Trabalho

Os físicos definem trabalho da seguinte forma: “Trabalho é força multiplicada por distância”. O trabalho realizado por uma força agindo sobre um corpo, é igual ao produto dessa força pela distância através da qual ela age.

$$\text{trabalho (w)} = \text{força (f)} \times \text{distância (d)}$$

O trabalho é medido em diversos sistemas, a unidade mais comum é chamada libra-pé. Se a massa de uma libra for erguida de um pé, uma lb.pé de trabalho foi produzido. Quanto maior a massa e maior a distância, maior será o trabalho realizado.

Cavalo-Vapor (HP)

A unidade comum de potência mecânica é o hp (ou HP).

Há muito tempo no século 18, James Watt, o inventor do motor a vapor, descobriu que um cavalo inglês poderia trabalhar à razão de 550 lb.pé por segundo ou 33.000 lb.pé por minuto, por um espaço razoável de tempo. A partir dessas observações veio o hp, o qual é a unidade padrão de potência no sistema inglês de medida. Para calcular a capacidade de um motor em hp, divide-se a potência desenvolvida em lb.pé por minuto por 33.000, ou a potência em lb.pé por segundo por 550.

$$HP = \frac{\text{lb. pé / min}}{33.000} \text{ ou } \frac{\text{lb. pé / seg}}{550}$$

Conforme mostrado acima, trabalho é o produto de uma força por uma distância e potência é o trabalho por unidade de tempo.

Consequentemente, se um peso de 33000 lb. for levantado verticalmente na altura de um pé, em um minuto, a potência desenvolvida é 33000 lb. pé por minuto ou exatamente um hp.

O trabalho não é realizado apenas quando a força é aplicada para levantamento. A força pode ser aplicada em qualquer direção. Se um peso de 100 lb. for arrastado no solo, uma força estará sendo aplicada para desenvolver trabalho, embora a direção do movimento resultante seja aproximadamente horizontal, o valor dessa força dependerá da aspereza do piso.

Se o peso for ligado a uma mola com escala graduada em lbs. e então arrastado, puxando-se o punho da escala, o valor da força requerida pode ser medido. Suponhamos que a força requerida seja 90 lb. e que o peso de 100 lbs. seja arrastado 660 pés em dois minutos. O valor do trabalho realizado em dois minutos será 59.400 lb. pé, ou 29700 lb. pé por minuto, o hp. despendido nesse caso será 29700 dividido por 33000 ou 0,9 hp.

Deslocamento do Êmbolo

Quando outros fatores permanecem iguais, quanto maior o deslocamento, maior será a potência máxima que o motor desenvolverá.

Quando um êmbolo se move do ponto morto inferior para o ponto morto superior, ele desloca um volume específico. O volume deslocado é conhecido como cilindrada, e é expresso em polegadas cúbicas para a maioria dos motores de fabricação americana, e centímetros cúbicos para os outros.

O volume deslocado pelo pistão de um cilindro (ou cilindrada) pode ser obtido multiplicando a área da seção reta de um cilindro pela distância total que o êmbolo se desloca em um tempo do motor. Para motores multicilindros, esse produto é multiplicado pelo número de cilindros, para se obter o volume total ou cilindrada do motor.

Uma vez que o volume (v) de um cilindro é igual a área (A) da base multiplicada pela altura (H), é expresso matematicamente como:

$$V = A \times H.$$

Para nossos propósitos, a área da base é a área da seção reta do cilindro ou da face superior do êmbolo.

Área de um Círculo

Para se encontrar a área de um círculo é necessário, usar um número denominado Pi (π). Esse número representa a razão entre a circunferência e o diâmetro de qualquer círculo.

O valor de π (Pi) não é exato, uma vez que ele representa uma dízima, porém com quatro casas decimais, seu valor é 3,1416, aproximação suficiente para a maioria dos cálculos.

A área de círculo, como de um retângulo ou de um triângulo, tem que ser expressa em unidades quadradas.

A distância equivalente à metade do diâmetro do círculo é denominada raio. A área de um círculo é obtida multiplicando-se π pelo raio elevado ao quadrado. A fórmula é expressa por:

$$A = \pi R^2$$

Onde A é a área do círculo, π é a constante dada, e R é o raio do círculo, o qual é igual à metade do diâmetro ou:

$$R = \frac{D}{2}$$

Exemplo:

Encontrar o volume deslocado pelo êmbolo ou cilindrada de um motor PWA, 14 cilindros, tendo cada cilindro 5,5 polegadas de diâmetro e um curso de 5,5 polegadas. As fórmulas requeridas são:

$$R = \frac{D}{2}$$

$$A = \pi R^2$$

$$V = A \times H$$

$$V_{TOT} = V \times N \text{ (NÚMERO DE CILINDROS)}$$

Substituindo os valores nessas fórmulas e completando os cálculos.

$$R = \frac{D}{2} \quad R = \frac{5,5}{2} = 2,75$$

$$A = \pi R^2 \quad A = 3,1416 \cdot (2,75 \times 2,75)$$

$$A = 3,1416 \times 7,5625 = 23,7584 \text{ pol}^2.$$

$$V = A \times HV = 23,7584 \times 5,5 \quad V = 130,6712$$

$$V_{TOT} = V \times N \quad V_{TOT} = 130,6712 \times 14$$

$$V_{TOT} = 1829,3968$$

Arredondando para o inteiro imediatamente superior, o volume total é igual a 1830 pol³.

Outro método de calcular esse volume é utilizar o diâmetro do êmbolo, ao invés do raio na fórmula para a área da base.

$$A = \frac{1}{4} \pi D^2$$

$$\text{Substituindo } A = \frac{1}{4} \times 3,1416 \times 5,5 \times 5,5$$

$$A = 0,7854 \times 30,25 \quad A = 23,758 \text{ pol}^2.$$

A partir desse ponto, os cálculos são idênticos ao exemplo precedente.

Taxa de Compressão

Todo motor de combustão interna tem que comprimir a mistura ar/combustível, para receber uma quantidade razoável de trabalho em cada tempo de potência. A carga ar/combustível em um cilindro pode ser comparada com uma mola helicoidal, em que, quanto mais é comprimida, mais trabalho é potencialmente capaz de realizar.

A razão de compressão de um motor (ver figura 1-27) é uma comparação do volume de um cilindro quando o êmbolo está no ponto morto inferior, e o volume quando ele está no ponto morto superior.

Essa comparação é expressa como uma razão, daí a expressão "razão de compressão". Taxa de compressão é um fator de controle na máxima potência desenvolvida por um motor, mas ela está limitada pela quantidade dos combustíveis atuais, pelas elevadas velocidades dos motores e pressões de admissão requeridos para decolagem.

Por exemplo, se existem 140 pol³ de volume em um cilindro quando o êmbolo está no ponto morto inferior, e 20 pol³ quando o êmbolo está no ponto morto superior, a razão de compressão é 140 para 20.

Se essa razão é expressa na forma de fração, será escrita como 140/20 ou 7 para 1, geralmente representada por 7:1.

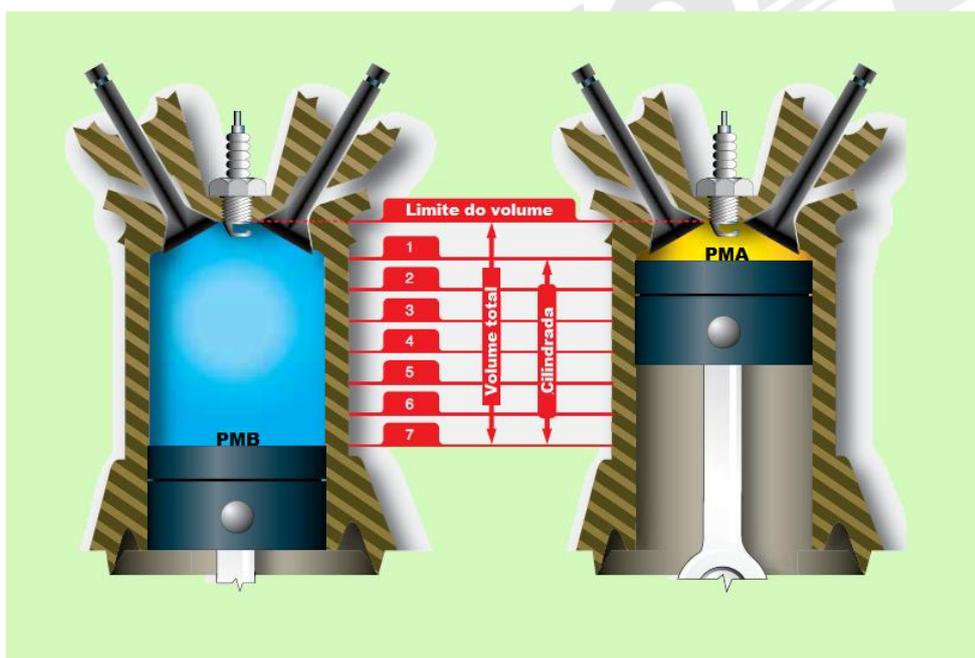


Figura 1-27 Razão de compressão.

Para compreender inteiramente as limitações localizadas na razão de compressão, deve-se entender a pressão de admissão e seus efeitos.

Pressão de admissão é a pressão média absoluta da carga de ar ou ar/combustível na entrada, e é medida em polegadas de mercúrio. A pressão de admissão depende da velocidade do motor (posição da manete) e do compressor. O compressor interno acionado por motor (ventoinha), e o compressor externo acionado pelos gases de escapamento (turbo), são geralmente compressores do tipo centrífugo.

A operação desses compressores aumenta o peso da carga que entra no cilindro. Quando um ou ambos são usados com um motor de aeronave, a pressão de admissão pode ser consideravelmente mais elevada que a pressão atmosférica.

A vantagem dessa condição, é que uma quantidade maior de carga é forçada em um dado volume de cilindro, resultando em uma potência maior.

A taxa de compressão e a pressão de admissão determinam a pressão no cilindro naquela parte do ciclo de operação em que ambas as válvulas estão fechadas. A pressão da carga, antes da compressão, é determinada pela pressão de admissão, enquanto a pressão em alta compressão (no momento da ignição) é determinada pela pressão de admissão vezes a razão de compressão.

Por exemplo, se um motor operou com pressão de admissão de 30" Hg, com uma razão de compressão de 7:1, a pressão no instante anterior à ignição foi de aproximadamente 210" Hg. Contudo, em uma pressão de admissão de 60" Hg, a pressão seria 420" Hg.

Sem entrar em detalhes, foi mostrado que o tempo de compressão aumenta o efeito da variação de pressão de admissão e, o aumento de ambos, afeta a pressão da carga de combustível, exatamente no momento que antecede a ignição. Se a pressão nesse instante se tornar muito alta, ocorrerá ignição prematura ou detonação, produzindo superaquecimento. Uma das razões para utilização de motores com elevadas razões de compressão é obter uma maior economia de combustível, ou seja, converter mais energia térmica em trabalho útil do que é obtido em motores com baixa taxa de compressão, uma vez que, mais calor da carga sendo convertido em trabalho útil, menos calor é absorvido pelas paredes do cilindro. Esse fato proporciona uma operação do motor com temperaturas mais baixas, o que por consequência aumenta a eficiência térmica.

Aqui, mais uma vez, um acordo é necessário entre a demanda para uma economia de combustível, e a demanda para uma potência máxima, sem detonação.

Alguns fabricantes de motores de alta compressão eliminam detonação a altas pressões de admissão, injetando um fluido antidetonante na mistura ar/combustível. O fluido age primeiramente como um refrigerante, de forma que mais potência pode ser liberada pelo motor por curtos períodos, tais como na decolagem e durante emergências, quando a potência é crítica. Essa alta potência deve ser usada apenas por curtos períodos.

Potência Indicada

A potência indicada, produzida por um motor, é a potência calculada da pressão efetiva média e de outros fatores, os quais afetam a potência de saída de um motor.

Potência indicada é a potência desenvolvida na câmara de combustão sem referência à perdas por atrito no interior do motor.

Essa potência é calculada como função da pressão real do cilindro, observada durante a operação do motor. Para facilitar o cálculo da potência indicada, um dispositivo mecânico, ligado ao cilindro, risca a pressão real existente no cilindro durante um ciclo completo de operação. Essa variação de pressão pode ser representada pelo tipo gráfico mostrado na figura 128.

Observamos que a pressão do cilindro aumenta no tempo de compressão, alcança o pico após o ponto morto superior, e então diminui à medida que o êmbolo se desloca para baixo, no tempo de potência.

Uma vez que a pressão do cilindro varia durante o ciclo de operação, uma pressão média é registrada, linha AB, essa pressão média, se aplicada durante o tempo de potência, invariavelmente produzirá a mesma quantidade de trabalho que a pressão variável produziria nesse mesmo período. Essa pressão média é conhecida como pressão efetiva média, e está incluída no cálculo da potência indicada com outras especificações do motor.

Se as características e a pressão efetiva média indicada de um motor são conhecidas, é possível calcular a razão de potência indicada.

A potência indicada para um motor de quatro tempos pode ser calculada pela fórmula seguinte, na qual os símbolos ou letras que constituem o numerador são colocados de maneira a formar a palavra "PLANK", com a finalidade de ajudar na memorização da referida fórmula:

$$POTENCIA = \frac{PLANK}{33000}$$

ONDE:

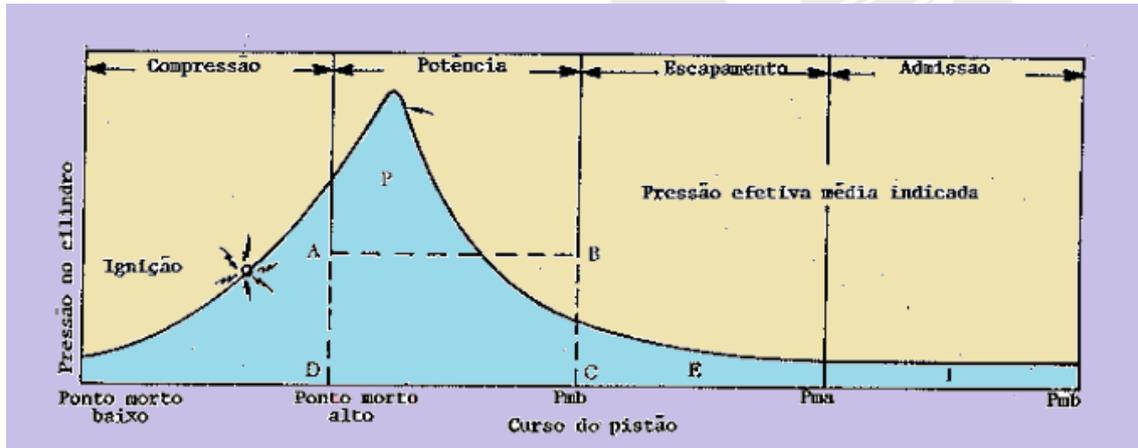
P = pressão efetiva média indicada (em PSI)

L = Comprimento do curso (em PÉS ou fração)

A = Área da cabeça do pistão ou sa seção reta do cilindro (em sq. in.)

N = Número de tempos de potência por minuto: RPM 2

K = Número de cilindros



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-28 Pressão do cilindro durante o ciclo de potência.

Na fórmula acima, a área do êmbolo multiplicada pela pressão efetiva média indicada, dá a força que atua sobre o pistão em polegadas. Essa força, multiplicada pelo comprimento do curso, em pés, dá o trabalho desenvolvido em um tempo de potência, o qual multiplicado pelo número de tempos de potência por minuto, fornece o número de lb.pé por minuto, de trabalho produzido por um cilindro.

Multiplicando-se esse resultado pelo número de cilindros do motor, encontramos a quantidade de trabalho desenvolvido em lb.pé pelo motor.

Uma vez que HP é definido como o trabalho produzido à razão de 33.000 lb.pé por minuto, o número total de lb.pé de trabalho desenvolvido pelo motor é dividido por 33.000 para se encontrar a potência indicada.

EXEMPLO:

DADOS:

Pressão efetiva média indicada (P) = 165 PSI

CURSO (L) = 6" ou 0,5 PÉ

Diâmetro interno do cilindro (A) = 5,5"

RPM = 3.000

Número de cilindros (K) = 12

$$\text{HP INDICADA} = \frac{\text{PLANK}}{33000 \text{ LB PE / MIM}}$$

Encontre a HP indicada.

A é calculado usando-se a equação:

$$A = \frac{1}{4} \pi D^2$$

$$A = \frac{1}{4} \times 3,1416 \times 5,5 \times 5,5 = 23,76 \text{ POL}^2$$

N é calculado multiplicando-se a RPM por

$$N = \times 3.000 = 1.500 \text{ RPM}$$

Agora, substituindo na fórmula:

HP INDICADA =

$$\frac{165 \times 0,5 \times 23,7 \times 1500 \times 12}{33.000 \text{ LB. PE / MIM}} = 1069,20$$

Potência ao Freio

O cálculo da potência indicada, discutido no parágrafo precedente, é a potência teórica de um motor sem atrito.

A potência total pedida para vencer o atrito, tem que ser subtraída da potência indicada, para chegar à potência real entregue à hélice.

A potência entregue para a hélice para trabalho útil é conhecida como B.H.P. (potência ao freio).

A diferença entre potência indicada e potência ao freio é conhecida como potência de atrito, a qual é a potência requerida para vencer as perdas mecânicas, tais como a ação de bombeamento e atrito dos êmbolos e de todas as partes móveis.

Na prática, a medição do BHP de um motor envolve a medição de variáveis, conhecidas como torque ou momento de torção.

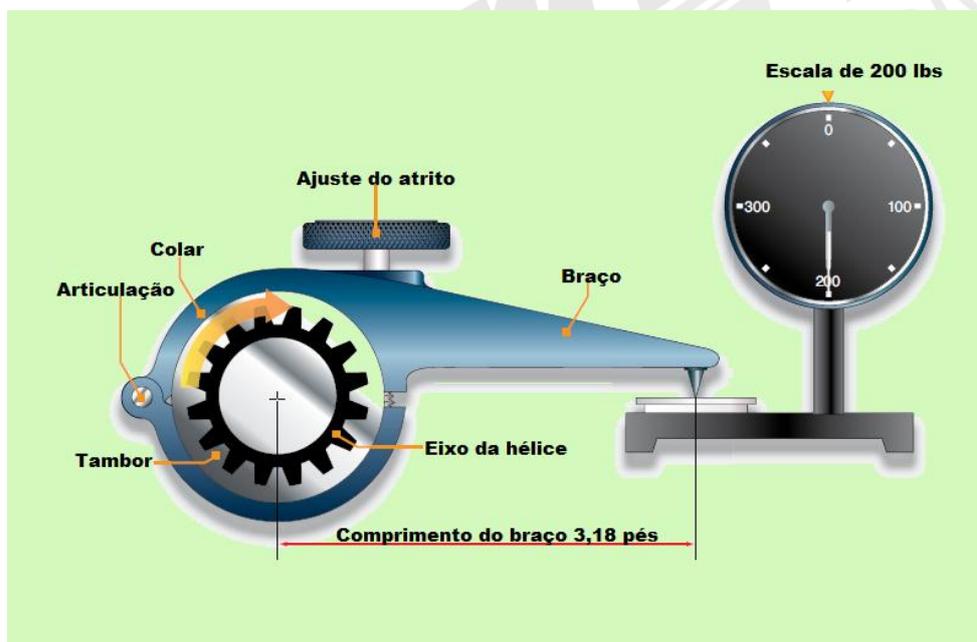
Torque é o produto de uma força pela distância dessa força, ao eixo sobre o qual ela atua, ou:

$$\text{TORQUE} = \text{FORÇA} \times \text{DISTÂNCIA (A } 90^\circ \text{ DA FORÇA)}$$

Torque é uma medida de carga, expressa em libra-polegada (lb.pol.) ou libra-pé, e não deverá ser confundida com trabalho, que é expresso em polegada-libra (pol.lb) ou pé-libra (pé.lb).

Existe uma quantidade de dispositivos para medição de torque, da qual o freio de Prony, o dinamômetro e o torquímetro são exemplos.

O freio de Prony é um desses dispositivos típicos (figura 1-29), o qual mede a potência de saída disponível de um motor na bancada de teste.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-29 Típico freio de Prony.

Ele consiste essencialmente em um anel articulado ou freio, o qual pode ser preso a um tambor estriado preso ao eixo da hélice.

O anel e o tambor formam um freio de atrito, o qual pode ser ajustado por meio de uma roda.

Um braço de alavanca de comprimento conhecido é rigidamente ligado ao anel estriado ou constitui parte do mesmo, e termina num ponto onde se apoia num conjunto de balança.

Na medida em que o eixo gira, tende a girar também o anel estriado, sendo impedido pelo braço de alavanca que se apoia na balança. A escala da balança mostra a leitura da força necessária para impedir o movimento do braço.

O produto resultante será o torque exercido pela rotação do eixo.

Exemplo: Se uma balança registra 200 lb, e o comprimento do braço for 3,18 pés, o torque exercido pelo eixo será:

$$200 \text{ lb} \times 3,18 \text{ pés} = 636 \text{ lbs.pé}$$

Uma vez conhecido o torque, o trabalho produzido por rotação do eixo da hélice pode ser registrado sem dificuldade por meio da equação:

$$\text{Trabalho por rotação} = 2 \pi \times \text{Torque}$$

Se o trabalho por rotação for multiplicado pela RPM, o resultado será trabalhado por minuto ou potência.

Se o trabalho for expresso em lb.pé por minuto, esse valor será dividido por 33.000, o resultado será a potência ao freio do eixo. Em outras palavras:

$$\text{Potência} = \text{Trabalho por rotação} \times \text{RPM}$$

E BHP

$$= \frac{\text{Trabalho por rotação} \times \text{RPM}}{33.000}$$

$$\frac{\text{Comprimento do braço (pé)} \times \text{RPM}}{33.000}$$

$$\text{ou BHP} = 2\pi \times \text{força indicada na balança (LBS)}$$

Exemplo:

Dados:

Força na balança = 200 lbs

Comprimento do braço = 3,18 pés

RPM = 3.000

$\pi = 3,1416$

Encontro BHP

Substituindo na equação

$$\text{BHP} = \frac{6,2832 \times 200 \times 3,18 \times 3,000}{33.000} = 363,2$$

$$\text{BHP} = 363$$

Enquanto o atrito entre o anel freio e o tambor do eixo da hélice for suficiente para impor uma carga aplicável ao motor, porém insuficiente para provocar sua parada, não será necessário conhecer o valor do atrito entre o anel e o tambor para calcular o BHP.

