



**MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL
FORÇA AÉREA PORTUGUESA
CENTRO DE FORMAÇÃO MILITAR E TÉCNICA**

Curso de Formação de Oficiais – RC
Curso de Formação de Sargentos – QP
Curso de Formação de Praças – RC

COMPÊNDIO

MOTORES DE TURBINA

EPR: CAP António Fernandes

CCF 332-4

Agosto 2008





**MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL
FORÇA AÉREA PORTUGUESA
CENTRO DE FORMAÇÃO MILITAR E TÉCNICA**

CARTA DE PROMULGAÇÃO

AGOSTO 2008

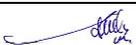
1. O Compêndio de "Motores de Turbina" é uma Publicação "NÃO CLASSIFICADA".
2. Esta publicação entra em vigor logo que recebida.
3. É permitido copiar ou fazer extractos desta publicação sem autorização da entidade promulgadora.

O COMANDANTE

Vítor Manuel Alves Francisco
COR/PILAV

REGISTO DE ALTERAÇÕES

IDENTIFICAÇÃO DA ALTERAÇÃO, Nº DE REGISTO, DATA	DATA DE INTRODUÇÃO	DATA DE ENTRADA EM VIGOR	ASSINATURA, POSTO E UNIDADE DE QUEM INTRODUZIU A ALTERAÇÃO

Cursos:	Curso de Formação de Oficiais – RC Curso de Formação de Sargentos – QP Curso de Formação de Praças – RC
Nome do Compêndio:	Motores de Turbina
Disciplina:	Propulsão
Data de elaboração:	Agosto 2008
Elaborado Por:	CAP/TMMA António Fernandes; ASPOF/TMMA Carlos Granjeiro; 1SAR/MMA Luís Pereira
Verificado Por:	Gabinete da Qualidade da Formação
Comando G. Formação:	TCOR/ EGAER Lourenço Saúde 
Director de Área:	MAJ/ TMMEL Abílio Carmo 
Director de Curso:	CAP/ TMMA António Fernandes 
Formador:	SAJ/ MMA José Gomes; SAJ/MMA Eduardo Gonçalves; 1SAR/MMA Pereira

ATENÇÃO:

Esta publicação destina-se a apoiar os formandos a frequentarem os Cursos de Formação de Oficiais, Sargentos e Praças na disciplina de Propulsão.

Não pretendendo ser uma publicação exaustiva do curso em questão, apresenta-se como uma ferramenta de consulta quer durante a duração do curso, quer após a sua conclusão.

ÍNDICE

INTRODUÇÃO	7
DESENVOLVIMENTO DOS MOTORES DE TURBINA.....	7
PRINCÍPIOS DA PROPULSÃO A JACTO.....	13
FUNCIONAMENTO DO MOTOR TURBO – JACTO.....	14
Princípio de Funcionamento.....	14
Limite de Temperatura do Motor	14
Aplicação das Leis dos Gases no Motor de Turbina	14
Lei de Boyle	14
Lei de Charles.....	15
Combinação das Leis de Boyle e de Charles.....	15
Rendimento e Eficiência.....	17
Potência Termodinâmica (W_T).....	18
Potência Térmica (W_{th}).....	18
Potência Propulsiva (W_p).....	19
Rendimento Propulsivo (η_p).....	19
Rendimento Global (η_g)	20
TIPOS DE MOTORES DE TURBINA	21
PRINCIPAIS SISTEMAS DE PROPULSÃO	21
Motor Turbo-jacto	22
Motor Turbo-fan.....	23
Motor Turbo-Compound	25
Motor Turbo-Hélice.....	26
Motor Profan	28
Motor Turbo-Eixo	30
Motor Estado-Reactor (Ram-Jet)	31
Motor Pulso-Reactor	33
Motor Foguete (Rocket)	34
Combinação de Dois tipos de Motores.....	35
Turbo-Estato	35
Turbo-Foguete	36
COMPOSIÇÃO DO MOTOR DE TURBINA.....	39
ENTRADA DE AR	39
Tipos de Entradas de Ar	39
COMPRESSORES.....	41

Taxa de Compressão	42
Tipos de Compressor	42
Vantagens e Desvantagens de Cada Tipo de Compressor.....	42
Compressor Centrífugo	43
Funcionamento	43
Construção.....	44
Compressor Axial	45
Funcionamento	45
Tipos de compressor axial	47
Construção.....	48
Manutenção da Velocidade Axial de Ar ao Longo do Compressor.....	51
Perda no Compressor	52
“Surge” no Compressor	53
Prevenção da Perda e Surge no Compressor.....	54
DIFUSOR	56
CÂMARAS DE COMBUSTÃO.....	56
Redução da Velocidade do Ar.....	57
Redução da Temperatura dos Gases da Combustão.....	57
Combustão	57
Ar Primário	57
Ar Secundário.....	57
Constituição e Construção da Câmara de Combustão.....	59
Tipos de Câmaras de Combustão.....	60
Câmara Tubular	60
Câmara Tubo-anular	61
Câmara Anelar.....	62
Injectores de Combustível.....	64
TURBINA.....	65
Constituição	66
Materiais Utilizados nas Pás da Turbina.....	67
Tipos de Turbina	68
Turbina de Impulso.....	68
Turbina de Reacção	69
Turbina de Impulso/Reacção	69
Medição da Temperatura dos Gases	70
Arrefecimento da Secção da Turbina.....	71
SISTEMA DE EXAUSTÃO (ESCAPE).....	73
Constituição	73
Sistema de Escape de Motores com “Bay-pass”.....	74
Materiais Utilizados no Sistema de Escape.....	75
Supressão de Ruído.....	76
Inversores de Impulso	77

CAIXA DE ACESSÓRIOS	79
IMPULSO	81
TIPOS DE IMPULSO	82
Impulso Estático do Motor	82
Impulso em Voo	82
Impulso Bruto, Negativo e Resultante	83
Variação do Impulso com a Variação das RPM do Motor	84
Factores que Afectam o Impulso	85
Pressão Atmosférica	85
Temperatura do Ar Ambiente	85
Altitude	85
Velocidade de Voo	85
Humidade	85
Relação Impulso/Potência	86
SISTEMAS DE AUMENTO DE IMPULSO	86
Pós-combustão	86
Injecção de Água	88
SISTEMAS DO MOTOR	91
SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO	91
Óleos Lubrificantes	91
Tipos de Sistemas de Lubrificação	91
Componentes do Sistema	92
Depósito de Óleo	93
Bombas de Pressão e de Recuperação	94
Válvulas de Desvio (By-pass)	95
Filtros	95
Permutador de Calor	96
Detectores de Partículas Magnéticos	97
Separador de Ar	97
SISTEMA DE COMBUSTÍVEL	98
Componentes do Sistema	98
Válvula de Corte de Baixa Pressão	99
Bomba de Baixa Pressão	99
Bomba de Alta Pressão	99
Válvula de Corte de Alta Pressão	99
Permutador de Calor	99
Aquecedor de Combustível	99
Filtro	99
Indicadores de Consumo, de Pressão e de Temperatura	99
Depósito de Drenos	100
Unidade de Controlo de Combustível	100

Controlo Electrónico do Motor	103
Supervisory Engine Control System	103
Full Authority Engine Control System	103
SISTEMAS AUXILIARES	105
SISTEMAS DE AR.....	105
Sistema Anti-Gelo e Degelo	105
Sistema de Vedação e de Refrigeração Interna do Motor	106
SISTEMAS DE ARRANQUE E DE IGNIÇÃO	107
Motor Eléctrico	108
Motor de Ar	109
Unidade de Potência Auxiliar (Auxiliary Power Unit – APU)	109
Ignição	110
MONITORIZAÇÃO DO FUNCIONAMENTO DO MOTOR	111
Instrumentos Indicadores	111
Indicador da Razão de Pressões do Motor (“Engine Pressure Ratio – EPR”).....	112
Indicador da Velocidade do Motor (RPM)	112
Indicador da Temperatura dos Gases de Escape (“Exhaust Gás Temperature – EGT)	113
Indicador do Débito de Combustível (“Fuel Flow”).....	114
Indicador de Pressão de Descarga da Turbina	114
Arranque do Motor	115
BIBLIOGRAFIA	117
LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR.....	LPV - 1

INTRODUÇÃO

DESENVOLVIMENTO DOS MOTORES DE TURBINA

Em 17 de Dezembro de 1903 os irmãos Wright realizaram o primeiro voo numa aeronave com motor, percorrendo 36 metros em 12 segundos. O "Flyer I" era propulsionado por um motor alternativo de 4 cilindros, refrigerado a água, com 12 CV de potência, e uma relação peso/potência de 6,75 kg/CV.