Se não houvesse carga imposta, não haveria torque a ser medido e o motor sofreria um "disparo".

Se a carga imposta for tão grande que cause o estol do motor, pode haver considerável torque a ser medido, mas não haverá RPM. Nesse caso é impossível medir o BHP do motor.

Contudo, se existir um atrito razoável entre o tambor-freio e o anel, e a carga for aumentada, a tendência do eixo da hélice de conduzir o anel e o braço aumenta, impondo dessa forma, maior força à balança.

Enquanto o aumento de torque for proporcional à diminuição de RPM, a potência liberada no eixo permanece inalterada. Isso pode ser visto da equação na qual 2π e 33.000 são constantes e torque e RPM são variáveis.

Se a alteração na RPM for inversamente proporcional à alteração no torque, seu produto irá permanecer inalterado. Dessa forma, o BHP permanecerá, também, inalterado.

Isso é importante porque mostra que a potência é função tanto do torque quanto da RPM, e pode ser alterada, alternando-se o torque, a RPM ou ambos.

Potência de Atrito

Potência de atrito é a potência indicada menos a potência de freio. É a potência usada por um motor para vencer o atrito entre as partes móveis, aspirar combustível, expulsar os gases de escapamento, acionar bombas de óleo e combustível, e similares.

Nos motores aeronáuticos modernos, essa potência perdida por atrito é elevada, podendo atingir de 10% a 15% da potência indicada.

Pressões Efetivas Médias de Freio e de Atrito

A P.E.M.I. (pressão efetiva média indicada), discutida anteriormente, é a pressão média produzida na câmara de combustão durante o ciclo de operação, e é uma expressão teórica de potência sem fricção, conhecida como potência indicada. Além de desprezar completamente a potência perdida por atrito, a potência indicada não informa quanta potência real é entregue ao eixo da hélice para produzir trabalho útil. Contudo, está

relacionada com a pressão real, a qual ocorre no cilindro e pode ser usada como uma medida dessas pressões.

Para registrar a perda por atrito e a potência líquida de saída, a potência indicada de um cilindro pode ser conceituada como duas potências separadas, cada uma produzindo um efeito diferente. A primeira vence o atrito interno, e a potência assim consumida é conhecida como potência de atrito. A segunda, conhecida como potência de freio, produz trabalho útil para o eixo da hélice. Logicamente, por conseguinte, a porção de P.E.M.I. que produz potência de freio, é denominada P.E.M.F. (pressão efetiva média de atrito). Isso está ilustrado na figura 1-30. A P.E.M.I. é uma expressão útil da potência total de saída do cilindro, mas não é a quantidade física real. Da mesma forma, P.E.M.A. e P.E.M.F. são teóricas, mas expressões úteis das perdas por atrito e potência líquida de saída.

Embora P.E.M.F. e P.E.M.A. não existam de fato, no cilindro elas proveem meios convencionais de se representar os limites de pressão ou taxas de desempenho do motor, por toda sua faixa de operação. Isto é verdade, desde que haja um relacionamento entre P.E.M.I., P.E.M.F. e P.E.M.A.

Uma das limitações básicas da operação do motor é a pressão desenvolvida no cilindro, durante a combustão. Na discussão de razão de compressão e pressão efetiva média indicada, foi observado que, dentro de certos limites, o aumento de pressão resulta em aumento de potência. Foi notado também, que se a pressão no cilindro não for controlada dentro de limites estreitos, perigosas cargas internas serão impostas, podendo resultar em falha do motor. É, portanto, necessário ter meios de determinarmos essas pressões no cilindro, como medida de proteção, e para uma aplicação eficiente da potência.

Se o BHP for conhecido o P.E.M.F. pode ser calculado por meio da seguinte equação:

$$P.E.M.F. = \frac{BHP \times 33000}{LANK}$$

Exemplo:

Calcule P.E.M.F

Dado:

BHP = 1000

Curso = 6"

Diâmetro interno do cilindro = 5,5"

RPM = 3.000

número de cilindros = 12

Calcule o comprimento do curso (em pés):

$$L = 0,5$$

Calcule a área do cilindro

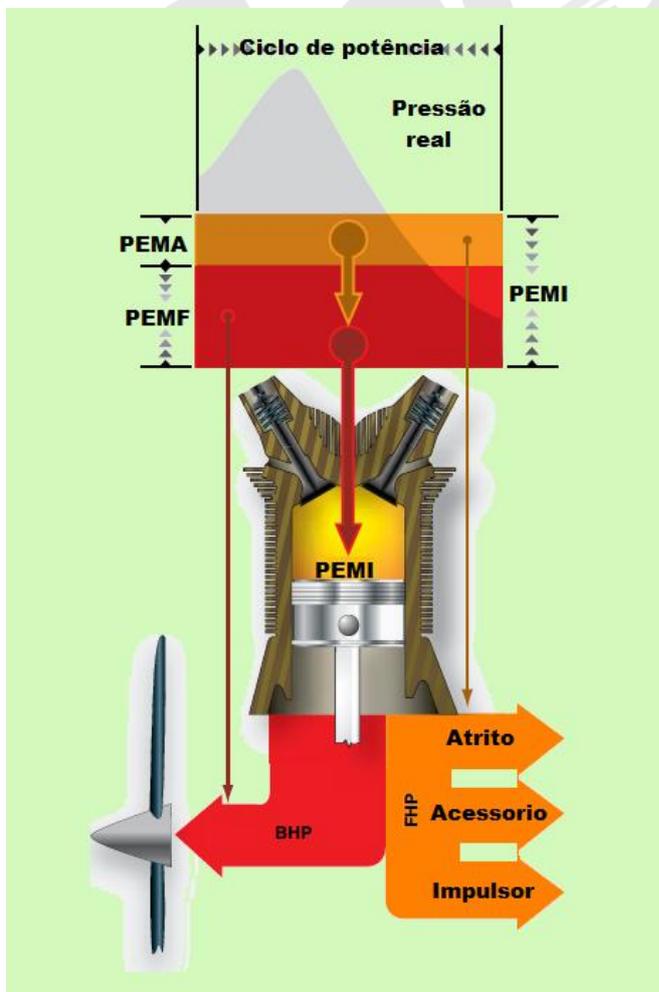
$$A = \frac{1}{4}\pi D^2 = 0,7854 \times 5,5 \times 5,5 = 23,76 \text{ pol}^2$$

Calcule o número de tempos de potência por minuto:

$$N = \frac{1}{2} \times \text{RPM} = \frac{1}{2} \times 3.000 = 1.500$$

Substituindo na equação:

$$PEMF = \frac{1000 \times 33000}{0,5 \times 23,76 \times 1500 \times 12} = 154,33 \text{ ibl / pol}^2$$



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-30 Pressões e potências.

Potência de Empuxo

Potência de empuxo pode ser considerada como resultado do trabalho conjunto do motor e da hélice.

Se uma hélice pudesse ser projetada para ser 100% eficiente, o empuxo e a potência freio seriam os mesmos. Contudo, a eficiência da hélice varia com a velocidade do motor, atitude, altitude, temperatura e velocidade do ar, portanto, a razão da potência de empuxo e a potência ao freio entregue para o eixo da hélice nunca serão iguais.

Por exemplo, se um motor desenvolve 1.000 BHP e é usado com uma hélice com eficiência de 85%, a potência de empuxo dessa combinação motor-hélice é 85% de 1.000 ou 850 HP de empuxo.

Dos quatro tipos de potência discutidos, é a potência de empuxo que determina o desempenho do conjunto motor-hélice.

3.8 RENDIMENTOS

Rendimento Térmico

Qualquer estudo de potência em motores envolve considerações de calor como fonte de potência. O calor produzido pela queima da gasolina nos cilindros causa uma rápida expansão dos gases nesses cilindros, e eles por sua vez, movimentam os êmbolos e criam energia mecânica.

Há muito tempo sabemos que trabalho mecânico pode ser convertido em calor e que uma dada quantidade de calor contém a energia equivalente a certa quantidade de trabalho mecânico.

Calor e trabalho são teoricamente intercambiáveis, e mantendo uma relação fixa entre um e outro.

Calor pode ser então medido em unidades de trabalho (Lb.pé por exemplo), bem como em unidades de calor. O BTU (Unidade inglesa de medição de calor) é a quantidade de calor requerida para aumentar a temperatura de uma Lb de água de 1°F. Isso é equivalente a 778 Lb.pé de trabalho mecânico.

Uma libra de combustível derivado de petróleo, quando queimado com uma quantidade de ar suficiente para consumi-lo completamente, libera 20.000 BTU, o equivalente a 15.560.000 Lb.pé de trabalho mecânico.

Esses valores expressam a energia calorífica do combustível em unidades de calor e trabalho, respectivamente.

A razão de trabalho útil produzido por um motor, em relação à energia calorífica do combustível que ele utiliza, expresso em unidades de trabalho e calor é chamado de rendimento térmico.

Se dois motores similares utilizam quantidades iguais de combustível, obviamente o motor que converter em trabalho a maior parte da energia do combustível (maior rendimento térmico) irá liberar maior quantidade de potência. Além disso, o motor que tiver maior rendimento térmico terá menos calor residual disponível para as válvulas, cilindros, êmbolos e sistema de refrigeração do motor.

Um alto rendimento térmico também significa um baixo consumo específico de combustível e, dessa forma, menos combustível para um voo de uma determinada distância a uma determinada potência. Assim, a importância prática de um alto rendimento térmico, é que ele constitui uma das mais desejáveis características no desempenho de um motor aeronáutico.

Do calor total produzido, 25% a 30% é utilizado na potência de saída, 15% a 20% é perdido em refrigeração (calor irradiado das aletas da cabeça do cilindro), 5% a 10% é perdido para vencer o atrito no movimento de peças, e 40% a 45% é perdido através do escapamento.

Qualquer coisa que aumente o conteúdo térmico que produz trabalho mecânico no êmbolo, o qual reduz o atrito e perdas na aspiração, ou que reduzem a quantidade de combustível que não é queimada, ou perda de calor para as peças do motor, aumentam o rendimento térmico. A porção do calor total de combustão, que é transformada em trabalho mecânico, depende em grande parte da razão de compressão.

Razão de compressão é a razão entre o volume deslocado pelo pistão e o volume da câmara de combustão. Se os outros parâmetros permanecem iguais, quanto maior a razão de compressão, maior será a proporção entre energia calorífica de combustão transformada em trabalho útil no eixo de manivelas.

Por outro lado, aumentando-se a razão de compressão, aumenta-se a temperatura da cabeça do cilindro. Esse é um fator limitante, já que as temperaturas, extremamente altas, criadas por elevadas taxas de compressão, causam rápida deterioração do material do cilindro e detonação do combustível.

O termo, rendimento de um motor, pode ser baseado em BHP ou IHP, e é representado pela fórmula: Rendimento térmico indicado=

$$= \frac{IHP \times 33.000}{\text{Peso comb. queimado/ min} \times \text{valor do calor} \times 778}$$

A fórmula para obtenção da eficiência térmica ao freio é a mesma mostrada acima, substituindo-se o IHP pelo valor do BHP. Exemplo:

Um motor fornece 85 BHP por um período de 1 hora e, durante esse tempo, consome 50 libras de combustível. Considerando-se que o combustível tem um conteúdo de calor de 18.800 BTU por libra, calcular o rendimento térmico do motor.

Rendimento Térmico ao Freio

$$\frac{85 \times 33.000}{833 \times 18.800 \times 778} = \frac{2.805.000}{12.184.569} = 0,23.$$

Rendimento térmico ao freio = 0,23 ou 23%.

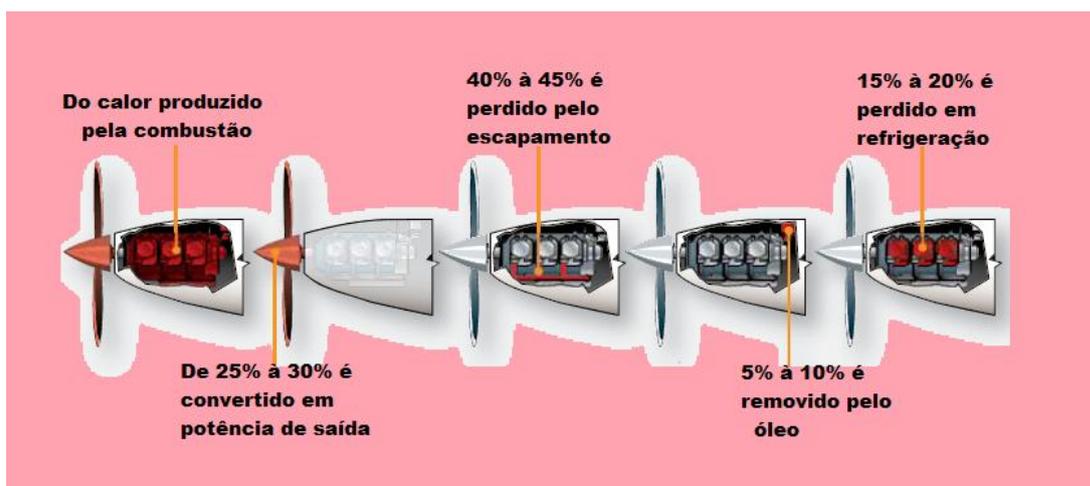
O rendimento térmico dos motores alternativos situa-se em aproximadamente 34%, isto é, eles transformam apenas cerca de 34% do calor produzido pelo combustível queimado em energia mecânica. O calor restante é perdido através dos gases de escapamento, refrigeração do sistema e atrito interno do motor.

Rendimento Mecânico

Rendimento mecânico, é a taxa que mostra o quanto da potência desenvolvida pelos gases expandidos no cilindro são realmente entregues na saída do eixo. É uma comparação entre BHP e IHP. Pode ser expresso pela fórmula:

$$\text{rendimento mecânico} = \frac{BHP}{IHP}$$

Potência ao freio é a potência útil entregue ao eixo da hélice, potência indicada, é a potência total desenvolvida nos cilindros. A diferença entre as duas é a potência de atrito, potência perdida para vencer o atrito. O fator de maior efeito no rendimento mecânico é o atrito dentro do motor. O atrito, entre as peças móveis de um motor, permanece praticamente constante em toda faixa de velocidade do motor. Portanto, o rendimento mecânico de um motor será maior quando ele estiver funcionando à RPM, na qual a máxima BHP for desenvolvida. O rendimento mecânico de um motor aeronáutico alternativo médio aproxima-se de 90%.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-31 Distribuição térmica em um motor.

Rendimento Volumétrico

Rendimento volumétrico, outro rendimento do motor, é uma taxa expressa em termos de porcentagem. É uma comparação entre volume da carga ar/combustível (corrigida pela temperatura e pressão) introduzida nos cilindros e o deslocamento total do êmbolo do motor. Diversos fatores provocam a saída de um rendimento volumétrico de 100%.

Os êmbolos de motores, sem super compressor, deslocam o mesmo volume cada vez que são deslocados no cilindro, do ponto morto superior ao ponto morto inferior.

A quantidade de carga que preenche esse volume, no tempo de admissão, depende da pressão existente e da temperatura do ar exterior. Dessa forma, para calcular o rendimento volumétrico de um motor, é necessário estabelecer padrões para a pressão atmosférica e para a temperatura.

O padrão americano para atmosfera foi estabelecido em 1958, e fornece a pressão necessária e o valor de temperatura para se calcular rendimento volumétrico.

A temperatura padrão ao nível do mar é 15°C. A essa temperatura, a pressão de uma atmosfera é 14.69 lb/pol² e essa pressão suporta uma coluna de mercúrio de 29,92 pol. de altura.

Essas condições de padrão ao nível do mar determinam uma densidade padrão, e se o motor aspira um volume de carga dessa densidade exatamente igual ao deslocamento do êmbolo, é dito que ele está operando a 100% de rendimento volumétrico.

Um motor aspirando um volume inferior a esse, tem rendimento volumétrico inferior a 100%. Um motor equipado com um compressor interno ou externo de alta velocidade, pode ter um rendimento volumétrico maior que 100%. A equação para rendimento volumétrico é:

$$\text{Rendimento volumétrico} = \frac{\text{vol. da carga corrigida quanto à temp./pressão}}{\text{deslocamento do êmbolo}}$$

Muitos fatores diminuem o rendimento volumétrico, alguns deles são:

- (1) operação com o motor reduzido;
- (2) tubulações de admissão compridas e de pequeno diâmetro;
- (3) curvas acentuadas no sistema de indução;
- (4) temperatura do ar do carburador muito elevada;
- (5) temperatura da cabeça do cilindro muito elevada;
- (6) descarga incompleta;
- (7) tempo de abertura de válvulas inadequado.

Rendimento Propulsivo

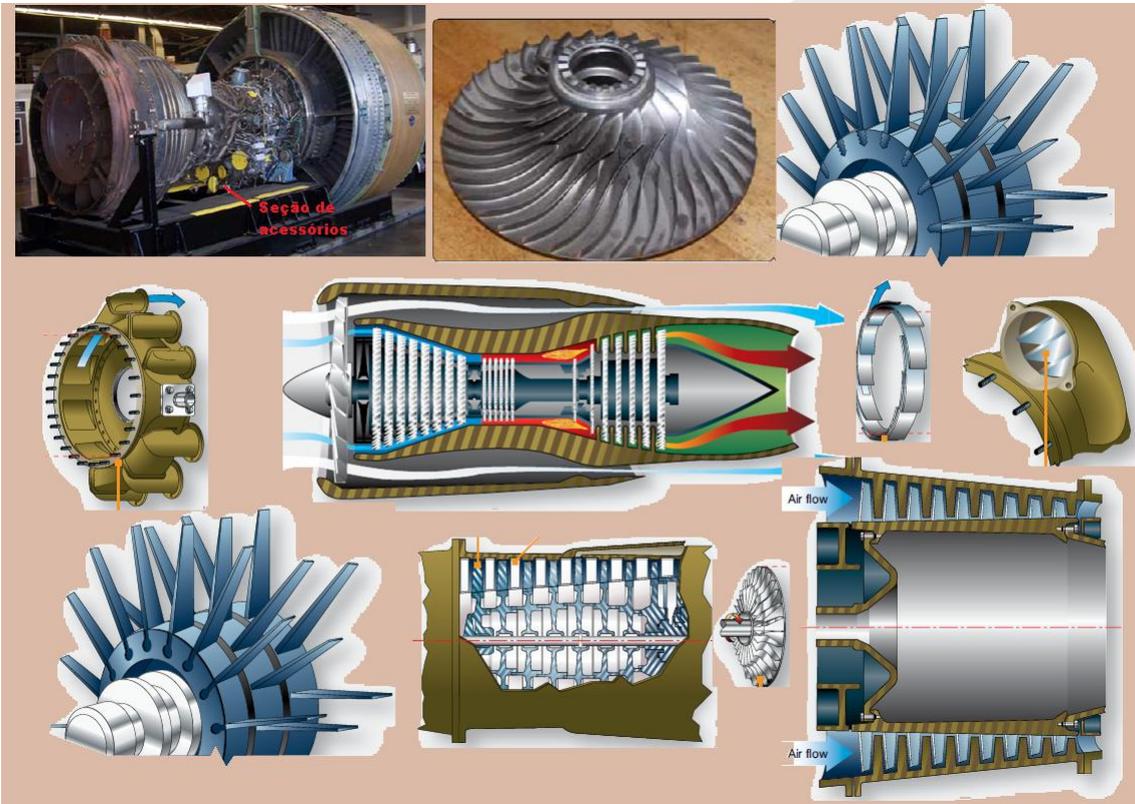
Uma hélice é utilizada com um motor para prover empuxo. O motor fornece BHP através da rotação do eixo, e a hélice absorve a BHP e a converte em potência de empuxo. Nessa conversão, alguma potência é perdida.

Uma vez que o rendimento de qualquer máquina é a razão entre a potência útil de saída e a de entrada, o rendimento propulsivo (nesse caso, rendimento da hélice) é a razão entre a potência de empuxo e a potência ao freio. Na média, a potência de empuxo constitui aproximadamente 80% da potência ao freio. Os outros 20% são perdidos em atrito e escorregamento.

O controle dos ângulos das pás da hélice, é o melhor método de obtermos o máximo de rendimento propulsivo para todas as condições encontradas em voo.

Durante a decolagem, quando a aeronave está se deslocando em baixa velocidade e, quando são requeridos potência e empuxo máximos, um baixo ângulo de pá da hélice produzirá o máximo de empuxo.

Para voos em alta velocidade ou picada, o ângulo da pá é aumentado para se obter o máximo de empuxo e rendimento. A hélice de velocidade constante é utilizada para fornecer o empuxo requerido, a um rendimento máximo, para todas as condições de voo.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

MÓDULO IV

TEORIA DA CONSTRUÇÃO DOS MOTORES À REAÇÃO

INTRODUÇÃO

Caro aluno,

No módulo anterior nosso olhar esteve voltado para Teoria da construção dos motores Alternativos. Neste modulo nós iremos aprender sobre a Teoria da construção dos motores à reação mais utilizados na indústria aeronáutica.

4.1 CONSTRUÇÃO DO MOTOR A TURBINA

Em um motor alternativo, a admissão, a compressão, a combustão e o escapamento ocorrem na mesma câmara de combustão, conseqüentemente, cada uma dessas funções tem ocupação exclusiva da câmara, durante sua respectiva parte no ciclo de combustão.

Uma vantagem significativa do motor de turbina a gás, contudo, é que existem seções separadas para cada função, e todas as funções ocorrem simultaneamente sem interrupção.