Figura 1 – Primeiro voo do "Flyer I"

Desde então e até às décadas 30 e 40 do século XX os motores alternativos sofreram uma grande evolução, especialmente durante os anos da Segunda Grande Guerra. À medida que iam sendo necessárias maiores velocidades, maiores raios de acção ou cada vez maiores "payloads" os motores alternativos começaram a aproximar-se dos seus limites. Os grandes motores ("Wright R-3350-DA3") radiais utilizados em aviões como o "Super Constellation" desenvolviam já potências de 3250 CV.



Figura 2 – Lockheed L-1049G Super Constellation

Este tipo de motor apresentava, contudo, limitações de potência e de eficiência das hélices. Este último aspecto limitava a velocidade de rotação das pás das hélices a velocidades inferiores à velocidade do som, e por consequência a velocidade máxima de voo do avião. Foram em grande parte estas limitações que aceleraram o desenvolvimento e construção dos primeiros motores de reacção. Se, por exemplo, hoje o moderno Airbus A320 utiliza-se motores alternativos estes teriam de possuir 35 000 CV de potência.



Figura 3 – Motor Wright R-3350-DA3 turbo-compound de 18 cilindros

O primeiro registo de um dispositivo capaz de utilizar os princípios da propulsão a jacto semelhante ao motor foguete, foi o eólipila inventado por Herão de Alexandria no I séc. DC. Nunca passou no entanto de uma curiosidade, não se conhecendo tentativas de aplicação do princípio para produzir trabalho, consiste contudo no primeiro registo que se conhece de um motor a vapor utilizando o princípio da reacção.



Figura 4 – O eólipila inventado por Herão de Alexandria

O desenvolvimento dos motores de turbinas de gás como unidade de potência das aeronaves foi tão rápida que se torna difícil perceber que até 1950 muito poucas pessoas tinham ouvido falar deste método de propulsão de aeronaves. A possibilidade de utilizar a reacção por jacto havia despertado o interesse dos fabricantes de aviões desde há bastante tempo, mas inicialmente as baixas velocidades dos primeiros aviões e a inadequação dos motores de pistão em produzirem uma grande massa de ar a alta velocidade necessária para o funcionamento do jacto, levou a que a propulsão por jacto se mantivesse apenas como um objecto de estudo teórico salvo raras excepções. O engenheiro francês René Lorin chegou mesmo a patentear um motor de propulsão por jacto em 1913, mas este era um motor do tipo estado-reactor (ram-jet) sendo, nesta altura, impossível o seu fabrico, uma vez que os materiais resistentes ao calor adequados ainda não haviam sido desenvolvidos. Por outro lado, a propulsão por jacto seria extremamente ineficiente para as baixas velocidades praticadas pelos aviões da época. Contudo, os modernos motores de estado-

reactor são muito parecidos ao conceito primordial de Lorin.

Em 16 de Janeiro de 1930 Frank Whittle submete e vê reconhecida a sua primeira patente para utilização de uma turbina de gás para produzir um jacto de propulsão. Seriam precisos no entanto mais 11 anos para que o seu motor realiza-se o primeiro voo.



Figura 5 – Primeiro motor operacional produzido pela equipa de Whittle o W2-700

Embora Whittle seja creditado como o pioneiro da propulsão por jacto, o conceito foi desenvolvido de forma independente pelo alemão Hans Von Ohain, a trabalhar na altura para a empresa alemã Heinkel. Os alemães haviam já desenvolvido bases teóricas muito sólidas tanto da propulsão por jacto como dos princípios de voo supersónico, uma vez que o tratado de Versalhes (1919) impedia a Alemanha de desenvolver tecnologia convencional, mas permitia o desenvolvimento destas novas tecnologias. Em 27 de Agosto de 1939 voa pela primeira vez um avião utilizando a propulsão por jacto, o Heinkel 178, utilizado como um demonstrador da tecnologia. Este avião utilizava um motor do tipo centrífugo (HeS 3) tal como, mais tarde, o equivalente aliado (W1) instalado no Gloster E.28/39 que voou pela primeira vez em 15 de Maio de 1941.

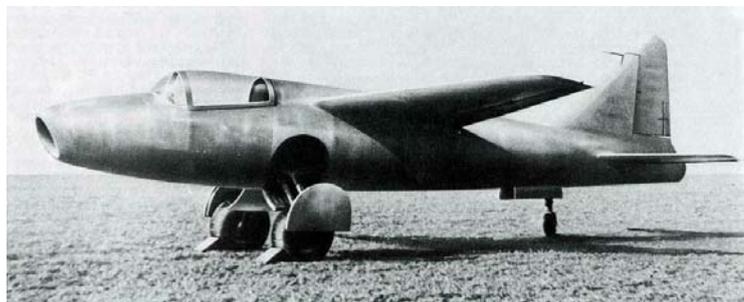


Figura 6 – Heinkel 178

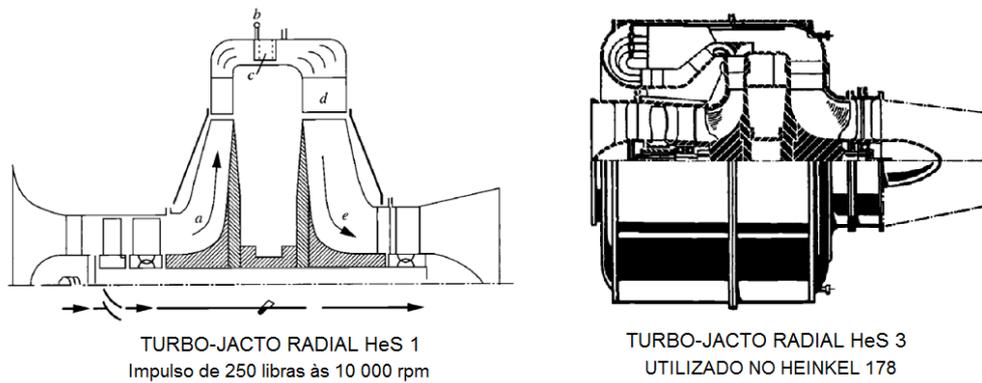


Figura 7 – Diagramas dos motores centrífugos HeS 1 e HeS 3

Os Estados Unidos apenas começaram a desenvolver tecnologia de propulsão por jacto quando tomaram conhecimento do trabalho realizado pelos ingleses. A tecnologia inglesa foi então transferida para as empresas americanas, tendo sido enviados motores e desenhos técnicos para a General Electric que construiu “cópias” que acabaram por voar no Bell XP-59 Airacomet em 12 de Setembro de 1942.



Figura 8 – Motor turbo-jacto Goblin descendente directo do motor W2-700

Embora os motores a jacto com compressor do tipo centrífugo tenham sido os primeiros a “voar”, a investigação e desenvolvimento nos motores utilizando compressor axial havia já começado antes mesmo dos primeiros voos de aviões a jacto. O desenvolvimento desta tecnologia, ao contrário da anterior, ficou quase completamente ao encargo dos alemães. Von Ohain havia já tomado conhecimento da tecnologia dos compressores axiais por volta de 1938, mas continuou o desenvolvimento do compressor centrífugo devido à sua simplicidade, e devido ao interesse político em manter uma salvaguarda em caso dos projectos axiais encontrarem problemas. Os alemães desenvolveram 3 motores turbo-jacto do tipo axial mas só dois deles viriam a entrar em serviço. Talvez o melhor deles, o HeS 30, foi abandonado por motivos políticos para concentrar recursos noutros motores produzidos pela Heinkel. Este motor começou a ser desenvolvido em 1936 por Adolf Müller, a trabalhar então para a Junkers, mas depois de reestruturações internas, ele e metade da equipa saíram para integrar os quadros da Heinkel. Este motor possuía algumas inovações

relativamente aos contemporâneos Jumo 004 (primeiro motor turbo-jacto a equipar um avião operacional, o Me-262) e o BMW 003. Destaca-se o facto da compressão ser realizada 50% no rotor e 50% no estator ao contrário do que era comum nos outros tipos de motor em que o estator realizava toda a compressão e o rotor apenas acelerava a massa de ar. A turbina era também inovadora pois possuía um conjunto de alhetas guias ajustáveis que direccionavam os gases para as pás da turbina em função das diversas velocidades de operação. O desempenho deste motor só viria a ser igualado por outros projectos 5 anos mais tarde, em 1947.