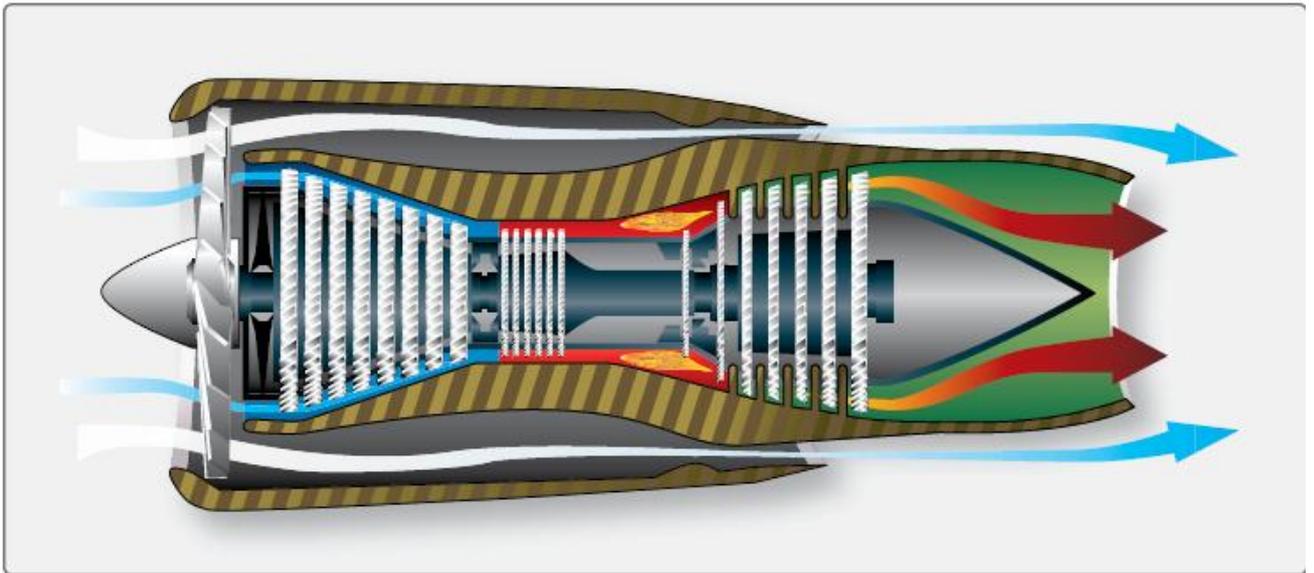
Um motor de turbina a gás típico consiste em:

- (1) Uma entrada de ar;
- (2) Seção do compressor;
- (3) Seção de combustão;
- (4) Seção de turbina;
- (5) Seção de escapamento;
- (6) Seção de acessórios;
- (7) Sistemas necessários para partida, lubrificação, suprimento de combustível e fins auxiliares, tais como degelo, refrigeração e pressurização.

Os principais componentes de todos os motores de turbina a gás são basicamente os mesmos, contudo, a nomenclatura das peças componentes de diversos motores de uso corrente, varia ligeiramente devido à diferença na terminologia de cada fabricante. Essas diferenças estão refletidas nos manuais de manutenção aplicáveis.

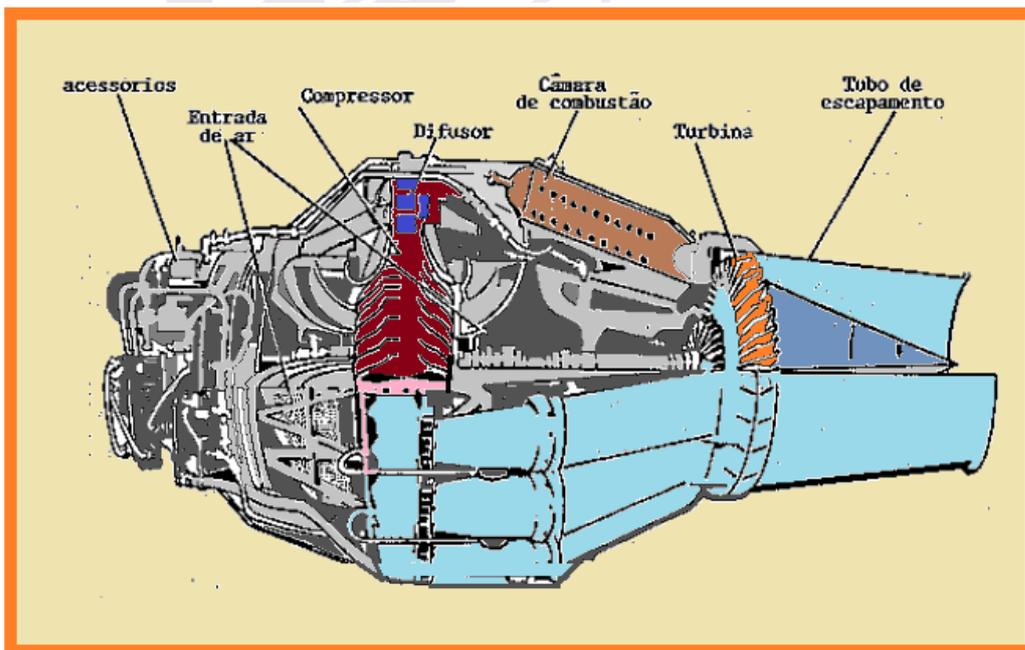
O fator que mais influencia as características de construção de um motor de turbina a gás é o tipo do compressor (de fluxo axial ou centrífugo) para o qual o motor é projetado. Adiante será dada uma descrição detalhada de compressores, mas para o momento vejamos as figuras 1-32 e 1-33.

Observe o efeito físico que os dois tipos de compressores têm sobre as características de construção do motor. É óbvio que existe uma diferença nos seus comprimentos e diâmetros.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-32 Motor de fluxo axial.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-33 Motor de fluxo centrífugo.

Observamos que no motor de fluxo axial, o duto da entrada de ar é um dos principais componentes do motor, por outro lado, no motor de fluxo centrífugo, o ar, após passar pela entrada, é dirigido para as aletas indutoras do compressor através de passagens circunferenciais, localizadas à frente e atrás do impelidor.

As passagens são protegidas com tela, para evitar a entrada de objetos estranhos que poderiam causar sérios danos em componentes metálicos, quando permitida a sua entrada no compressor.

Os acessórios dos dois tipos de motores estão localizados em pontos diferentes. Isso é necessário devido à construção do motor.

A parte dianteira do motor de fluxo axial é utilizada como entrada de ar, conseqüentemente, os acessórios deverão estar localizados em outra parte.

Além das características já mencionadas, existem poucas dissimilaridades visuais entre os demais componentes principais dos dois motores.

Entrada de Ar

A entrada de ar é projetada de forma a dirigir o ar para o compressor com um mínimo de perda de energia, resultante do arrasto aerodinâmico ou pressão de impacto, ou seja, o fluxo de ar no compressor deve estar livre de turbulência para alcançar o máximo de eficiência de operação.

Um projeto adequado contribui materialmente para o desempenho da aeronave, aumentando a taxa de pressão de descarga do compressor em relação à pressão de entrada do duto.

A quantidade de ar que entra no motor depende de três fatores:

- (1) Velocidade do compressor (rpm);
- (2) Velocidade da aeronave;
- (3) Densidade do ar ambiente.

As entradas de ar podem ser classificadas como:

- 1- Entradas de ar localizadas no nariz da fuselagem ou nacele do motor;
- 2- Entradas de ar localizadas ao longo dos bordos de ataque das asas, geralmente na raiz, para as instalações de monomotores;
- 3- Entradas de ar anulares, circundando, no todo ou em parte, a fuselagem ou nacele do motor;
- 4- Entradas de ar de aspiração, as quais se projetam além da superfície imediata da fuselagem ou nacele;

5- Entradas de ar embutidas, as quais são rebaixadas do lado da fuselagem ou nacele.

Existem dois tipos básicos de entrada de ar em uso: a entrada simples e a entrada dividida (geralmente são duas entradas de ar, uma em cada lado da fuselagem que direcionam o ar para o motor que fica no final da fuselagem). Geralmente é mais vantajoso utilizar um motor com entrada simples com fluxo axial, para se obter a máxima pressão de impacto, através do fluxo direto. Ela é utilizada quase que exclusivamente sobre as asas ou instalações internas, onde as entradas desobstruídas ajudam prontamente a dirigir o fluxo para um duto direto, curto e simples.

Uma entrada dividida oferece maior oportunidade de difusão do ar, e uma entrada na câmara plena, com a velocidade suficientemente baixa, requerida para utilizar com eficiência um compressor de entrada dupla.

A câmara plena é um lugar de acúmulo de ar de impacto, geralmente associado com a instalação da fuselagem.

É também vantajoso quando a instalação do equipamento ou localização do piloto torna o uso de um duto direto ou simples impraticável. Na maioria dos casos, a entrada dividida permite o uso de dutos muito curtos, com menor queda de pressão resultante, devido ao atrito com a superfície.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Entrada de Ar motor tubo fan

Seção de Acessórios

A seção de acessórios de um motor turbojato tem diversas funções. A função principal é prover espaço para instalação dos acessórios necessários à operação e controle do motor. Geralmente, também são incluídos acessórios concernentes à aeronave, tais como geradores elétricos e bombas de fluidos.

As funções secundárias incluem a utilização como reservatório e/ou coletor de óleo e alojamento de engrenagens, acionadoras de acessórios e engrenagens de redução.

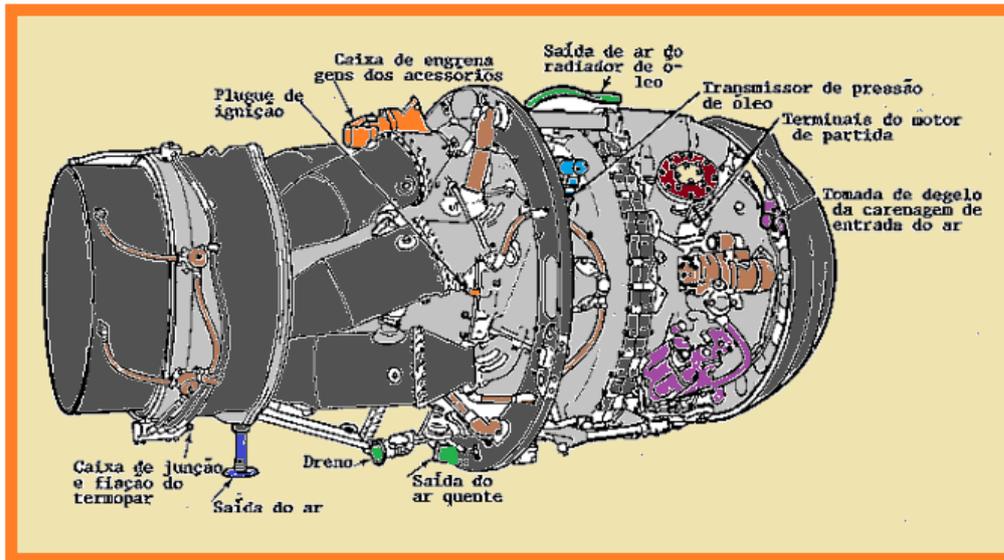
A montagem e acionamento dos acessórios têm sido sempre um dos grandes problemas nos motores de turbina a gás. Acessórios acionados são geralmente montados em apoios comuns, acima ou adjacentes à seção do compressor, dependendo de ser um motor de fluxo centrífugo ou axial. As figuras 1-34 e 1-35 ilustram a montagem dos acessórios de um motor de fluxo centrífugo e de um motor de fluxo axial, respectivamente.

Os componentes da seção de acessórios de todos os motores de fluxo centrífugo e axial têm essencialmente o mesmo propósito, mesmo quando eles diferem muito em detalhes de fabricação e nomenclatura.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Caso típico acessório turboélice



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

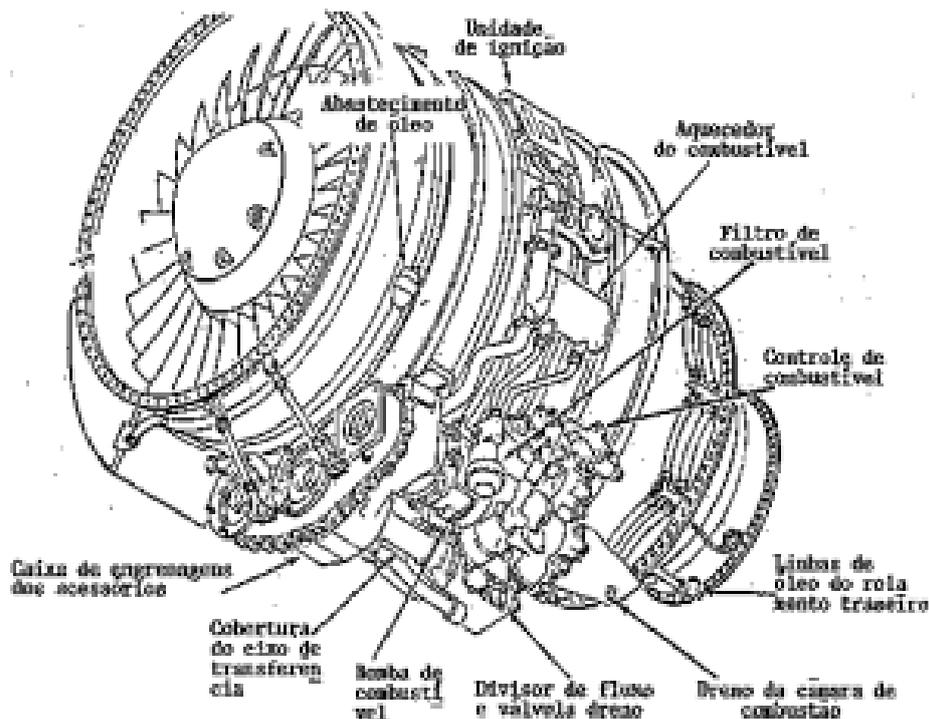
Figura 1-34 Localização dos acessórios de um motor de fluxo centrífugo.

Os elementos básicos de uma seção de acessórios de um motor de fluxo centrífugo são:

- (1) Caixa de acessórios, a qual tem usinado adaptadores para os acessórios acionados pelo motor, e
- (2) O trem de engrenagens, o qual está alojado no interior da caixa de acessórios.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-35 Seção de acessórios de um motor de fluxo axial.

A caixa de acessórios pode ser projetada para servir como um reservatório de óleo. Se for utilizado um tanque de óleo, um depósito coletor de óleo, geralmente abaixo do suporte do rolamento dianteiro, para drenagem e recuperação do óleo, é utilizado para lubrificar rolamentos e engrenagens de acionamento.

A caixa de acessórios é também provida de tubulações adequadas ou passagens na própria carcaça, para borrifar óleo de lubrificação sobre o trem de engrenagens e mancais de apoio. O trem de engrenagens é acionado pelo rotor do motor por meio do acoplamento da engrenagem do eixo acionador de acessórios, o qual é preso por estrias a um eixo de engrenagens e conjunto do rotor do cubo do compressor.

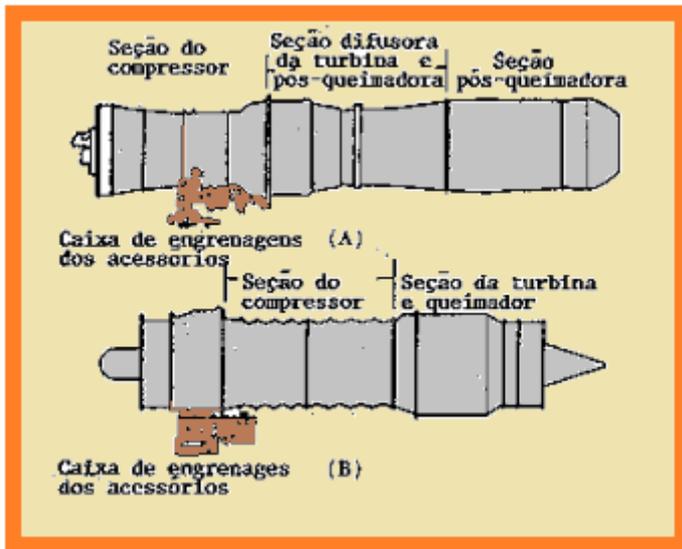
As engrenagens de redução, na caixa de engrenagens proveem velocidade adequada para cada acessório ou componente do motor.

Devido ao fato da RPM de operação do rotor ser muito alta, a razão das engrenagens de redução de acessórios é relativamente alta.

Os acessórios acionados são suportados por mancais de esferas, montados nos furos do adaptador da caixa de acessórios.

Os componentes de uma seção de acessórios de um motor de fluxo axial são uma caixa de engrenagens de acessórios e um conjunto de potência de decolagem, alojando os eixos de

acionamento necessários e engrenagens de redução. A figura 1-36 mostra a localização da caixa de engrenagens de acessórios.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-36 A - Caixa de engrenagens dos acessórios por baixo do compressor

B - Caixa de engrenagens dos acessórios por baixo do suporte do rolamento dianteiro.

Muito embora o estreito relacionamento entre a caixa de engrenagens de acessórios e a de potência de decolagem necessite estar localizadas, uma próxima à outra, dois fatores afetam a localização das caixas de engrenagens. Esses fatores são o diâmetro do motor e a instalação do motor.

Os projetistas estão continuamente empenhando-se em reduzir o diâmetro do motor para melhorar sua linha de fluxo, aumentando dessa forma o desempenho da aeronave através da redução do arrasto. Também a instalação em uma particular aeronave, pode ditar a localização ou remontagem da caixa de engrenagens de acessórios.

A caixa de engrenagens de acessórios tem basicamente a mesma função da seção de acessórios de um motor de fluxo centrífugo. Ela tem o usual adaptador usinado para os acessórios do motor, e aloja e suporta o trem de engrenagens acionadoras dos acessórios. Também são incluídas tubulações adequadas e passagens na própria carcaça, para lubrificação dos trens de engrenagens e seus mancais de apoio.

Os acessórios, usualmente instalados em um motor, são o controle de combustível com seus dispositivos de governo, a(s) bomba(s) de alta pressão de combustível, bombas de pressão e de retorno de óleo, bomba auxiliar de combustível e, algumas vezes, bomba de combustível de partida e diversos acessórios do motor, incluindo motor de partida, gerador e tacômetro.

Embora esses acessórios sejam na maioria peças essenciais, uma combinação particular dos acessórios acionados pelo motor depende do uso para o qual o motor foi projetado.

Os acessórios acima mencionados (exceto os motores de partida) são do tipo acionado pelo motor. Também associados com os sistemas do motor estão os acessórios não acionados mecanicamente tais como excitadores de ignição, filtros de óleo e combustível, unidades barométricas, válvulas de drenagem, válvulas de sangria do compressor e válvulas de alívio.

Seção do Compressor

A seção do compressor de um motor de turbina a gás tem muitas funções. A principal delas é suprir ar em quantidade suficiente às necessidades dos queimadores de combustão. Especialmente para cumprir sua finalidade, o compressor tem que aumentar a pressão da massa de ar recebida do duto de entrada, e então descarregá-la para os queimadores em quantidade e pressão requeridas.

Uma função secundária do compressor é suprir ar de sangria para as diversas finalidades no motor e na aeronave.

O ar de sangria é tomado em qualquer um dos diversos estágios do compressor. A localização exata das tomadas de sangria depende naturalmente da pressão ou temperatura, requerida para um propósito particular. As tomadas são pequenas aberturas na carcaça do compressor, adjacente ao particular estágio do qual o ar será extraído, assim, níveis variados de pressão e calor estão disponíveis, simplesmente sangrando no estágio apropriado.

O ar é frequentemente extraído do último estágio ou estágio de pressão mais elevado, uma vez que nesse ponto, a pressão e temperatura do ar estão no máximo.

Algumas vezes, pode ser necessário resfriar esse ar de alta pressão. Se ele for utilizado para pressurização da cabine ou outros propósitos onde o calor excessivo seria desconfortável ou danoso, será enviado através de uma unidade de refrigeração.

O ar sangrado do motor é utilizado numa ampla variedade de situações, incluindo o acionamento dos acessórios mencionados anteriormente. Algumas das aplicações correntes do ar extraído são:

- (1) Pressurização, aquecimento e refrigeração da cabine;
- (2) Equipamentos de degelo e anti-gelo;
- (3) Partida pneumática de motores;
- (4) Unidade de acionamento auxiliar (APU);

- (5) Sistema servo de reforço;
- (6) Potência para acionamento de instrumentos.

A localização da seção do compressor depende do tipo deste último. As figuras 1-32 e 1-33 ilustram como a montagem dos componentes do motor varia com o tipo de compressor. No motor de fluxo centrífugo, o compressor está localizado entre a seção de acessórios e a seção de combustão, no motor de fluxo axial o compressor está localizado entre o duto de entrada de ar e a seção de combustão.

Tipos de Compressor

Os dois tipos principais de compressores, sendo utilizados correntemente em motores turbojatos de aeronaves, são de fluxo centrífugo e axial.

O tipo de compressor é um meio de classificação do motor.

Os termos "fluxo centrífugo" e "fluxo axial" têm sido muito usados para descrever o motor e o compressor. Contudo, eles são aplicáveis para o fluxo de ar através do compressor.

Nos motores de fluxo centrífugo, o compressor alcança seu propósito, captando a massa de ar de entrada e acelerando-a de dentro para fora através de ação centrífuga.

No motor de fluxo axial, o ar é comprimido enquanto continua em sua direção original de fluxo, evitando dessa forma perda de energia causada pela rotação.

Da entrada para a saída, o ar flui por um caminho axial, e é comprimido a uma razão aproximada de 1,25:1 por estágio. Os componentes de cada um desses tipos de compressores têm suas funções individuais na compressão do ar para a sua combustão.

Compressores de Fluxo Centrífugo

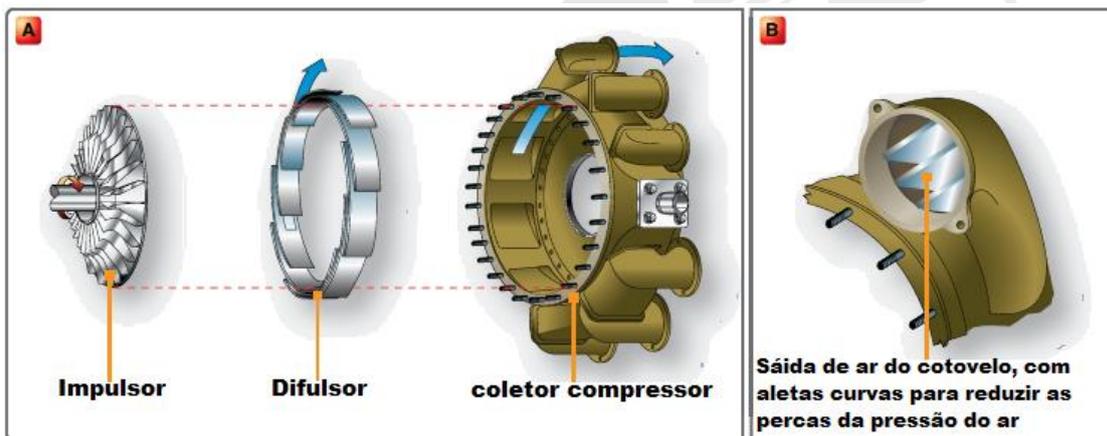
O compressor centrífugo consiste basicamente de um impulsor (rotor), um difusor (estator) e um coletor compressor, ilustrado na figura 1-37. Os dois principais elementos funcionais são o impulsor e o difusor. Embora o difusor seja uma unidade, separada e instalada, interiormente presa por parafusos ao coletor; o conjunto (difusor e coletor) é frequentemente chamado de difusor. Para classificação durante a familiarização com o compressor, as unidades são tratadas individualmente.