Figura 9 – Motor turbo-jacto Jumo 004

PRINCÍPIOS DA PROPULSÃO A JACTO

O motor de propulsão a jacto apesar de aparentemente diferente do motor de pistões, aplica os mesmos princípios básicos para efectuar propulsão. Em ambos os casos a aeronave é propulsionada por intermédio da aceleração de uma determinada massa de ar no sentido oposto. Isto não é mais do que uma aplicação prática da terceira lei do movimento de Isaac Newton; “para cada força a actuar num corpo, existe uma força de reacção de igual intensidade e de sentido oposto”. Em veículos como automóveis ou comboios a reacção é exercida sobre o solo. No caso da propulsão de aeronaves o “corpo” em questão é o ar atmosférico que é acelerado quando passa pelo motor. A reacção resulta de uma aceleração (aumento da quantidade de movimento) para a retaguarda da massa de ar. O motor a jacto produz impulso de uma forma muito semelhante à combinação motor/hélice. Ambos impulsionam a aeronave acelerando uma massa de ar para a retaguarda. A acção dum motor de jacto tipo foguete é uma excepção, pois este motor transporta com ele toda a massa de reacção, o que o torna assim independente da atmosfera.

Os sistemas de propulsão diferem no tipo de produção de impulso, nas diferenças de caudal massa e nas acelerações. Por exemplo: um hélice faz deslocar uma grande massa de ar mas proporcionando-lhe apenas uma pequena aceleração ou variação de velocidade (V_j (escape) $\approx V_i$ (admissão)), figura 10, enquanto os motores do tipo jacto, estado-reactor ou foguete, fazem deslocar uma pequena massa de ar com uma grande variação de velocidade.

Quando uma determinada massa de ar sofre uma aceleração é produzida uma força cuja intensidade é;

$$\text{Força} = \text{Massa} \times \text{Aceleração}$$

A aceleração sofrida pela massa de ar é igual à diferença entre a velocidade de saída e a velocidade de entrada. O aumento da velocidade de saída é feito à custa de adição de energia (combustível) nas câmaras de combustão do motor.

$$\text{Força de Impulso} = M \times (V_1 - V_0)$$

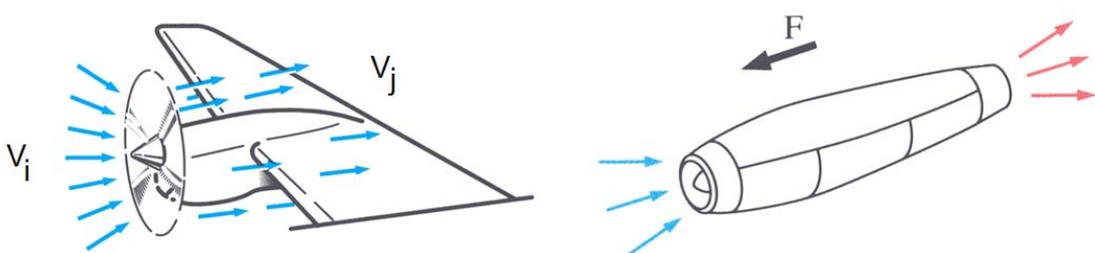


Figura 10 – Produção de impulso por aceleração da massa de ar

FUNCIONAMENTO DO MOTOR TURBO – JACTO

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO

Um motor térmico converte a energia térmica do combustível em trabalho mecânico. Tanto os motores de pistões como as turbinas a gás são motores térmicos, e ambos utilizam o ar como fluido de trabalho. O ciclo de trabalho (admissão, compressão, expansão e exaustão) de um motor de pistões é conhecido como ciclo de volume constante, uma vez que a combustão ocorre no menor volume para gerar a máxima pressão. Este ciclo produz trabalho apenas num dos seus quatro tempos. A intermitência na produção de potência compara-se de forma desfavorável com o ciclo de trabalho de uma turbina a gás, onde a combustão é contínua resultando numa geração contínua de potência, reduzindo assim consideravelmente as vibrações. O ciclo de trabalho de uma turbina a gás começa com a compressão onde se realiza trabalho sobre o ar para lhe aumentar a pressão e temperatura e reduzir o volume. O ciclo continua com a adição de energia térmica que aumenta a temperatura e volume a praticamente pressão constante, daí se designar de ciclo a pressão constante, ou mais correctamente ciclo de Brayton. O gás expande depois através da turbina onde lhe é retirada energia dos gases resultando num decréscimo da temperatura e pressão enquanto o volume continua a aumentar. O processo de expansão continua até os gases atingirem o cone da tubeira de escape, que providencia a energia propulsiva (impulso), o gás é então finalmente reduzido até à pressão atmosférica.