O impulsor é geralmente fabricado em liga de alumínio forjado, tratado termicamente, usinado e polido para restrição mínima ao fluxo e turbulência. Em alguns tipos, o impulsor

é fabricado com um único forjamento. Esse tipo de impulsor é mostrado na figura 1-37(A). Em outros tipos de aletas curvas de indução curvas são partes separadas, como ilustrado na figura 1-38.

O impulsor, cuja função é captar e acelerar o ar de dentro para fora para o difusor pode ser de dois tipos: entrada simples ou dupla.

Ambas são similares em construção, ao impulsor do compressor do motor alternativo, sendo o tipo de entrada dupla similar a dois impulsores costa com costa.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-37 A- Componentes de um compressor centrífugo

B- Saídas de ar do cotovelo, com aletas curvas para reduzir as perdas da pressão do ar.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-38 Compressor de duas entradas com palhetas indutoras como peças separadas.

Contudo, devido à quantidade de ar muito maior, requerida nos motores turbojato, os impulsores são maiores que os impulsores dos super compressores.

A principal diferença entre os dois tipos de impulsores são o tamanho e a montagem do duto. O tipo de entrada dupla tem um diâmetro menor, mas funciona geralmente em velocidades de rotação mais elevadas, para assegurar um fluxo de ar suficiente.

O impulsor de entrada dupla permite um duto conveniente direto para o olhal do impulsor (palhetas do indutor), oposto aos dutos mais complicados, necessários para alcançar a parte traseira do tipo de entrada dupla.

Embora ligeiramente mais eficiente na recepção de ar, o impulsor do tipo entrada simples precisa ter um grande diâmetro para fornecer a mesma quantidade de ar que o tipo entrada dupla fornece isso, naturalmente, aumenta o diâmetro total do motor.

Incluída no duto para motores com compressor de entrada dupla está uma câmara plena. Essa câmara é necessária nos compressores de entrada dupla porque o ar deve ser admitido no motor a ângulos quase retos, em relação ao eixo do motor. Portanto, o ar deve, a fim de proporcionar um fluxo positivo, circundar o compressor do motor a uma pressão positiva antes de entrar nessa unidade.

Incluídas em algumas instalações, como peça essencial da câmara plena, estão as entradas de ar auxiliares (blow-in doors). Essas entradas auxiliares admitem ar para o compartimento do motor durante a operação no solo, quando o ar requerido para o motor excede o fluxo que passa através dos dutos de entrada.

As entradas são mantidas fechadas por ação de mola, quando o motor não está operando.

Durante a operação, no entanto, as entradas abrem automaticamente sempre que a pressão no compartimento do motor cai abaixo da pressão atmosférica.

Durante a decolagem e em voo, a pressão do ar de impacto no compartimento do motor auxilia a mola a manter a entrada fechada.

O impelidor é uma câmara anular provida de uma quantidade de aletas formando uma série de passagens divergentes no coletor. As aletas difusoras dirigem o fluxo para reter a máxima quantidade de energia imprimida pelo impulsor.

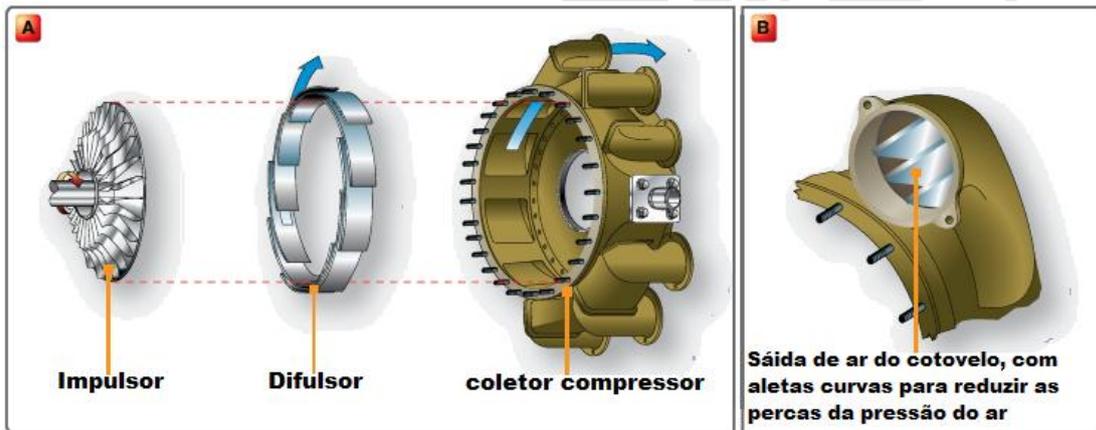
Elas também distribuem o ar para o coletor a uma velocidade e pressão satisfatórias para uso nas câmaras de combustão.

Vejamos a figura 1-37(A) e observamos a seta indicando o caminho seguido pelo fluxo de ar através do difusor, e então através do coletor.

O coletor do compressor, mostrado na figura. 1-37(A) desvia o fluxo de ar do difusor, o qual é parte integral do coletor nas câmaras de combustão.

O coletor tem uma saída para cada câmara, afim de que o ar seja igualmente dividido. Um cotovelo de saída do compressor está preso por parafusos à janela de saída. Essas saídas de

ar são construídas na forma de dutos e são conhecidas por uma variedade de nomes, tais como dutos de saída de ar, cotovelos de saída ou dutos de entrada da câmara de combustão. Indiferente à terminologia utilizada, esses dutos de saída cumprem uma parte muito importante do processo de difusão, isto é, eles mudam a direção radial do fluxo de ar para uma direção axial, onde o processo de difusão é completado após a volta. Para ajudar os cotovelos a cumprirem sua função de maneira eficiente, defletores em cascata são algumas vezes presos dentro deles. Essas aletas ou defletores reduzem as perdas de pressão de ar, apresentando uma suave superfície torneada. Ver figura 1-37(B).



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-37 A- Componentes de um compressor centrífugo

B- Saídas de ar do cotovelo, com aletas curvas para reduzir as perdas da pressão do ar.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-38 Compressor de duas entradas com palhetas indutoras como peças separadas.

Compressor de Fluxo Axial

O compressor de fluxo axial tem dois elementos principais: o rotor e o estator. O rotor tem lâminas fixas a um eixo. Essas lâminas impelem o ar para trás da mesma forma que uma hélice, devido aos seus ângulos e perfil de aerofólio. O rotor, girando a alta velocidade, toma o ar na entrada do compressor e o impele através de uma série de estágios. A ação do rotor aumenta a compressão do ar em cada estágio, e o acelera para trás através dos diversos estágios.

Com essa velocidade aumentada, a energia é transferida do compressor para o ar na forma de energia dinâmica.

As lâminas estatoras atuam como difusores em cada estágio, convertendo parcialmente alta velocidade em pressão. Cada par consecutivo de rotor e lâminas estatoras constitui um estágio de pressão. O número de fileiras de lâminas (estágios) é determinado pela quantidade de ar e aumento de pressão total requerido. Quanto maior o número de estágios, mais alta será a taxa de compressão.

Muitos motores utilizam de 10 a 16 estágios.

O estator tem fileiras de lâminas ou aletas em forma de cauda de andorinha, em anéis bipartidos, os quais são, por sua vez, presos interiormente a uma camisa envolvente. As lâminas estatoras projetam-se radialmente pelo eixo do motor e se unem em cada lado de cada estágio do rotor.

A carcaça do compressor, na qual as lâminas estatoras são fixas, é dividida horizontalmente em metades. Tanto a metade superior quanto a inferior podem ser removidas para inspeção e manutenção do rotor e das aletas estatoras.

A função das lâminas é duplicada. Elas são projetadas para receber ar do duto de entrada ou de cada estágio precedente do compressor, e distribuí-lo para o estágio seguinte ou para os queimadores, à pressão e velocidade trabalháveis.

Elas também controlam a direção do ar para cada estágio do rotor, para obterem a máxima eficiência possível das palhetas do compressor. São mostrados na figura 1-39 os elementos do rotor e do estator de um compressor típico de fluxo axial. As palhetas do rotor são geralmente precedidas por um conjunto de lâminas guias de entrada.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-39 Rotor estator componentes de um compressor de fluxo axial.

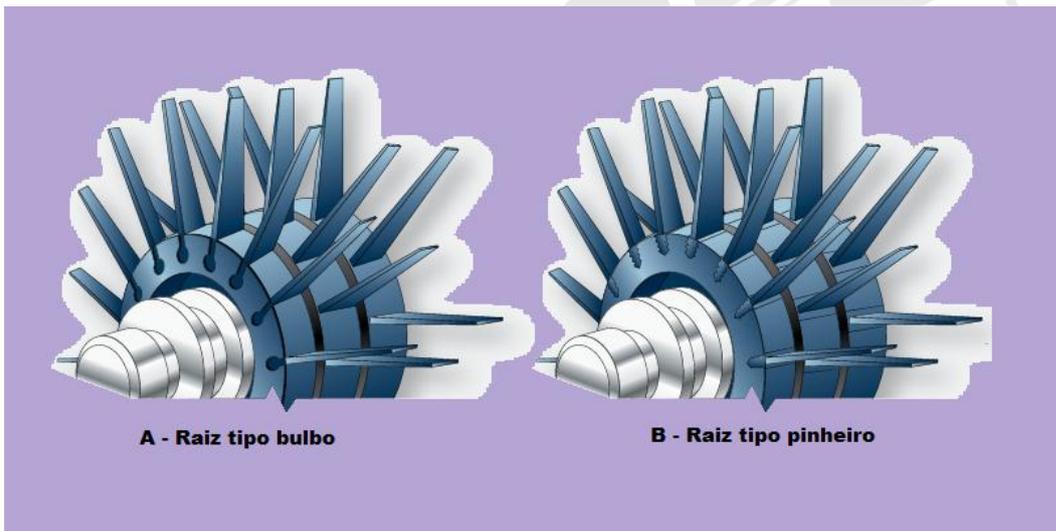
As lâminas guias direcionam o fluxo de ar para as palhetas do primeiro estágio do rotor a ângulos apropriados e imprimem um movimento em forma de redemoinho ao ar que entra no compressor. Esse pré-redemoinho na direção de rotação do motor melhora as características aerodinâmicas do compressor, reduzindo o arrasto nas palhetas do primeiro estágio do rotor. As lâminas-guia são lâminas de aço curvas, geralmente soldadas a proteções de aço, interna e externamente. As lâminas-guia podem ser precedidas de uma tela de proteção na entrada de ar. Essa tela reduz a possibilidade de entrada acidental de corpos estranhos, tais como pedras, sujeiras, panos e outros restos, em geral no compressor.

A carcaça do compressor de fluxo axial não apenas suporta as lâminas estatoras e provê a parede externa do caminho axial que o ar segue, mas também provê os meios para extração de ar do compressor para os diversos propósitos.

As lâminas estatoras são geralmente fabricadas de aço, resistente à corrosão e à erosão. Frequentemente elas são protegidas por uma cinta de material apropriado para simplificar o problema de fixação. As lâminas são soldadas nos reforços, e a cinta externa é presa à parede interna do compressor por meio de parafusos de retenção.

As palhetas do rotor são fabricadas geralmente em aço inoxidável. Os métodos para fixação das palhetas nas bordas dos discos do rotor variam com os diferentes projetos, mas elas são geralmente fixas aos discos por raiz tipo bulbo ou por raiz tipo pinheiro. (ver figura. 1-40). As palhetas são então fixas por meio de parafusos, martelamento, arames de freio, pinos ou chavetas.

As pontas das palhetas do compressor são de espessura reduzida por "cutouts" chamadas de contorno de palhetas. Esses contornos evitam sérios danos às palhetas ou à carcaça, no caso das palhetas encostarem na carcaça.

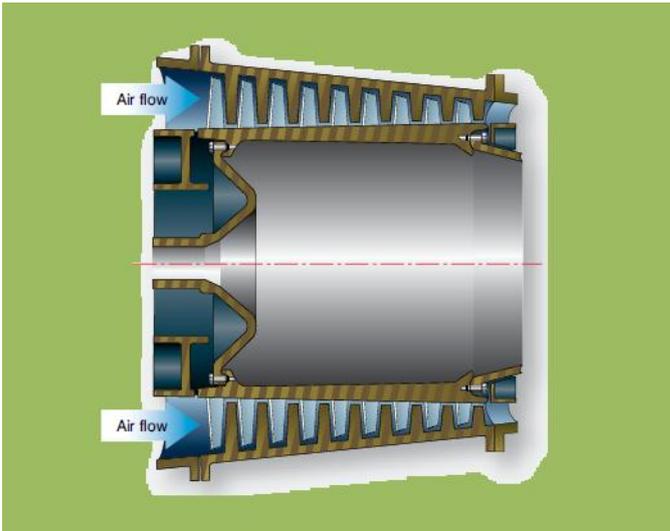


Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-40 Métodos comuns de retenção das lâminas do rotor do compressor.

Essa condição pode ocorrer se as palhetas do rotor tornarem-se excessivamente folgadas, ou se o suporte do motor for reduzido por uma deficiência do mancal. Mesmo se o contorno das palhetas reduzir tais possibilidades, ocasionalmente uma palheta pode quebrar sob fadiga por fricção e causar danos consideráveis às palhetas do compressor e ao conjunto de lâminas estatoras.

As palhetas variam de comprimento da entrada para a saída do escapamento porque o espaço de trabalho anular (do tambor para a carcaça) é reduzido progressivamente para trás pela diminuição do diâmetro da carcaça (ver figura 1-41). Antes de concluir a matéria de familiarização do rotor, é bom mencionar que ele pode ser de construção tipo tambor ou tipo disco.

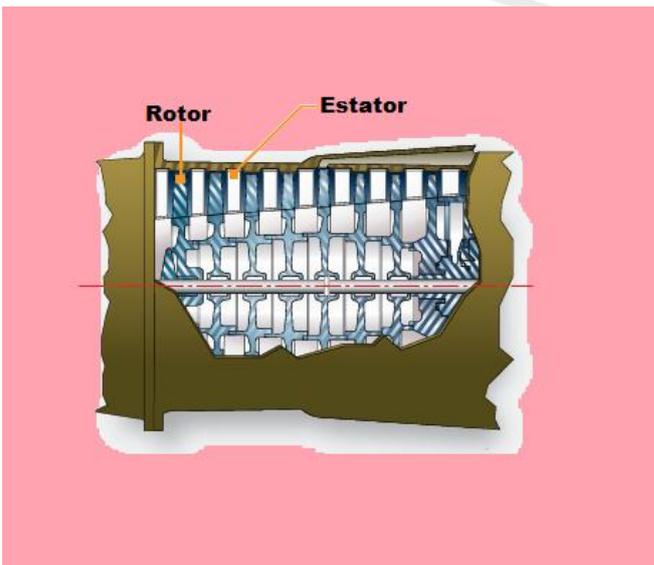


Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-41 Rotor do compressor do tipo tambor.

O rotor do tipo tambor consiste de anéis flangeados para fixar um contra o outro, em que o conjunto pode então ser preso através de parafusos. Esse tipo de construção é satisfatório para compressores de baixa velocidade onde as tensões centrífugas são baixas.

O rotor tipo disco consiste de uma série de discos usinados de alumínio forjado, encaixados por contração em um eixo de aço, com palhetas do tipo cauda de andorinha, nas bordas dos discos. Outro método de construção do rotor é usinar os discos e o eixo de um forjamento de alumínio, e então aparafusar eixos curtos de aço nas partes dianteira e traseira do conjunto para prover superfícies suportes de mancais e estrias para fixação do eixo da turbina.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-42 Rotor do compressor do tipo disco.

Os rotores tipo disco são usados quase que exclusivamente em todos os motores de alta velocidade atuais, e são do tipo a que se refere esse texto. Os rotores tipo tambor e tipo disco são ilustrados nas figuras 1-41 e 1-42, respectivamente.

A focalização do compressor de fluxo axial até este ponto, tratou apenas do rotor tipo simples, convencional.

Realmente existem duas configurações do compressor axial correntemente em uso, o rotor simples e o rotor duplo, às vezes chamado de compressor tipo carretel - sólido e carretel bipartido, respectivamente.

Uma versão do compressor carretel-sólido usa aletas guias de entrada variável. Também, as primeiras fileiras de aletas estatoras são variáveis. Esta é a montagem do motor General Electric CJ805. Ele incorpora um compressor de 17 estágios e os ângulos e as aletas guias de entrada e os primeiros seis estágios das aletas estatoras são variáveis. Durante a operação o ar entra pela parte frontal do motor, e é direcionado para o compressor num ângulo apropriado pelas guias de entrada e aletas estatoras variáveis. O ar é comprimido e forçado para a seção de combustão. Um bico injetor, o qual se estende em cada câmara atomiza o combustível para a combustão.

Essas variáveis são controladas em relação direta com a potência requerida a ser produzida pelo motor, em função do posicionamento da manete de potência.

Uma versão do compressor tipo carretel bipartido é encontrada no motor Pratt and Whitney JT3C. Ele incorpora dois compressores, com suas respectivas turbinas e eixos conjugados, os quais formam dois sistemas de rotores fisicamente independentes.

Como previamente mencionado, os motores de fluxo centrífugo e axial dominam o campo das turbinas a gás. Existem, contudo, diversas configurações possíveis desses tipos de motor, algumas das quais têm sido verificadas experimentalmente, enquanto outras estão ainda em projeto ou estágio de desenvolvimento em laboratório.

Analisando os compressores de motores de fluxo centrífugo e axial em seu atual estágio de desenvolvimento, o de fluxo axial parece ter vantagens definidas. O advento do compressor axial do tipo carretel bipartido tornou essas vantagens bem mais positivas, oferecendo maior flexibilidade de partida e melhorando a performance em grandes altitudes.

As vantagens e desvantagens desses dois tipos de compressores estão incluídas na lista seguinte. Lembre-se que embora cada tipo de compressor tenha méritos e limitações, o desempenho em potencial é a chave para desenvolvimento e utilização ulteriores.

As vantagens do compressor de fluxo centrífugo são:

- (1) A alta pressão a cada estágio;
- (2) Boa eficiência sobre largo alcance de velocidade rotacional;
- (3) Simplicidade de fabricação, além do baixo custo;
- (4) Baixo peso;
- (5) Necessidade de baixa potência de partida.

As desvantagens dos compressores de fluxo centrífugo são:

- (1) Extensa área frontal para o fluxo obtido;
- (2) Não são práticos para mais de dois estágios, devido às perdas nas curvas entre estágios.

As vantagens do compressor de fluxo axial são:

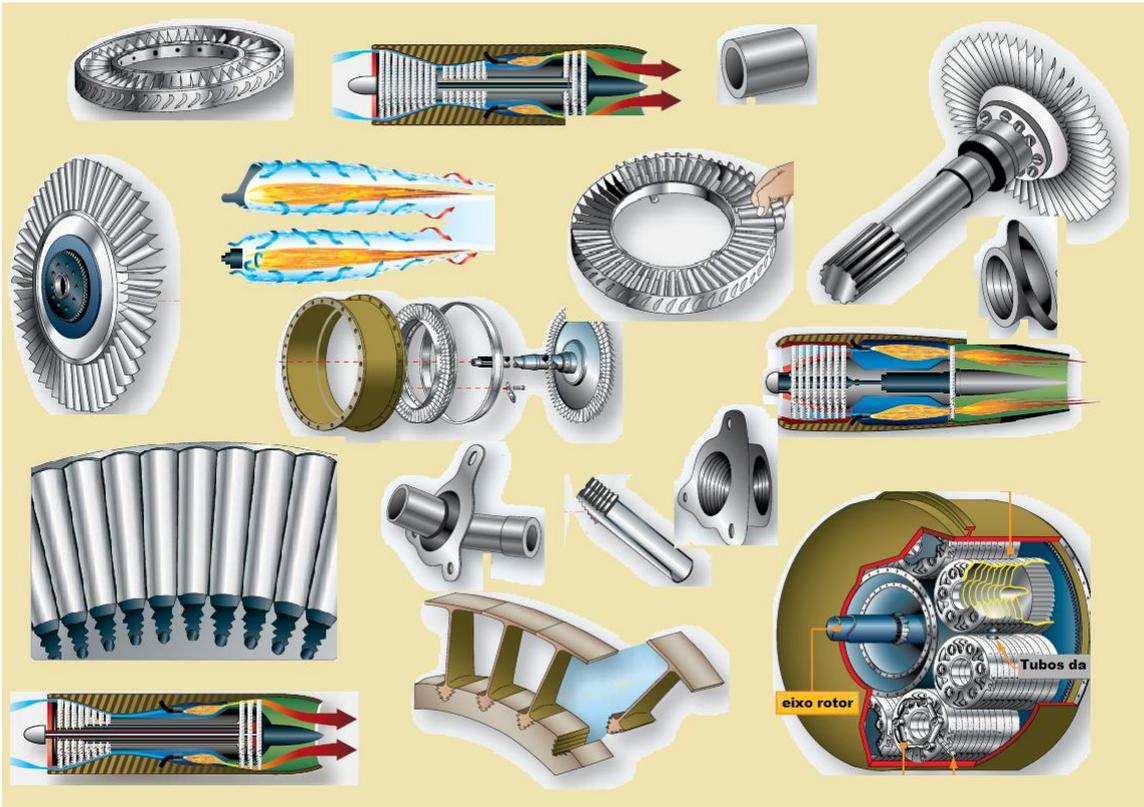
- (1) Alto rendimento máximo;
- (2) Pequena área frontal para um dado fluxo de ar;
- (3) Fluxo direto, permitindo alta eficiência de impacto;
- (4) Elevação da pressão, através do aumento do número de estágios com perdas desprezíveis.

As desvantagens do compressor de fluxo axial são:

- (1) São eficientes apenas numa estrita faixa de rotação;
- (2) Difícil fabricação e alto custo;
- (3) Relativamente pesado;
- (4) Requer alta potência para partida (isso tem sido parcialmente superado pelos compressores divididos).



Referência Bibliográfica



Fonte: Vanderlei dos Reis

MÓDULO V

TEORIA DA CONSTRUÇÃO DOS MOTORES A REAÇÃO (continuação)

INTRODUÇÃO

Caro aluno,

No módulo anterior vimos alguns componentes que fazem parte da teoria da construção dos motores à reação. Agora daremos continuidade ao nosso aprendizado. Se você estiver atento, deve ter observado que os componentes estão sendo apresentado de acordo com o sentido da passagem do ar por dentro do motor, então neste modulo iremos iniciar falando da seção de combustão.

Vamos Lá!

Seção de Combustão

A seção de combustão encerra o processo de combustão, o qual eleva a temperatura do ar que passa através do motor. Esse processo libera a energia contida na mistura ar/combustível. A maior parte dessa energia é requerida na turbina para acionar o compressor. A energia remanescente cria uma reação ou propulsão e desemboca na traseira do motor na forma de jato em alta velocidade.

A função principal da seção de combustão é, naturalmente, queimar a mistura ar/combustível, adicionando dessa forma energia calorífica ao ar. Para fazer essa queima de forma eficiente a câmara de combustão deve:

- (1) Prover os meios para a mistura apropriada do ar e do combustível para assegurar boa combustão;
- (2) Queimar essa mistura de forma eficiente;
- (3) Resfriar os produtos da combustão para uma temperatura na qual as palhetas da turbina possam resistir sob condições de operação;
- (4) Distribuir os gases quentes para a seção da turbina.

A posição da seção de combustão é entre o compressor e as seções da turbina. As câmaras de combustão são sempre montadas coaxialmente com o compressor e com a turbina, independente do tipo, uma vez que as câmaras devem estar numa posição de fluxo direto para funcionar eficientemente.

Todas as câmaras de combustão contêm os mesmos elementos básicos:

- (1) Carcaça;
- (2) Camisa interna perfurada;
- (3) Sistema de injeção de combustível;
- (4) Alguns dispositivos para a ignição inicial;
- (5) Um sistema de drenagem para drenar o combustível não queimado, após o corte do motor.

Existem três tipos básicos de câmara de combustão, sendo as variações dentro desses tipos, apenas particularidades. Esses tipos são:

- (1) Câmara múltipla ou **caneca** (mais conhecida);
- (2) **Anular** ou tipo cesta;
- (3) caneca anular, ou **canelar**.

A câmara de combustão tipo caneca é típica dos modelos usados, tanto nos motores de fluxo centrífugo quanto nos de fluxo axial. É particularmente adequada para motores de compressor centrífugo (uma vez que o ar que deixa o compressor já está dividido em porções iguais, quando deixa as lâminas difusoras). Ela é então um simples espaço para conduzir o ar dos difusores nas respectivas câmaras de combustão, montadas radialmente em volta do eixo do motor. No passado, o número de câmaras, de duas passaram a dezesseis.

Nos tempos atuais esse número é bastante variado. A figura 1-43 ilustra a câmara de combustão tipo caneca. Nos motores de construção americana essas câmaras são numeradas no sentido horário, com a câmara número um fazendo o topo do motor, visto por trás.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-43 Arranjo das câmaras de combustão do tipo caneca.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-44 Câmara de combustão do tipo caneca (lado interno)

Cada câmara de combustão tipo caneca consiste de uma carcaça externa, dentro da qual existe uma camisa de aço inoxidável perfurada (resistente a altas temperaturas) ou camisa interna. (ver figura 1-44). A carcaça externa está dividida para facilitar a substituição da camisa. A seção maior ou o corpo da câmara encaixa a camisa na extremidade de saída, e a tampa da câmara menor encaixa na extremidade frontal ou entrada da camisa.

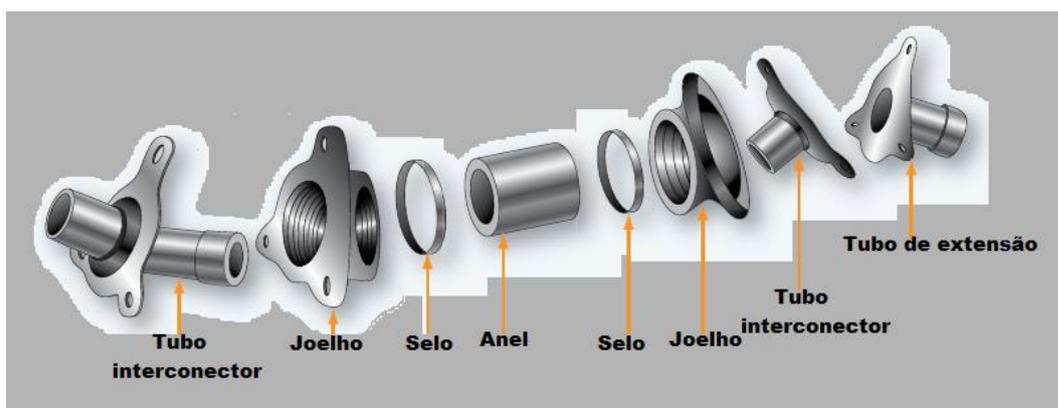
Os tubos interconectores (propagadores de chama) são peças necessárias das câmaras de combustão tipo caneca.

Uma vez que cada caneca é um queimador separado, operando independentemente de outras canecas, deve haver um meio de espalhar a combustão durante a operação inicial de partida. Isso é conseguido interconectando todas as câmaras, de forma que a chama seja iniciada pelos ignitores em duas das câmaras inferiores, passando através dos tubos e inflamando a mistura de combustível na câmara adjacente.

A ação é continuada até que todas as câmaras estejam queimando.

Os tubos de chama variam em detalhes de construção de um motor para outro, embora os componentes básicos sejam quase idênticos.

Os tubos interconectores são mostrados na figura 1-45. Devemos ter em mente que as câmaras não apenas devem estar interconectadas por um tubo externo (nesse caso uma virola), mas deve haver também um tubo ligeiramente maior, dentro do tubo externo, para interconectar, as camisas das câmaras onde a chama está localizada.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-45 Tubos interconectores de chama para câmaras do tipo caneca.

Os tubos externos ou invólucros em volta dos tubos de interconexão da chama, não apenas proporcionam um fluxo de ar entre às câmaras, mas também cumprem uma função isoladora em volta dos tubos de chama.

Os ignitores anteriormente mencionados são geralmente dois, e estão localizados em duas câmaras de combustão tipo caneca.

Outro requisito muito importante na construção das câmaras de combustão é prover meios para drenagem do combustível não queimado. Essa drenagem evita a deposição de goma nas tubulações de combustível, bicos injetores e câmaras de combustão.

Esses depósitos são causados pelo resíduo deixado quando o combustível evapora. Provavelmente mais importante é o perigo de explosão (pós chama), se houver acúmulo de combustível após o corte do motor. Se o combustível não for drenado, existe uma grande possibilidade de, na tentativa da partida seguinte, o excesso de combustível na câmara se inflame e a temperatura do tubo de escapamento ultrapasse os limites seguros de operação. As camisas dos combustores tipo caneca (figura 1-44) têm perfurações de tamanhos e formas variados, tendo cada furo um propósito e efeito específicos sobre a propagação da chama dentro da camisa.

O ar que entra na câmara de combustão é dividido entre os próprios furos, venezianas e fendas em duas correntes principais: ar primário e ar secundário.

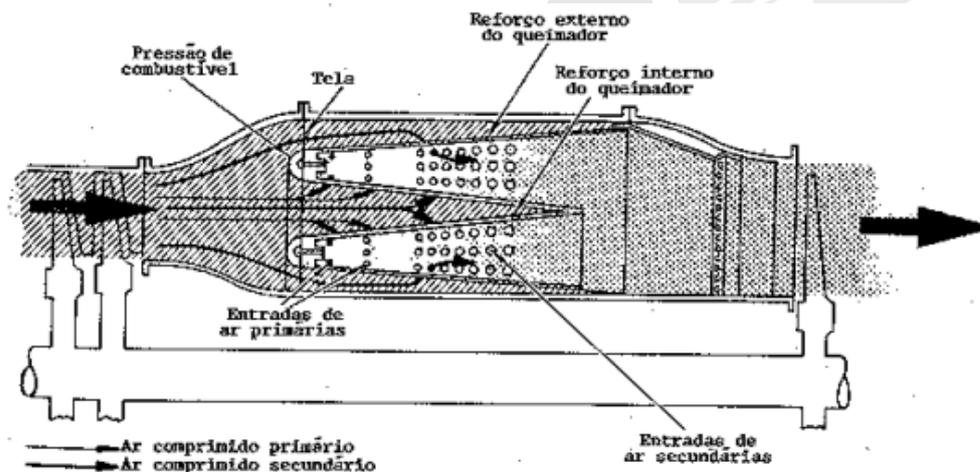
O ar primário ou de combustão é dirigido dentro da camisa na extremidade frontal, onde se mistura com o combustível e é queimado. O ar secundário ou ar de refrigeração passa entre a carcaça externa e a camisa e se junta aos gases de combustão através dos furos maiores em direção à parte traseira da camisa, resfriando os gases de combustão de cerca de 192°C para aproximadamente 815°C.

Para ajudar na atomização do combustível, são construídos furos em volta dos injetores, na cúpula ou extremidade de entrada da camisa do combustor tipo caneca.

As camisas dispõem também de venezianas ao longo do comprimento do eixo axial para direcionar uma camada de ar de refrigeração ao longo de suas paredes internas.

Essas camadas de ar tendem a controlar a forma da chama mantendo-a centrada na camisa, evitando dessa forma a queima das paredes da camisa.

A figura 1-46 ilustra o fluxo de ar através das venezianas na câmara de combustão anular dupla.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-46 Componentes e fluxo de ar de uma câmara anular dupla.

Algumas provisões são feitas na carcaça da câmara de combustão ou no Joelho de saída de ar do compressor, para instalação dos atomizadores de combustível. Os atomizadores distribuem o combustível na camisa numa forma finamente atomizada de borrião. Quanto mais fino o borrião, mais rápido e eficiente é o processo de queima.

Dois tipos de atomizadores de combustível correntemente usados em diversos tipos de câmaras de combustão são os atomizadores simples e os atomizadores duplos.

A câmara de combustível anular consiste basicamente de um alojamento e uma camisa, assim como a do tipo caneca. A camisa consiste de um anel de contenção circular interior que se estende em volta da parte externa na carcaça do eixo da turbina. A câmara pode ser construída de uma ou mais cestas, isto é, se duas ou mais câmaras forem usadas, elas serão colocadas uma externamente à outra, no mesmo plano radial, por isso, câmara anular dupla. A câmara anular dupla está ilustrada na figura 1-47.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-47 Câmara de combustão anular dupla.

As velas de ignição das câmaras de combustão anulares são do mesmo tipo básico utilizado na câmara tipo caneca, embora os detalhes de construção possam variar. Existem geralmente duas velas instaladas em dois orifícios providos em cada carcaça de câmara. As velas devem ser suficientemente compridas para projetarem-se da carcaça para a coroa circular da câmara de combustão anular dupla.

A câmara de combustão tipo caneca anular é um desenvolvimento Pratt and Whitney para uso em seus motores turbo jato de fluxo axial JT3. Uma vez que esse motor utiliza o compressor carretel bipartido, ele requer uma câmara de combustão capaz de reunir as severas exigências de máxima resistência e comprimento limitado, com elevado rendimento global. Essas exigências são necessárias devido às altas pressões e velocidades do ar presentes nesse tipo de compressor, juntamente com as limitações de comprimento do eixo, explicadas nos dois parágrafos seguintes.

O compressor bipartido requer dois eixos concêntricos ligando os estágios da turbina aos seus respectivos compressores. O compressor frontal ligado aos estágios traseiros da turbina requer o eixo mais comprido.

Estando esse eixo interno ao outro, uma limitação de diâmetro lhe é imposta, pois a distância entre o compressor frontal e a turbina traseira deve ser limitada se os comprimentos críticos do eixo tiverem que ser evitados.

Uma vez que o compressor e a turbina não são susceptíveis a encurtamentos apreciáveis, a necessária limitação de comprimento do eixo deve ser absorvida pelo desenvolvimento de um novo tipo de queimador. Os projetistas tinham que desenvolver um projeto que daria a performance desejada numa distância relativa muito menor do que tinha sido previamente designada para esse propósito.

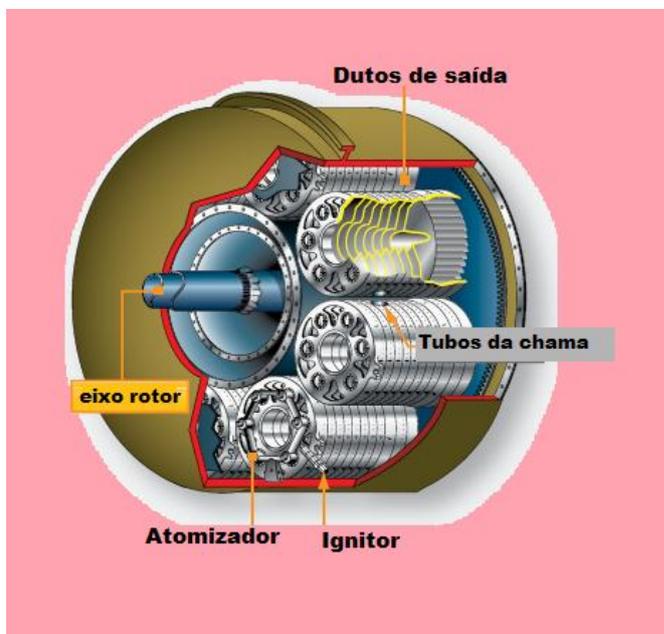
As câmaras de combustão tipo caneca anular são montadas radialmente em volta do eixo do motor, sendo o eixo nesse caso a carcaça do eixo do rotor. A figura 1-48 mostra as vantagens dessa montagem.

As câmaras de combustão estão enclausuradas em um anel de contenção removível de aço, o qual cobre toda a seção do queimador. Essa característica torna os queimadores prontamente disponíveis para qualquer manutenção requerida.

Os queimadores estão interligados por tubos de chama saliente, os quais facilitam o processo de partida do motor (como mencionado anteriormente na familiarização da câmara de combustão tipo caneca). Esses tubos de chama funcionam de forma idêntica aos anteriores discutidos, porém eles diferem em detalhes de fabricação.

A figura 1-48 também mostra que cada câmara de combustão contém uma camisa central perfurada em forma de bala. O tamanho e forma dos furos são projetados para admitir a quantidade correta de ar à velocidade apropriada e no ângulo requerido.

O fundo das câmaras de combustão dispõe de dois orifícios para instalação das velas. Nota-se também, na figura 1-48, como as câmaras de combustão são sustentadas na extremidade posterior por braçadeiras de dutos, as quais prendem esses dutos ao conjunto de atomizadores da turbina.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-48 Montagem e componentes da câmara de combustão tipo caneca anular.

Voltando a figura 1-48, notamos como a face anterior de cada câmara apresenta seis aberturas alinhadas com seis atomizadores de combustível dos grupos correspondentes. Esses

atomizadores são do tipo orifício duplo, requerendo o uso de um divisor de fluxo (válvula de pressurização), conforme mencionado na discussão sobre a câmara de combustão do tipo caneca. Ao redor de cada atomizador estão aletas de turbilhonamento para imprimir um redemoinho ao combustível pulverizado, o que resulta em melhor atomização desse combustível, melhor queima e maior eficiência.

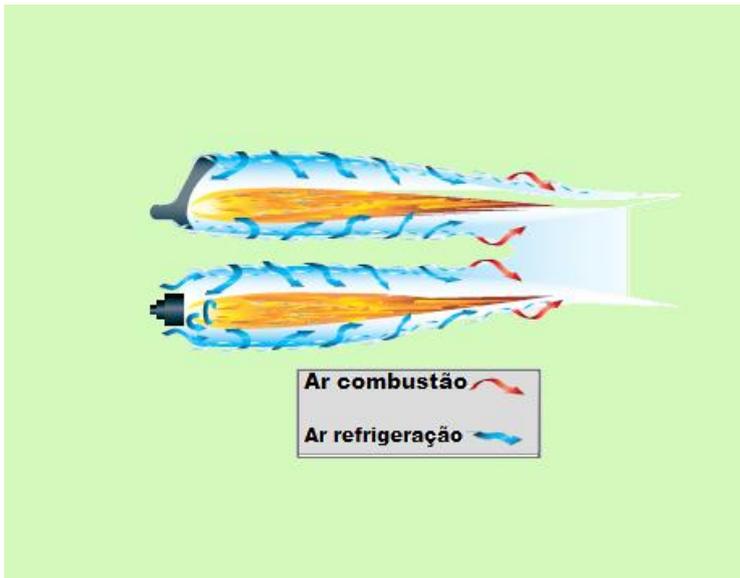
As aletas de turbilhonamento desempenham duas importantes funções imperativas para a propagação adequada da chama:

- (1) Alta velocidade de chama: melhor mistura de ar e combustível, assegurando queima espontânea;
- (2) Baixa velocidade do ar, axialmente: o turbilhonamento evita que a chama se propague muito rápido.

As aletas de turbilhonamento ajudam em muito a propagação da chama, uma vez que é desejado um alto grau de turbulência na combustão precoce e nos estágios de refrigeração. A mistura mecânica é também estabelecida para outros fins, tais como colocação de uma tela bruta na saída do difusor, como no caso da maioria dos motores de fluxo axial.

As câmaras de combustão caneca anular também devem ter as válvulas dreno requeridas, localizadas em dois ou mais dos fundos das câmaras, assegurando a drenagem apropriada e a eliminação do combustível residual para a partida seguinte.

O fluxo de ar, através dos orifícios e venezianas das câmaras caneca anular, é quase idêntico ao fluxo através dos outros tipos de queimadores. Um sistema especial de deflectores é utilizado para provocar uma turbulência no fluxo de ar. A figura 1-49 mostra o fluxo de ar de combustão, ar de refrigeração do metal e ar diluente ou gás de refrigeração. Prestamos particular atenção para a direção do fluxo de ar indicado pelas setas.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-49 Fluxo de ar através de uma câmara anular.

5.1 SEÇÃO DA TURBINA

A turbina transforma uma quantidade de energia cinética dos gases de escapamento em energia mecânica, para acionar o compressor e acessórios. Essa é a única finalidade da turbina e, essa função, absorve aproximadamente 60 a 80% da energia total da pressão dos gases de escapamento. A quantidade exata de energia absorvida na turbina é determinada pela carga que é impelida por ela, isto é, do tamanho e do tipo do compressor, da quantidade de acessórios e pela hélice e suas engrenagens de redução, se o motor for turboélice.

A seção da turbina de um motor turbojato está localizada na parte traseira ou à jusante da seção da câmara de combustão. Especificamente, ela está na saída da câmara de combustão. O conjunto da turbina consiste de dois elementos básicos: o estator e o rotor, como a unidade do compressor. Esses dois elementos são mostrados nas figuras 1-50 e 1-51, respectivamente.

O estator é conhecido por uma variedade de nomes, como: aletas guias dos bocais da turbina e aletas guias da turbina. As aletas guias dos bocais da turbina estão localizadas após a câmara de combustão e imediatamente à frente da roda da turbina.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-50 Elemento estator do conjunto da turbina.

A função das aletas guias da turbina é dupla. Primeiro depois que a câmara de combustão introduz a energia calorífica na massa de ar e o distribui igualmente para os bocais ejetores da turbina, o trabalho dos bocais ejetores é preparar o fluxo da massa de ar para acionamento do rotor da turbina. As aletas estacionárias ou aletas guias da turbina são contornadas e colocadas num ângulo tal que formam uma quantidade de pequenos bocais ejetores descarregando o gás a velocidades extremamente elevadas. Assim, os bocais ejetores convertem uma porção variável de calor e energia sob forma de pressão para energia sob forma de velocidade, a qual pode então ser convertida em energia mecânica através das palhetas do rotor.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-51 Elemento rotor do conjunto da turbina.

A segunda finalidade dos bocais ejetores da turbina é defletir os gases para um ângulo específico na direção de rotação da roda da turbina. Uma vez que o fluxo de gás dos bocais ejetores tem que penetrar no curso das aletas da turbina enquanto ela ainda está girando, é essencial dirigir o gás na direção de rotação da turbina.

O conjunto de bocais ejetores da turbina consiste de um anel de contenção interno e outro externo, entre os quais são fixadas as aletas.

O número de aletas empregadas varia com os diferentes tipos e tamanhos dos motores. A figura 1-52 ilustra ejetores de turbina típicos com aletas livres e soldadas.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-52 Conjuntos típicos de aletas ejetoras da turbina.

As lâminas ou aletas dos ejetores da turbina podem ser montadas entre os anéis de contenção interno e externo numa variedade de formas. Embora os elementos reais possam variar levemente em sua configuração e características de construção, existe uma característica peculiar para todos os bocais ejetores de turbina, isto é, as aletas têm que ser construídas para permitir a expansão térmica.

Por outro lado, pode haver severas distorções ou empenamento dos componentes de metal devido às rápidas mudanças de temperatura.

A expansão térmica dos bocais da turbina é consumada por diversos métodos. Um método necessita que as aletas sejam montadas livremente nos anéis de contenção interno e externo. (ver figura 1-52 A).

Cada aleta assenta em uma fenda contornada nos anéis de contenção, as quais estão em conformidade com a forma de aerofólio das aletas. Essas fendas são ligeiramente maiores que as aletas para proporcionar uma folga. Para proteção adicional, os anéis de contenção

estão envolvidos por um anel protetor interno e um externo, os quais dão um aumento de resistência e rigidez. Esses anéis de proteção também facilitam a remoção de cada aleta, de outra forma elas se soltariam na medida em que os anéis de contenção fossem removidos.

Outro método de construção para permitir a expansão térmica é fixar as aletas nos anéis de contenção interno e externo. Contudo nesse método, as aletas são soldadas ou rebitadas na posição (ver figura 1-52 B). Alguns recursos devem ser providos para permitir a expansão, por tanto ou anel de contenção interno ou o externo é partido em segmentos. Esses cortes, dividindo os segmentos, irão permitir expansão suficiente para evitar esforço e empenamento das aletas.

O rotor da seção da turbina consiste essencialmente de um eixo e uma roda. (ver figura 1-51).

A roda da turbina é uma unidade balanceada dinamicamente, consistindo de lâminas presas a um disco rotativo. O disco, por sua vez, está preso ao eixo principal de transmissão de potência do motor. O jato de gases deixando as aletas dos bocais da turbina age sobre as lâminas da roda da turbina, causando à rotação do conjunto uma taxa de velocidade bastante elevada. A elevada velocidade de rotação impõe severas cargas centrífugas sobre a roda da turbina e, ao mesmo tempo, as elevadas temperaturas resultam em uma diminuição da resistência do material. Conseqüentemente, a rotação e a temperatura devem ser controladas para manter a operação da turbina dentro dos limites de segurança.

Referimo-nos ao disco da turbina, como se ela estivesse sem as palhetas. Quando as aletas da turbina são instaladas, então o disco torna-se a roda desta. O disco atua como um componente de ancoragem para as lâminas. Uma vez que o disco é aparafusado ou soldado ao eixo, as lâminas podem transmitir ao rotor a energia extraída dos gases de escapamento.