Resumidamente, o princípio da obtenção do impulso reside na absorção de ar da atmosfera e na sua aceleração para a retaguarda, daqui resultando uma reacção na massa de ar acelerada, a qual produz o impulso que é transferido para o avião.

LIMITE DE TEMPERATURA DO MOTOR

A aceleração da massa de ar que atravessa o motor depende da energia que é adicionada na câmara de combustão. Quanto maior for a energia adicionada maior será a expansão dos gases e mais elevada a temperatura de combustão. A quantidade de calor que pode ser libertada na turbina, após a combustão, é limitada pelos materiais de construção das pás da turbina. A utilização de modernos materiais e de processos eficientes de arrefecimento das pás da turbina permitem temperaturas mais elevadas dos gases de escape (na ordem dos 1400 °C).

APLICAÇÃO DAS LEIS DOS GASES NO MOTOR DE TURBINA

Como já foi referido o fluido de trabalho utilizado nos motores de turbina é o ar atmosférico. Este experimenta várias alterações de pressão, volume e temperatura ao longo do ciclo de trabalho.

LEI DE BOYLE

Esta lei estabelece que se uma dada massa de gás for comprimida a temperatura constante, a pressão absoluta (P) é inversamente proporcional ao seu volume (V).

$$P = \frac{K}{V}$$

Na prática é impossível comprimir um gás a temperatura constante.

LEI DE CHARLES

“Se um gás for aquecido a pressão constante, a variação de volume (V) varia directamente com a variação da temperatura absoluta (T)”.

$$V = K \times T$$

COMBINAÇÃO DAS LEIS DE BOYLE E DE CHARLES

“O produto da pressão e do volume de uma determinada quantidade de gás dividida pela sua temperatura absoluta é constante”.

$$\frac{P \times V}{T} = K$$

A figura 11 mostra as transformações que a massa de ar sofre o longo do ciclo de trabalho do motor de turbina. As fases principais são:

- Admissão e compressão (1 – 2)
- Combustão, adição de calor (2 – 3)
- Expansão através da turbina (3 – 4)
- Expansão para a atmosfera (4)