A extremidade do disco é exposta aos gases quentes que passam através das lâminas e absorve quantidade de calor considerável desses gases. Além disso, a extremidade também absorve calor das lâminas da turbina por condução. Portanto, as temperaturas das extremidades dos discos são normalmente altas e bem acima das temperaturas das partes mais internas do disco. Como resultado desses gradientes de temperatura, tensões térmicas são adicionadas às tensões de rotação.

Existem diversas maneiras de aliviar, ao menos parcialmente, as tensões acima mencionadas. Uma delas é sangrar o ar de refrigeração atrás da face do disco.

Outro método de aliviar a tensão térmica do disco é a casual instalação das aletas. Uma série de ranhuras ou entalhes, de acordo com o projeto da raiz da lâmina, é aberta na extremidade do disco. Essas ranhuras prendem as aletas da turbina ao disco, e, ao mesmo tempo, provê

um espaço através dos entalhes para a expansão térmica dos discos. Existe folga suficiente entre a raiz das aletas e os entalhes para permitir o movimento das aletas quando o disco está frio. Durante a operação do motor, a expansão do disco diminui a folga. Isso faz com que a raiz da aleta fique justa na borda do disco.

O eixo da turbina, ilustrado na figura 151, é geralmente fabricado de liga de aço. A liga deve ser capaz de absorver os altos torques que são exercidos, quando é dada partida num compressor de fluxo axial. Os métodos de fixar o eixo ao disco da turbina são variáveis. Em um método, o eixo é soldado ao disco, o qual tem uma parte mais grossa ou protuberância existente para a fixação. Outro método é através de parafusos. Esse requer que o eixo tenha um cubo que coincida com a superfície usinada na face do disco. Os parafusos são então inseridos através de orifícios no cubo do eixo e fixados em orifícios com rosca interna nos discos. Dos dois métodos, o último é o mais comum.

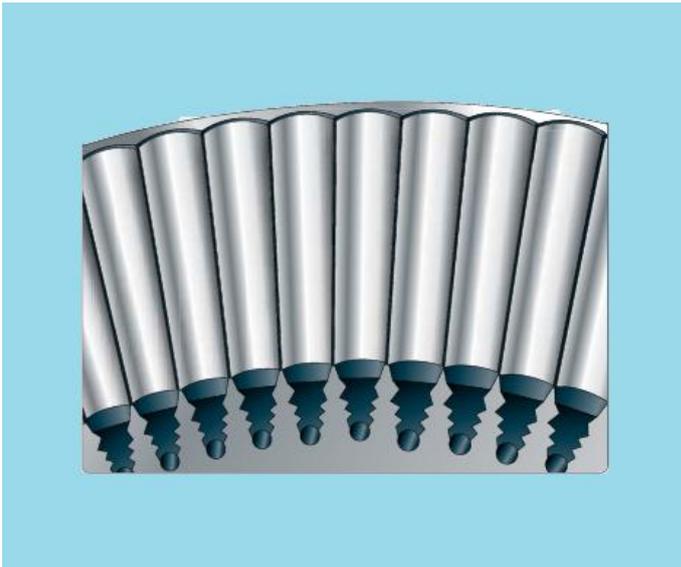
O eixo da turbina deve ter alguns meios para ligação ao cubo do rotor do compressor. Isso é geralmente feito por um rasgo de chaveta na parte dianteira do eixo. A chaveta encaixa no entalhe entre o compressor e o eixo da turbina. Se não for utilizado esse método, a extremidade estriada do eixo da turbina pode ser presa ao encaixe ranhurado no cubo do rotor do compressor. Esse arranjo estriado é utilizado quase exclusivamente nos motores de compressor centrífugo, enquanto os motores de compressor axial podem usar qualquer um dos métodos descritos.

Existem diversos meios de fixar palhetas, alguns similares à fixação das aletas do compressor. O método mais satisfatório usado é o formato pinheiro, mostrado na figura 1-53.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-53 Palheta da turbina com formato de pinheiro e o método de freno para retenção. As palhetas são presas às suas respectivas ranhuras por uma variedade de métodos. Alguns dos mais comuns são martelagem, soldagem, frenagem e rebiteagem. A figura 1-54 mostra uma roda de turbina típica, usando rebiteagem para retenção das palhetas.



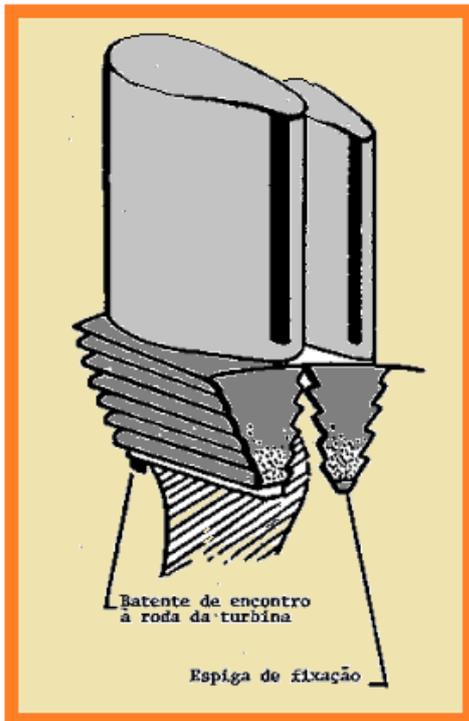
Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-54 Método de rebiteamento para retenção da palheta da turbina.

O método de martelagem para retenção das palhetas é utilizado frequentemente em várias formas. Uma das mais comuns aplicações da martelagem requer que se faça um pequeno entalhe na raiz da palheta tipo pinheiro, antes da sua instalação.

Após a aleta ter sido inserida no disco, o entalhe é preenchido pelo metal do disco, o qual "flui" por um sinal de punção feito no disco, adjacente ao entalhe. A ferramenta empregada para esse serviço é idêntica a um punção de centro.

Outro método de retenção de palheta é construir sua raiz, de forma que a aleta contenha todos os elementos necessários à sua retenção. Esse método, ilustrado na figura 1-55, mostra que a raiz da aleta tem um batente em sua extremidade, de forma que a aleta possa ser inserida e removida apenas em uma direção, enquanto a extremidade oposta é uma espiga. Essa espiga é dobrada para fixar a aleta no disco.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-55 Método de batente espiga para retenção das palhetas da turbina.

As palhetas da turbina podem ser forjadas ou fundidas, dependendo da composição da liga. A maioria das aletas é fundida com precisão e usinada para a forma desejada.

A maioria das palhetas é aberta no seu perímetro externo. Contudo, um segundo tipo denominado turbina reforçada é algumas vezes utilizado. As palhetas de turbinas reforçadas de fato formam uma cinta no perímetro externo da roda da turbina. Isso mediante a eficiência e características de vibração e permite menor peso dos estágios. Por outro lado, limita a velocidade da turbina e requer mais lâminas (ver figura 1-56). Na fabricação do rotor da turbina, ocasionalmente é necessária a utilização de turbinas de mais de um estágio. Uma roda de turbina simples frequentemente não é capaz de absorver potência suficiente dos gases de escape para acionar os componentes que dependem da turbina para obter a potência de rotação, e assim, fazem-se necessários estágios de turbina adicionais.



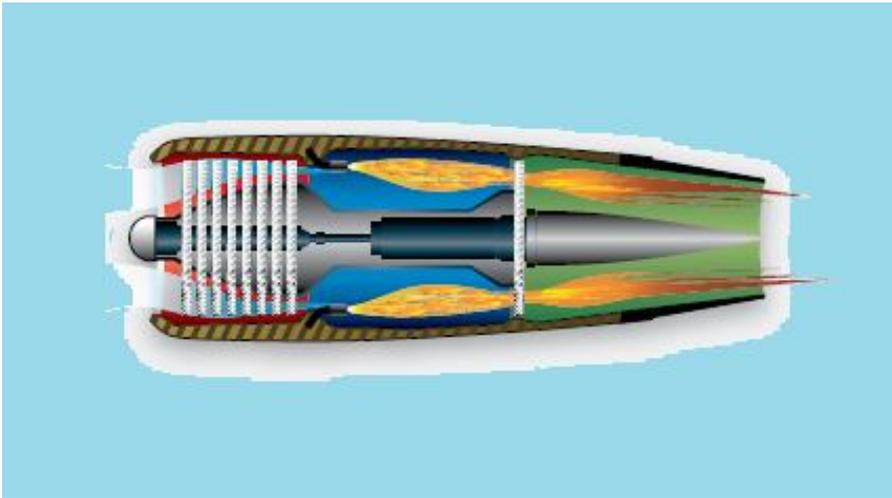
Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-56 Palhetas de turbina do tipo reforçadas.

Um estágio de turbina consiste de uma fileira de aletas estacionárias, seguida de uma fileira de lâminas rotativas. Em alguns modelos de motores turboélice, tanto quanto cinco estágios de turbina têm sido utilizados com sucesso. Deve ser lembrado que independentemente do número de rodas necessárias para o acionamento dos componentes do motor, existe sempre um bocal ejetor da turbina precedendo cada roda.

Conforme descrito na discussão sobre estágios da turbina, o uso ocasional de mais de uma roda de turbina justifica-se nos casos de pesadas cargas rotacionais. Deve ser assinalado que as mesmas cargas que necessitam turbinas de múltiplos estágios, frequentemente fazem com que se torne vantajosa a incorporação de compressores com múltiplos rotores.

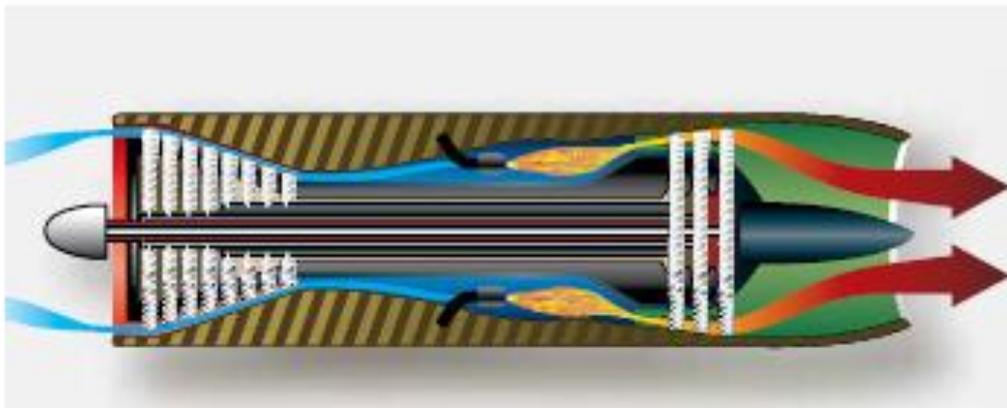
Nas turbinas de rotor com estágio simples (figura 1-57), a potência é desenvolvida por um rotor e todas as peças acionadas pelo motor são acionadas por essa roda simples. Essa montagem é usada em motores onde predomina a necessidade de baixo peso e compacticidade.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-57 Rotor da turbina de estágio simples.

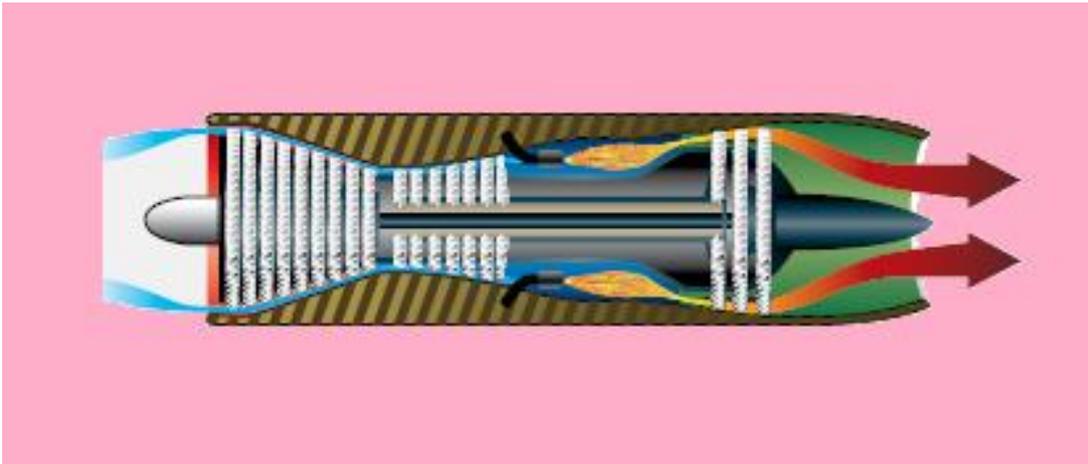
Na turbina com múltiplos rotores a potência é desenvolvida por dois ou mais. É possível cada rotor de turbina acionar uma peça separada do motor. Por exemplo, uma turbina de rotor triplo pode ser montada de forma que a primeira turbina acione a metade traseira do compressor e acessórios, a segunda turbina acione a metade frontal do compressor e a terceira turbina forneça potência para uma hélice. (ver a figura 1-58).



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-58 Rotor da turbina de múltiplo estágio (Triplo).

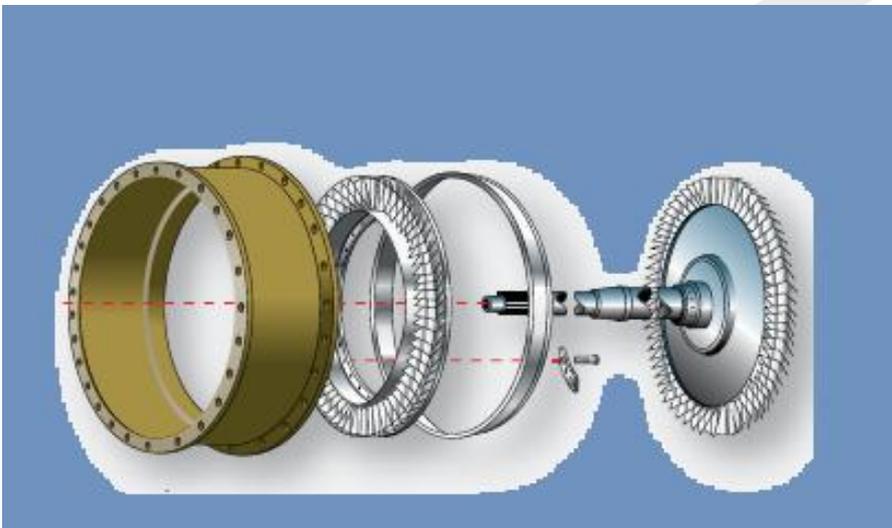
A montagem do rotor para uma turbina com rotor duplo, como os requeridos para um compressor carretel bipartido, é similar à montagem da figura 1-58. A diferença é que onde é usada a terceira turbina para uma hélice, na figura 1-58, seria unida com a segunda turbina para formar uma turbina de dois estágios para acionamento do compressor dianteiro. Essa montagem é mostrada na figura 1-59.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

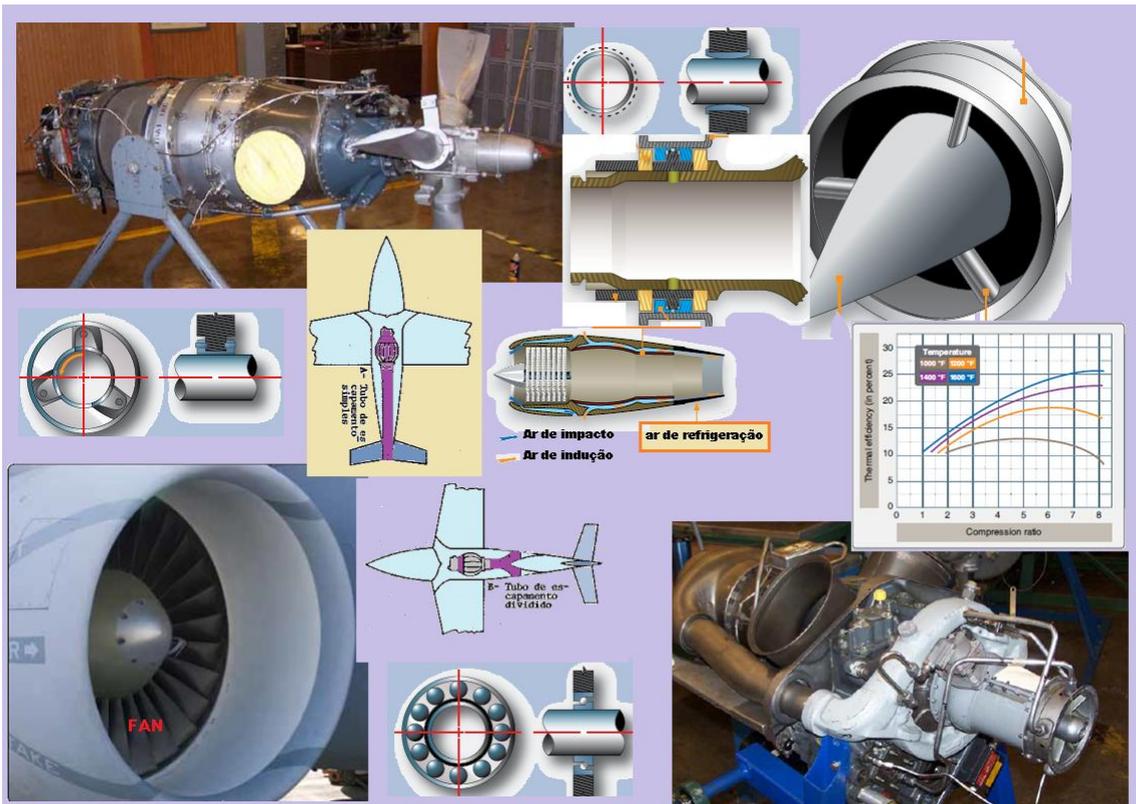
Figura 1-59 Turbina de duplo rotor para compressor carretel bipartido.

O elemento restante a ser discutido, concernente à familiarização com a turbina é a carcaça da turbina ou invólucro. Esta encerra a roda da turbina e o conjunto de aletas orientadoras e ao mesmo tempo apoia direta ou indiretamente os elementos estatores da seção da turbina. A carcaça sempre dispõe de flanges nas partes dianteira e traseira para fixação, por parafusos ao invólucro da câmara de combustão e ao conjunto do cone de escapamento, respectivamente. Uma carcaça de turbina está ilustrada na figura 1-60.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-60 Conjunto de carcaça de



Fonte: Vanderlei dos Reis

MÓDULO VI

COMPONENTES DE CONSTRUÇÃO DOS MOTORES A REAÇÃO

INTRODUÇÃO

No módulo anterior vimos os componentes que fazem parte construção dos motores à reação.

Neste modulo, daremos continuidade ao nosso conhecimento de mais alguns destes componentes e começando com Seção de Escapamento.

6.1 SEÇÃO DE ESCAPAMENTO

A seção de escapamento de um motor turbo jato é constituída de diversos componentes, cada um tendo suas funções individuais. Embora os componentes tenham propósitos individuais, eles também têm uma função comum: eles têm que dirigir o fluxo de gases quentes para trás, de maneira a evitar turbulência e ao mesmo tempo conceder uma alta velocidade final ou de saída para os gases.

Na execução de cada função, cada componente afeta o fluxo de gases de diferentes formas, como descrito nos parágrafos seguintes.

A seção de escapamento está localizada atrás da seção da turbina, e termina quando os gases são ejetados na parte traseira, na forma de um jato de alta velocidade. Já incluídos como componentes da seção de escapamento, o cone, o tubo de saída (se requerido), bocal ou jato de escape.

Cada componente é discutido individualmente.

O cone de escapamento coleta os gases descarregados da palheta da turbina e, gradualmente, converte esses gases num jato sólido. Durante esse processo, a velocidade dos gases é ligeiramente diminuída, e sua pressão aumentada. Isso se deve à passagem divergente entre o duto externo e o cone interno, ou seja, a área anular entre as duas unidades aumenta para trás.

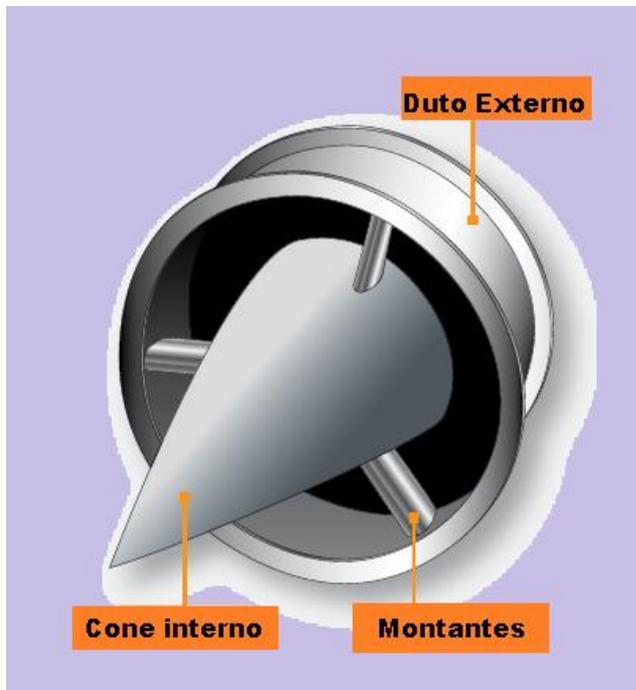
O conjunto do cone de escapamento consiste de um revestimento externo ou duto, um cone interno, três ou quatro longarinas radiais ocas ou aletas, e a quantidade necessária de tirantes para ajudar as longarinas a suportar o cone interno do duto.

O revestimento externo, ou duto, é geralmente fabricado de aço inoxidável, e é preso ao flange traseiro da carcaça da turbina. Esse elemento coleta os gases de escape e distribui esses gases, ou diretamente, ou via tubo de saída, para o bocal de descarga, dependendo naturalmente de ser ou não requerido o tubo de saída. Em alguns tipos de instalação de motores não é requerido o tubo de saída.

Por exemplo, quando o motor é instalado em nacele, é requerido apenas um tubo de saída curto, caso em que o duto de escapamento e o bocal de descarga serão suficientes.

O duto deve ser construído de forma a incluir características, como um determinado número de saliências dos pares térmicos do tubo de escape, e deve haver também orifícios para inserir os tirantes de sustentação. Em alguns casos, não são utilizados tirantes para sustentação do cone interno. Se for o caso, as longarinas ocas proporcionam a base de

sustentação do cone interno, sendo soldadas por pontos, posicionadas para a superfície interna do duto e cone interno, respectivamente. (ver figura 1-61).



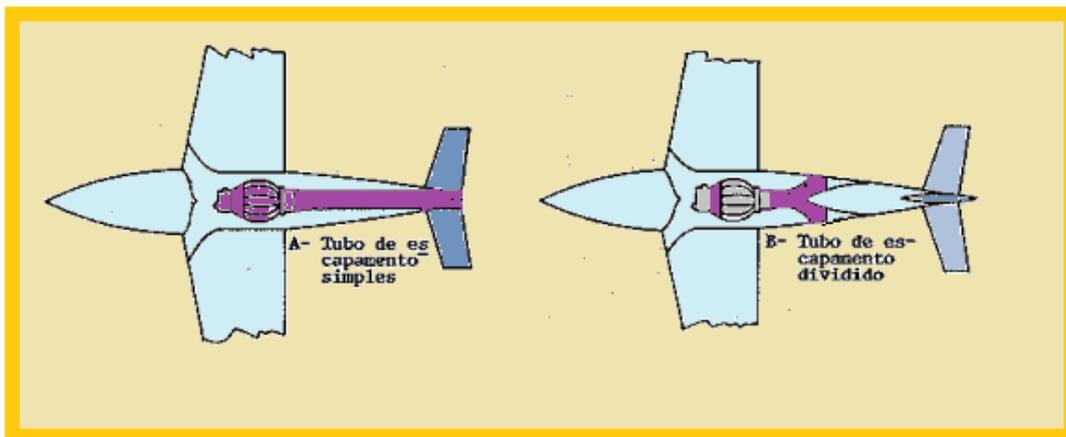
Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-61 Coletor de escape com suporte soldado.

As longarinas radiais têm uma função duplicada. Elas não apenas fixam o cone interno ao duto de escape, como também desempenham a importante missão de alinhamento dos gases de escape, que, de outra forma, deixariam a turbina a um ângulo de aproximadamente 45°.

O cone interno de localização central é fixado junto à face traseira do disco da turbina, evitando a turbulência dos gases quando eles deixam a roda da turbina. O cone é suportado por longarinas radiais. Em algumas configurações um pequeno orifício está localizado na extremidade de saída do cone. Esse orifício permite que o ar de refrigeração circule da traseira do cone, onde a pressão de ar na roda da turbina é relativamente alta, para o interior do cone, e conseqüentemente, contra a face da roda da turbina. O fluxo de ar é positivo, já que a pressão de ar na roda da turbina é relativamente baixa devido sua rotação, garantindo, assim, a circulação do ar. Os gases utilizados para refrigeração da roda da turbina retornam ao trajeto de escoamento principal, passando através da folga entre o disco da turbina e o cone interno. O conjunto do cone de escape completa o motor básico. Os componentes restantes (bocal de descarga e bocal ejetor) são geralmente considerados componentes da fuselagem.

O bocal de descarga é utilizado primeiramente para fazer com que os gases escapem da fuselagem. A utilização do bocal de escape impõe uma penalidade à eficiência de operação do motor, na forma de perdas de calor e atrito. Essas perdas materialmente afetam a velocidade final dos gases de escapamento e conseqüentemente, o empuxo. O bocal de escape termina em um bocal ejetor que está à frente da extremidade da fuselagem. A maioria das instalações utiliza um escapamento dirigido simples, em oposição às saídas de escapamento duplas, para obter as vantagens de baixo peso, simplicidade e perdas mínimas no duto (ver a figura 1-62).



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-62 Tipos de tubos de escapamento.

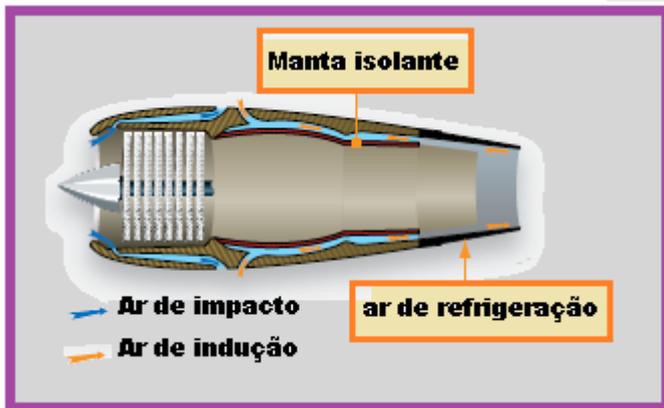
O bocal de descarga é geralmente fabricado com características semi flexíveis. Mais uma vez, a necessidade dessas características depende do seu comprimento.

Nos bocais de escape extremamente compridos, uma montagem de foles é incorporada à sua construção, permitindo movimentos tanto na instalação quanto na manutenção, além da expansão térmica. Isso elimina as tensões e deformações que, de outra forma, estariam presentes.

A irradiação de calor do cone e bocal de escapamento pode danificar os componentes da estrutura em volta dessa unidade. Por essa razão, alguns processos de isolamento devem ser idealizados. Existem diversos métodos disponíveis para proteção da estrutura da fuselagem, sendo os dois mais comuns, a manta de isolamento e as proteções de isolamento.

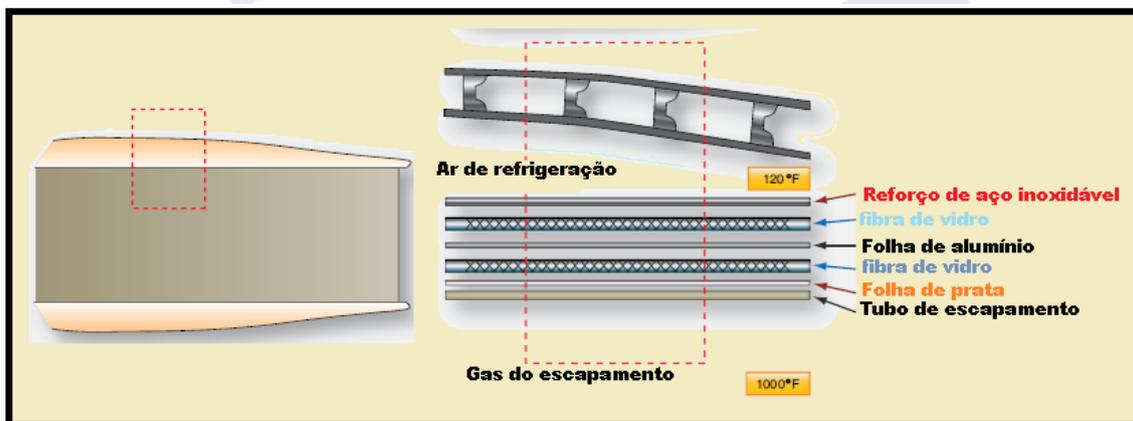
As mantas de isolamento, ilustradas nas figura 1-63 e 1-64, consistem de diversas camadas de lâminas de alumínio, cada uma separada por uma camada de lã de vidro ou algum outro material adequado. Embora essas mantas protejam a fuselagem da irradiação de calor, elas são utilizadas, inicialmente, para reduzir perdas de calor do sistema de escapamento. A

redução de perdas de calor melhora o desempenho do motor. Uma manta de isolamento típica, e as temperaturas na seção de escapamento, são mostradas na figura 1-64. Essa manta contém fibra de vidro como material de baixa condutância e lâminas de alumínio como blindagem de irradiação. A manta deve ser convenientemente coberta para evitar que seja impregnada com óleo.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

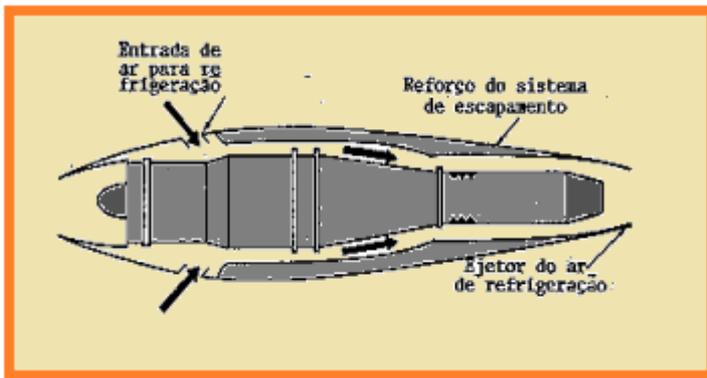
Figura 1-63 Sistema de escapamento com manta isolante.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-64 Manta isolante com as temperaturas encontradas nas diferentes localizações.

A proteção do calor consiste de um invólucro de aço inoxidável contornando todo o sistema de escapamento (ver figura 1-65).



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-65 Reforço do escapamento.

O escapamento imprime aos gases um importante reforço final da velocidade. O injetor, como o turbo de saída, não está incluído como parte do motor básico, mas sim como componente da fuselagem. Ele, também, está preso à parte traseira do tubo de saída como requerido, ou ao flange traseiro do duto de escapamento, se o tubo de saída não for necessário.

Existem dois tipos de projetos de bocal ejetor: convergente, para velocidades subsônicas dos gases, e convergente-divergente, para velocidades supersônicas dos gases.

A abertura do ejetor pode ser de área fixa ou de área variável. O de área fixa é o mais simples dos dois. Uma vez que não existem peças móveis, nenhum ajuste nas áreas dos ejetores deve ser feito mecanicamente.

Ajustes na área dos ejetores são algumas vezes necessários, porque o tamanho do orifício de saída afeta diretamente a temperatura de operação do motor. Quando necessário, um ejetor de área fixa pode ser ajustado de diversas formas.

Um método de mudar essa área, é a utilização de compensadores, os quais são instalados dentro do ejetor e presos por parafusos.

Os compensadores são de tamanhos e curvaturas variáveis.

Os diferentes tamanhos de compensadores permitem a variação na área do ejetor, variando os incrementos.

Assim, através da experiência, um mecânico pode fazer o motor funcionar à máxima velocidade com uma combinação de compensadores, verificar a temperatura e substituir outra combinação para completar uma temperatura deficiente ou corrigir uma temperatura em excesso.

6.2 SUBCONJUNTOS MAIORES

Os conjuntos incluídos na discussão que se segue são parte integral, ou uma combinação dos componentes, os quais contêm as seções principais do motor turbojato.

Difusor

O difusor é a seção divergente do motor. Tem a importante função de trocar a alta velocidade do ar de descarga do compressor para pressão estática. Isso prepara o ar para entrar nos queimadores à baixa velocidade, de forma que irá queimar sem que apague.

Adaptadores de Ar

Os adaptadores de ar do compressor centrífugo estão ilustrados na figura 1-37 juntamente com o difusor. O propósito dos dutos de saída de ar é distribuir o ar do difusor para as câmaras de combustão individuais, tipo caneca. Em alguns casos, os injetores de combustível ou plugs de ignição também estão montados no duto de escape.

Rotor do Motor

O rotor do motor é uma combinação dos rotores do compressor e da turbina em um eixo comum, o eixo comum liga os eixos da turbina e do compressor por um método conveniente. O rotor está apoiado por mancais, os quais estão apoiados em convenientes caixas de mancais.

Mancais Principais

Os mancais principais têm a função crítica de suportar o rotor principal.

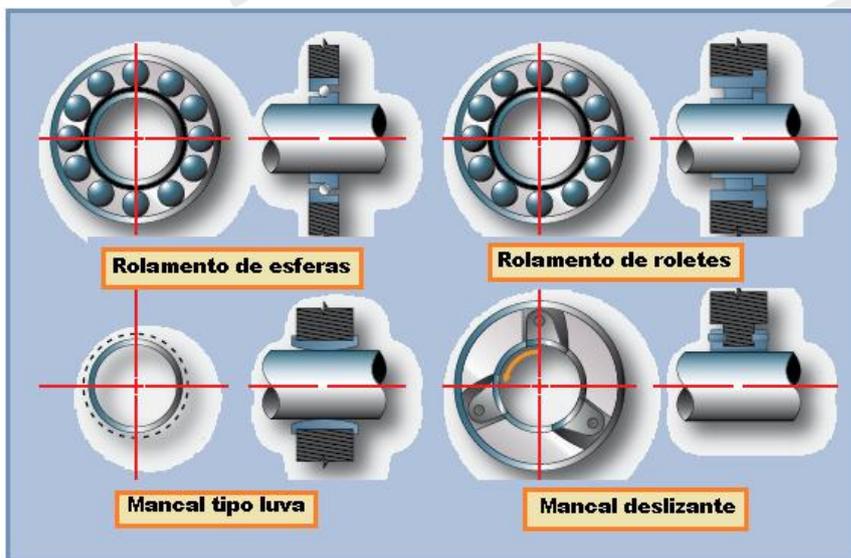
O número necessário de mancais para suportar o motor adequadamente, e para a maioria das peças, será decidido pelo comprimento e peso do rotor.

O comprimento e peso são afetados diretamente pelo tipo de compressor usado no motor. Naturalmente, um compressor axial bi partido irá requerer maior apoio que um compressor centrífugo.

Provavelmente o número mínimo de mancais requeridos seria três, enquanto alguns dos modelos mais modernos de compressor axial bipartido requerem seis ou mais.

Os rotores de turbina a gás são geralmente suportados, ou por mancais de esferas, ou de roletes. Mancais hidrodinâmicos ou tipo deslizante estão recebendo alguma atenção quanto ao uso em turbinas, onde a velocidade de operação do rotor aproxima-se de 45.000RPM e onde são previstas excessivas cargas nos mancais durante o vôo (ver figura 1-66). Em geral, os mancais anti fricção de esferas ou roletes são preferidos, uma vez que eles:

- (1) Oferecem pouca resistência à rotação;
- (2) Facilitam a precisão de alinhamento dos elementos rotativos;
- (3) São relativamente baratos;
- (4) São facilmente substituídos;
- (5) Resistem às sobrecargas momentâneas;
- (6) São de fácil refrigeração, lubrificação e manutenção;
- (7) Acomodam tanto cargas radiais quanto axiais;
- (8) São relativamente resistentes a temperaturas elevadas.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-66 Tipos de mancais principais usados para suportar o rotor de turbina a gás.

Suas principais desvantagens são a vulnerabilidade a materiais estranhos e a tendência a falhas sem aviso antecipado. Geralmente os mancais de esferas são posicionados no eixo do compressor ou no da turbina, de forma que possam absorver quaisquer cargas (trações) axiais ou radiais. Devido os mancais de roletes apresentarem uma superfície de trabalho maior, eles

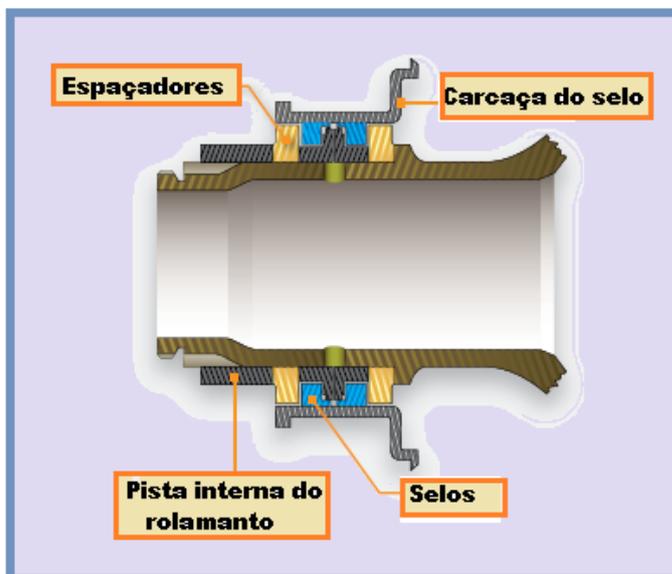
são mais bem equipados para suportar cargas radiais que cargas de tração. Portanto, eles são utilizados primariamente para esse propósito.

Um conjunto típico de mancais de esferas ou de roletes inclui um alojamento de sustentação, o qual deve ser fortemente construído e apoiado, de forma a suportar as cargas radial e axial do veloz movimento do rotor.

O alojamento do mancal geralmente contém selos para evitar vazamentos de óleo, do seu caminho ou fluxo normal. Ele também distribui o óleo para os mancais para sua lubrificação, geralmente através de pulverizadores.

O selo de óleo pode ser o labirinto ou do tipo fio helicoidal. Esses selos também podem ser pressurizados para minimizar o vazamento de óleo ao longo do eixo. O selo labirinto é geralmente pressurizado, porém o selo helicoidal depende apenas do rosqueamento reverso para impedir o vazamento. Esses dois tipos de selos são similares, diferindo apenas no tamanho do fio, e no fato de que o selo labirinto é pressurizado.

Outro tipo de selo de óleo utilizado em alguns dos motores mais recentes é o selo de carbono. Esses selos são geralmente carregados por mola e são similares quanto ao material e aplicação às escovas de carvão utilizadas em motores elétricos. Os selos de carbono apoiam-se numa face provida para criar uma cavidade selada para o mancal; com isso, evitando o vazamento de óleo ao longo do eixo no fluxo de ar do compressor ou seção da turbina.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-67 Selo de carbono para óleo.

O mancal é geralmente provido de uma face de assentamento usinada no eixo apropriado. Ele é, geralmente, travado na posição por uma arruela de aço ou outro dispositivo de trava adequado.

O eixo do rotor também provê um revestimento ajustado para o selo de óleo no alojamento do mancal.

Esses revestimentos usinados são chamados estrias e se encaixam no selo de óleo, embora sem tocá-lo realmente. Se ocorrer roçamento, resultará em desgaste e vazamento.

6.3 MOTOR TURBOÉLICE

O motor turboélice é a combinação de uma turbina a gás e uma hélice. Motores turboélice são basicamente similares aos turbojatos, já que ambos têm um compressor, câmara de combustão, turbina e um pulverizador, todos operando da mesma forma em ambos os motores.

Contudo, a diferença é que a turbina no motor turboélice geralmente tem mais estágios que a do motor turbojato. Além disso, para operar o compressor e acessórios, a turbina turbo propulsora transmite potência aumentada para a frente através de um eixo e um trem de engrenagem para acionar a hélice. A força maior é gerada pelos gases de escapamento passando através dos estágios adicionais da turbina.

Fazemos referência a figura 1-58, a qual mostra uma turbina multirotor com eixos coaxiais para acionamento independente do compressor e da hélice.

Embora existam três turbinas utilizadas nessa ilustração, nada mais que cinco estágios de turbina têm sido usados para acionar os dois elementos rotores, hélice e os acessórios.

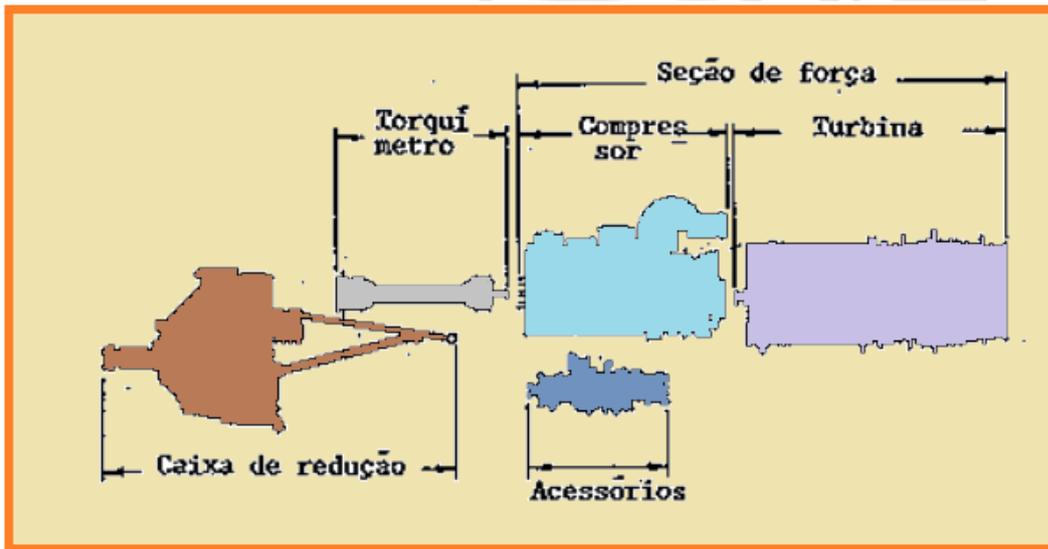
Os gases de escapamento também contribuem para a potência entregue pelo motor através da reação, embora a quantidade de energia disponível para o empuxo seja consideravelmente reduzida.

Uma vez que os componentes básicos de um turbojato ou turboélice diferem apenas ligeiramente quanto às características de projeto, seria simples aplicar os conhecimentos obtidos do turbojato ao turboélice.

O motor turboélice típico pode ser separado em conjuntos, como se segue:

(1) O conjunto da seção de potência, o qual contém os componentes maiores usuais dos motores de turbina a gás (compressor, câmara de combustão, turbina e seção de escapamento);

- (2) O conjunto da caixa de engrenagens ou engrenagens de redução, o qual contém aquelas seções peculiares à configuração do turboélice;
 - (3) O conjunto do torquímetro, o qual transmite o torque do motor para a caixa de engrenagens da seção de redução;
 - (4) O conjunto acionador de acessórios. Esses conjuntos estão ilustrados na figura 1-68.
- O motor turboélice pode ser usado com diferentes configurações.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-68 Conjuntos de componentes principais de um motor turboélice.

Ele é frequentemente utilizado em aeronaves de transporte, mas pode ser adaptado para utilização em aeronaves monomotoras.

6.4 MOTORES A TURBINA

Um motor de turbina a gás, que entrega potência através de um eixo para acionar alguma coisa além da hélice é chamado de motor à turbina. Motores à turbina são similares aos motores turboélices.

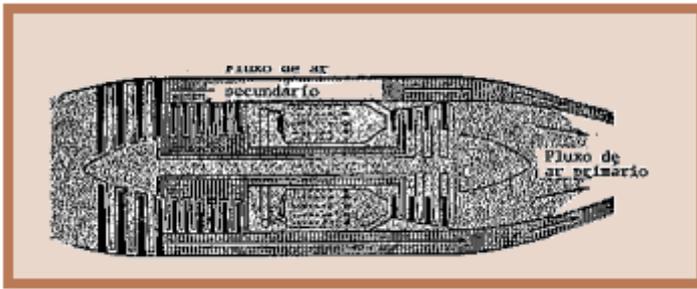
A potência de decolagem pode ser acoplada diretamente à turbina do motor, ou o eixo pode ser acionado por uma turbina livre, localizada no fluxo de escapamento. A turbina livre gira de forma independente. Esse princípio é utilizado extensivamente na produção corrente de motores à turbina. O motor à turbina é muito utilizado em helicópteros.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

6.5 MOTORES TURBOFAN

O motor turbofan (fig. 1-69) é, a princípio, o mesmo que o turboélice, exceto que a hélice é substituída por uma ventoinha axial do duto. A ventoinha pode ser parte das palhetas do primeiro estágio do compressor ou pode ser montada como um conjunto separado de palhetas. As palhetas podem ser montadas à frente do compressor ou atrás da roda da turbina.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-69 Motor turbofan com ventoinha à frente.

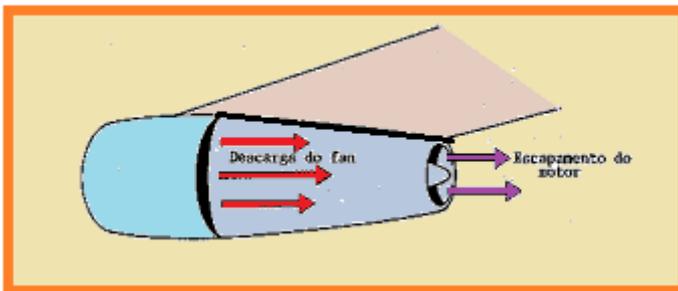
O princípio geral do motor turbofan é converter o máximo de energia do combustível em pressão. Com o máximo de energia convertida em pressão, um maior produto pressão vezes área pode ser obtido. Um das grandes vantagens é que o turbofan produz esse empuxo adicional sem aumento do fluxo de combustível. O resultado final é economia de combustível com consequente aumento no alcance.

Devido ao fato da energia do combustível ser transformada em pressão no motor turbofan, outro estágio deve ser acionado na turbina (para prover a potência para adcionamento na ventoinha), e assim, aumentar a expansão através da turbina. Isso significa que haverá menos energia perdida e menos pressão atrás da turbina. Também os pulverizadores devem ter maior área. O resultado final é que o motor principal não desenvolve tanto empuxo quanto o motor turbojato direto. A ventoinha então compensa a diminuição no empuxo do motor

principal. Dependendo do projeto da ventoinha, ela produzirá algo em torno de 50% de empuxo total dos motores turbofan.

Em um motor de 18.000 libras de empuxo, cerca de 9000 libras serão desenvolvidas pela ventoinha, e as 9000 libras remanescentes pelo motor principal. O mesmo motor turbojato básico sem uma ventoinha desenvolverá cerca de 12.000 libras de empuxo.

Dois diferentes projetos de conduto são utilizados com motores turbofan. O ar que deixa a ventoinha pode ser conduzido por cima da borda (figura 1-70) ou externamente à carcaça do motor básico para ser descarregado através dos pulverizadores.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-70 Instalação de motor turbofan com ventoinha à frente.

O ar da ventoinha é misturado com os gases de escapamento antes de ser descarregado ou vai diretamente para a atmosfera, sem que antes seja misturado.

O turbofan, algumas vezes chamado de jatofan está se tornando o motor de turbina a gás mais usado. O turbofan é um compromisso entre a operação eficiente, uma alta capacidade de empuxo de um turboélice e a alta velocidade e capacidade de grande altitude de um turbojato.

6.6 PRINCÍPIOS DE OPERAÇÃO DO MOTOR A TURBINA

O princípio usado por um motor turbojato quando ele provê força para mover um avião, baseia-se na segunda lei de Newton. Essa lei mostra que uma força é requerida para acelerar uma massa, portanto, se um motor acelerar uma massa de ar, ele aplicará uma força à aeronave.

Os motores a hélice e turbojatos têm uma relação muito próxima. A hélice gera empuxo dando uma aceleração relativamente pequena a uma grande quantidade de ar. O motor turbojato alcança o empuxo, imprimindo maior aceleração a uma menor quantidade de ar.

A massa de ar é acelerada dentro do motor pelo uso de um ciclo de fluxo contínuo. O ar ambiente entra pelos difusores onde é sujeito a trocas de temperatura, pressão e velocidade,

causado pelo efeito do impacto. O compressor então aumenta a pressão e a temperatura do ar, mecanicamente.

O ar continua à pressão constante para a seção dos queimadores, onde a sua temperatura é aumentada pela queima do combustível. A energia é tomada dos gases quentes pela expansão através de uma turbina que aciona um compressor, e, expandindo-se através de um tubo, projetado para descarregar os gases de escape à alta velocidade para produzir empuxo. O jato de alta velocidade de um motor turbojato pode ser considerado uma bobina contínua, imprimindo força contra a aeronave na qual está instalado, dessa forma produzindo empuxo. A fórmula para empuxo pode ser derivada da segunda lei de Newton, a qual estabelece que a força é proporcional ao produto da massa pela aceleração. Essa lei é expressa na fórmula:

$$F = M \times A$$

Onde:

F = força em Newtons

M = massa em quilograma

A = aceleração em metro por segundo ao quadro

Na fórmula acima, "massa" é similar a "peso", porém é realmente uma quantidade diferente. Massa se refere a uma quantidade de matéria, enquanto peso se refere à atração da gravidade sobre aquela quantidade de matéria. Ao nível do mar, sob condições padrão, um quilo de massa terá o peso de um quilo.

Para calcular a aceleração de uma dada massa, a constante gravitacional é usada como unidade de comparação. A força da gravidade é $9,8 \text{ m/s}^2$. Isso significa que um objeto de um quilo, em queda livre, terá uma razão de aceleração de 9,8 metros por segundo, a cada segundo que a gravidade agir sobre ela.

Uma vez que a massa do objeto é de um quilo, o qual é também a força real imprimida a ela pela gravidade, podemos assumir que a força de um Newton irá acelerar um objeto de um quilograma à razão de 9,8 metros por segundo ao quadrado.

Também uma força de 10 Newtons irá acelerar uma massa de 10 quilogramas à razão de 9,8 metros por segundo ao quadrado. Isso, considerando que não existe atrito ou outra resistência a ser vencida. Está agora evidente que a razão de uma força (em Newtons) está para a massa

(em quilograma) como a aceleração em metros por segundo ao quadrado está para 9,8.

Usando "m" para representar a massa em quilograma, a fórmula pode ser expressa as-

$$\text{sim: } \frac{F}{M} = \frac{A}{g}$$

ou,

$$F = \frac{M \cdot A}{g}$$

onde:

F = força

M = massa

A = aceleração

g = gravidade

Em qualquer fórmula envolvendo trabalho, o fator tempo tem que ser considerado. É conveniente ter sempre fatores em unidades equivalentes, ou seja, segundo, minuto ou hora. No cálculo de empuxo, o termo "quilograma de ar por segundo" é conveniente, uma vez que o fator tempo é o mesmo que o tempo na força de gravidade, isto é, segundo.

6.7 EMPUXO

Utilizando a fórmula já mencionada, calculamos a força necessária para acelerar a massa de 50 quilogramas e 100 metros por segundo ao quadrado, como segue:

$$F = \frac{50 \text{ KG} \times 100 \text{ M} / \text{S}^2}{9,8}$$

$$F = \frac{50 \times 100}{9,8}$$

$$F = 510 \text{ N.}$$

Isso ilustra que, se a velocidade de 50 quilogramas de massa por segundo for aumentada de 100 Newtons por segundo ao quadrado o empuxo resultante será de 510 N.

Uma vez que o motor turbojato acelera uma massa de ar, a fórmula seguinte pode ser usada para determinar o empuxo:

$$F = \frac{Ms (V_2 - V_1)}{g}$$

Onde:

F = força em Newtons

Ms = fluxo de massa em quilograma por segundo

V1 = velocidade de entrada

V2 = velocidade do jato (escapamento)

V2 - V1 = troca de velocidade, diferença entre velocidade de entrada e velocidade do jato de ar.

g = aceleração da gravidade ou 9,8 m/s²

Como exemplo, usar a fórmula para troca de velocidade de 100 quilogramas de fluxo de massa de ar por segundo de 600 m/s para 800 m/s, a fórmula pode ser aplicada assim:

$$F = \frac{100 (800 - 600)}{9,8}$$

$$F = 2040 N$$

Como mostrado pela fórmula, se o fluxo de massa de ar por segundo e a diferença de velocidade do ar da admissão para o escapamento são conhecidos, é fácil calcular a força necessária para produzir a mudança de velocidade. Dessa forma, o empuxo do motor tem que ser igual à força requerida para acelerar a massa de ar através do motor. Então, usando o símbolo "E" para empuxo, a fórmula fica:

$$E = \frac{Ms (V_2 - V_1)}{g}$$

É fácil ver nessa fórmula que o empuxo de um motor de turbina a gás pode ser aumentado de duas formas: primeiro, aumentando o fluxo da massa de ar através do motor e, segundo, aumentando a velocidade do jato de ar.

Se a velocidade do motor turbojato permanecer constante com respeito à aeronave o empuxo diminuirá se a velocidade da aeronave aumentar, porque o valor de V1 aumentará. Isso não apresenta um problema sério, contudo, conforme a velocidade da aeronave aumenta, maior quantidade de ar entra no motor e a velocidade do jato aumenta. O empuxo líquido resultante é quase constante com a velocidade do ar aumentada.

Ciclo de Brayton é o nome dado ao ciclo termodinâmico de um motor de turbina a gás destinado a produzir empuxo. Isso é um ciclo de eventos, o volume variável e a pressão constante, e é comumente chamada de ciclo a pressão constante. Um termo mais recente é ciclo de combustão contínua.

Os quatro eventos contínuos e constantes são admissão, compressão, expansão (inclui potência) e escapamento. Esses ciclos serão discutidos à medida em que eles se referem a motores de turbina a gás.

No ciclo de admissão, o ar entra à pressão ambiente e a um volume constante. Ele deixa a admissão a uma pressão aumentada e com volume diminuído. Na seção de compressão, o ar é recebido da admissão a uma pressão aumentada ligeiramente acima da pressão ambiente, e com uma pequena diminuição de volume. O ar entra no compressor onde é comprimido, ele deixa o compressor com um grande aumento de pressão e redução de volume. Isso é causado pela ação mecânica do compressor. O passo seguinte, a expansão, acontece na câmara de combustão pela queima do combustível, o qual expande o ar pelo calor. A pressão permanece relativamente constante, porém ocorre um aumento notável do volume. Os gases em expansão se movem para trás através do conjunto da turbina e, são convertidos pela turbina, de energia dinâmica para energia mecânica.

A seção de escapamento, a qual é um duto convergente, converte o volume em expansão e a pressão reduzida dos gases para uma alta velocidade final.

A força criada dentro do motor para manter esse ciclo contínuo tem uma reação igual e oposta (empuxo) para movimentar a aeronave para frente.

O princípio de Bernoulli (sempre que um fluxo de um fluido qualquer tiver sua velocidade aumentada em um dado ponto, a pressão desse fluxo nesse ponto é menor que no resto do fluxo) é aplicado ao motor a jato através dos projetos de seus dutos de ar. Os dois tipos de dutos são convergente e divergente.

O duto convergente aumenta a velocidade e diminui a pressão. O duto divergente diminui a velocidade e aumenta a pressão. O princípio de convergência é geralmente utilizado para o tubo e bocal de descarga. O princípio de divergência é utilizado no compressor, onde a velocidade do ar é diminuída e o ar pressurizado.

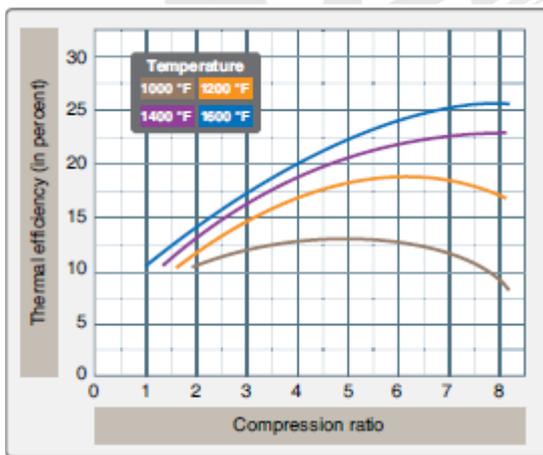
6.8 DESEMPENHO DO MOTOR DE TURBINA A GÁS

A eficiência térmica é o fator principal no desempenho de uma turbina a gás. É a razão entre o trabalho líquido produzido pelo motor e a energia química suprida na forma de combustível.

Os três fatores mais importantes que afetam a eficiência térmica são: a temperatura da entrada da turbina, a razão de compressão e as eficiências componentes do compressor e da turbina.

Outros fatores que afetam a eficiência térmica são a temperatura da entrada do compressor e eficiência dos queimadores.

A figura 1-71 mostra o efeito que a alteração da razão de compressão tem sobre a eficiência térmica, quando a temperatura na entrada do compressor e a eficiência no componente do compressor e na turbina permanecem constantes.



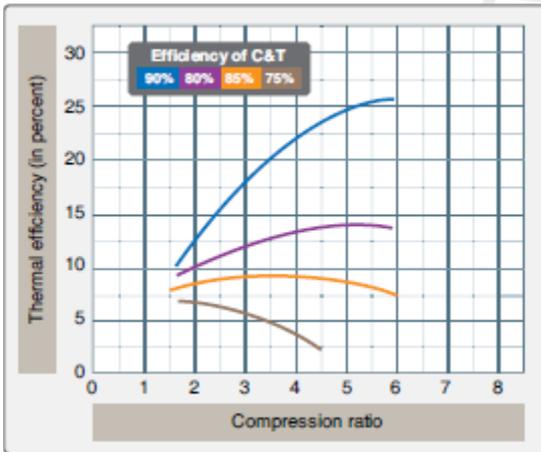
Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-71 O efeito da razão de compressão na eficiência térmica.

O efeito, que a eficiência dos componentes do compressor e da turbina, têm sobre a eficiência térmica quando as temperaturas das entradas da turbina e do compressor permanecem constante, é mostrada na figura 1-72. Em operação real a temperatura do tubo de escapamento do motor, à turbina varia diretamente com a temperatura da entrada da turbina a uma razão de compressão constante.

R.P.M. é uma medida direta de razão de compressão, portanto, a RPM constante a eficiência térmica máxima, pode ser obtida mantendo a temperatura do tubo de escapamento o mais alto possível. Uma vez que a vida do motor é altamente reduzida a uma elevada temperatura de entrada da turbina, o operador não deve exceder as temperaturas de tubo de escapamento especificadas para operação contínua. A figura 1-73 ilustra o efeito da temperatura da entrada da turbina sobre a vida das palhetas da turbina.

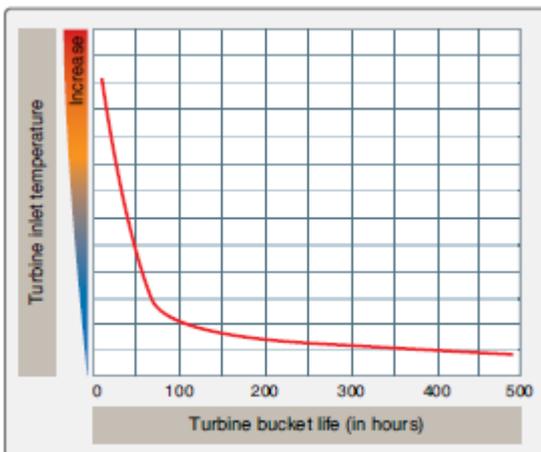
Na discussão anterior foi assumido que a condição do ar na entrada para o compressor permanece constante. Uma vez que o motor turbojato é uma aplicação prática de um motor a turbina. Torna-se necessário analisar o efeito da variação das condições de entrada sobre a potência produzida. As três principais variáveis que afetam as condições de entrada são a velocidade da aeronave, a altitude da aeronave e a temperatura ambiente. Para simplificar a análise, a combinação dessas três variáveis pode ser representada por uma simples variável, denominada "densidade de estagnação".



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-72 Eficiência do compressor e turbina (C & T) "versus" eficiência térmica.

A potência produzida por um motor a turbina é proporcional à densidade de estagnação na entrada.

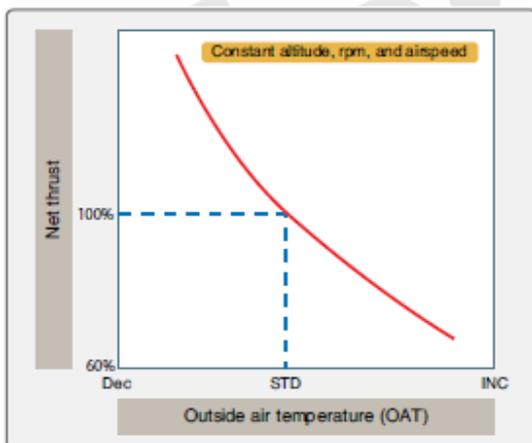


Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-73 Efeitos da TIT na vida da turbina.

As três ilustrações a seguir mostram como se altera a densidade através da variação de altitude, velocidade da aeronave e temperatura do ar exterior, afetando o nível de potência do motor.

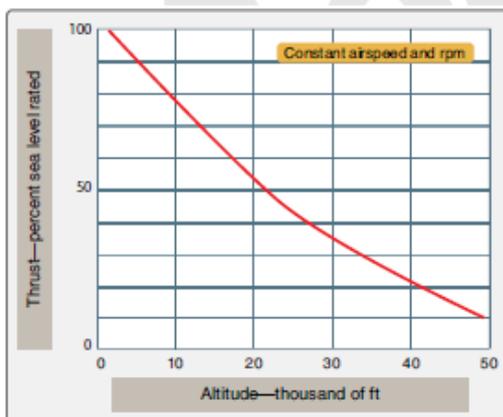
A figura 1-74 mostra que o empuxo melhora rapidamente com a redução da temperatura do ar exterior à altitude, RPM e velocidade da aeronave constantes. Esse aumento ocorre, em parte, porque a energia requerida por quilograma de fluxo de ar para acionar o compressor, varia diretamente com a temperatura, deixando, dessa forma, mais energia para desenvolver empuxo. Além disso, o empuxo liberado irá aumentar, uma vez que o ar em temperaturas reduzidas tem uma densidade aumentada. O aumento na densidade causa o aumento do fluxo de massa através do motor.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-74 Efeitos da O.A.T. na saída do empuxo.

O efeito da altitude sobre o empuxo, como mostrado na figura 1-75, pode também ser discutido como um efeito de densidade e temperatura. Nesse caso, um aumento de altitude causa uma redução da pressão e da temperatura.

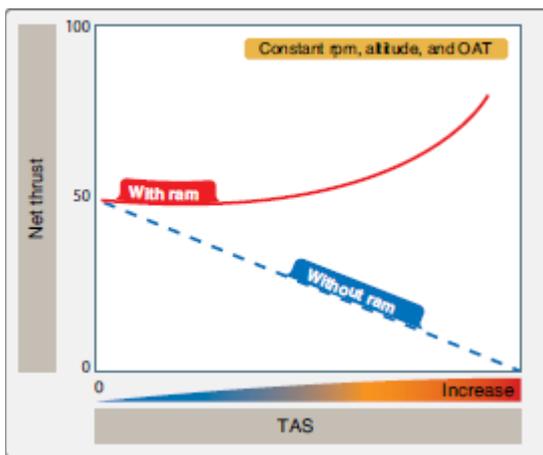


Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-75 Efeitos da altitude na saída do empuxo.

Uma vez que o gradiente de temperatura é menor que o gradiente de pressão, conforme se aumenta a altitude a densidade é reduzida. Embora a temperatura reduzida aumente o empuxo, o efeito da redução de densidade compensa o efeito das temperaturas mais baixas. O resultado líquido do aumento da altitude é uma redução do empuxo liberado.

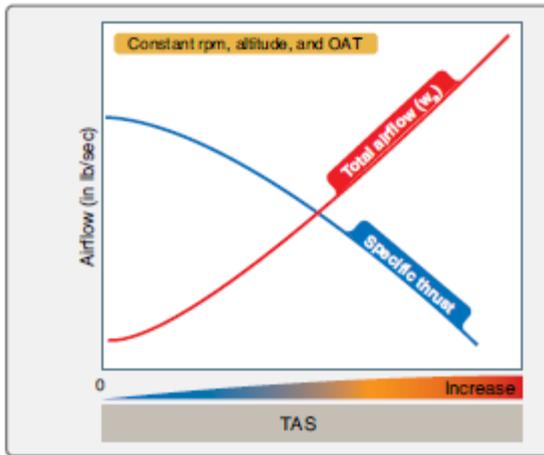
O efeito da velocidade da aeronave sobre o empuxo de um motor turbojato é mostrado na figura 1-76. Para explicar o efeito da velocidade da aeronave, é necessário primeiro entender o efeito da velocidade da aeronave sobre os fatores que se combinam para produzir o empuxo liberado. Esses fatores são, o empuxo específico e fluxo de ar do motor.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-76 Efeitos da velocidade no empuxo líquido.

Empuxo específico são os quilogramas de empuxo liberado, desenvolvido por quilograma de fluxo de ar por segundo. Ele é o restante do empuxo específico bruto, menos a resistência aerodinâmica específica. Na medida em que a velocidade da aeronave aumenta, a resistência aerodinâmica aumenta rapidamente. A velocidade dos gases de escapamento permanece relativamente constante, desse modo, o efeito do aumento na velocidade da aeronave resulta na redução do empuxo específico, como mostrado na figura 1-76. À baixa velocidade, a redução do empuxo específico é mais rápida que o aumento do fluxo de ar, causando uma redução do empuxo líquido. À alta velocidade, na medida em que a velocidade do ar aumenta, o aumento do fluxo de ar é mais rápido que a redução do empuxo específico e causa o aumento do empuxo líquido até que a velocidade sônica seja alcançada. O efeito da combinação do empuxo líquido é ilustrado na figura 1-77.



Fonte: FAA - Aviation Maintenance Technician Handbook – Powerplant - Volume 1

Figura 1-77 Efeitos da velocidade no empuxo específico e fluxo de ar total do motor.

Recuperação de Impacto

Um aumento na pressão na entrada do motor, acima da pressão atmosférica, como resultado da velocidade da aeronave, é denominado impacto. Uma vez que qualquer efeito do impacto causará um aumento na pressão de entrada do compressor, além da pressão atmosférica, a pressão resultante causará um aumento na massa de fluxo de ar e, na velocidade, ambos tendendo a aumentar o empuxo.

Embora o efeito do impacto aumente o empuxo do motor, o empuxo produzido diminui para uma dada posição das manetes, à medida que a aeronave ganha velocidade. Portanto, duas tendências opostas ocorrem quando a velocidade de uma aeronave é aumentada. O que realmente acontece é o resultado líquido desses dois efeitos diferentes. Um empuxo liberado do motor, temporariamente diminui, à medida que a velocidade da aeronave aumenta a partir da estática, porém, rapidamente com a aproximação da alta velocidade, o empuxo liberado começa a aumentar outra vez.



Referência Bibliográfica

BRASIL. IAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional Matérias Básicas, tradução do AC 65-9A do FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook). Edição Revisada 2002.