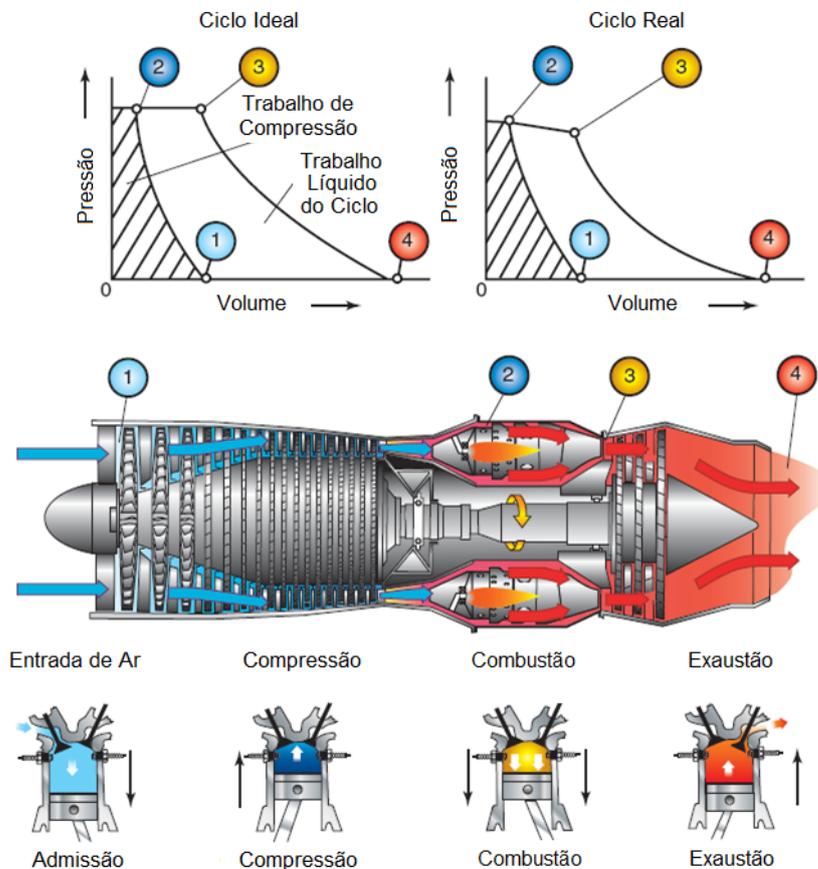


Figura 11 – Ciclo de funcionamento do motor turbo-jacto

Durante a admissão e compressão o ar entra à pressão e temperatura ambiente na conduta de admissão, concebida para tirar a máxima vantagem da pressão criada pela corrente de ar que nela penetra, obtendo-se um mínimo de atrito para um caudal máximo. O compressor comprime o ar, elevando-lhe a pressão e temperatura e provocando-lhe uma diminuição de volume. Para que o motor possa funcionar é necessário que exista uma pressão e caudal mínimos a fim de que os gases se expandam continuamente para a retaguarda. A compressão da massa de ar implica a realização de trabalho. Quanto maior for a razão de compressão mais elevada será a eficiência térmica e menor o consumo específico do motor.

Imediatamente após o compressor o ar passa através dum difusor, antes de entrar na câmara de combustão, onde diminui de velocidade e aumenta ligeiramente de pressão. Na câmara de combustão é continuamente injectado combustível em cerca de 1/4 do caudal de ar, que é queimado aumentando a temperatura e o volume da massa de ar e dos gases resultantes da combustão. Nesta fase a pressão decresce ligeiramente (3 a 6%).

Os gases da combustão, misturados com o restante ar não queimado expandem-se através da turbina imprimindo-lhe movimento de rotação. Parte da energia cinética do fluxo dos gases é convertida em energia mecânica para fazer rodar o conjunto turbina-compressor. Os gases sofrem uma diminuição de velocidade e de temperatura e um aumento de volume. Num motor turbo-jacto, figura 12, o impulso efectivo provocado pela expansão dos gases é de cerca de 45% do impulso teórico produzido pela compressão e expansão do fluido de trabalho. Os restantes 55% são convertidos em trabalho mecânico para fazer rodar o conjunto turbina-compressor.

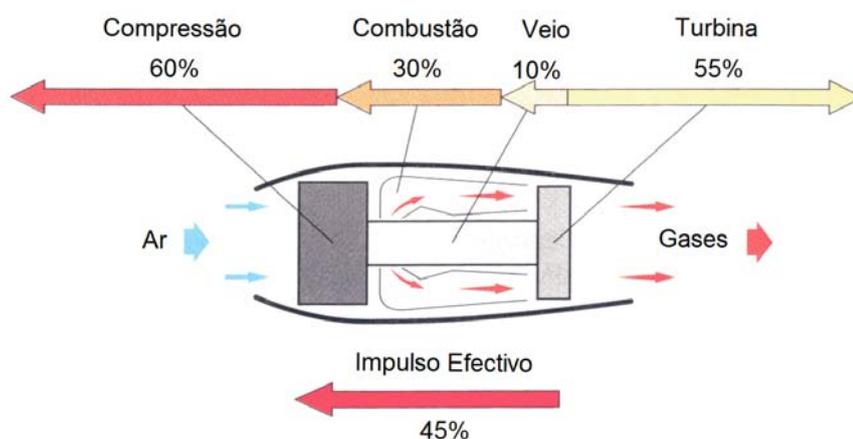


Figura 12 – Distribuição das forças de impulso

Após passar na turbina os gases mantêm ainda grande quantidade de energia de pressão e temperatura continuando a expandir-se e a aumentar de volume. Esta energia é utilizada na tubeira de escape onde o impulso é finalmente obtido. Ao abandonarem a tubeira de escape os gases têm, ainda uma grande quantidade de energia cinética e elevada temperatura, o que se traduz numa perda considerável de energia calorífica.

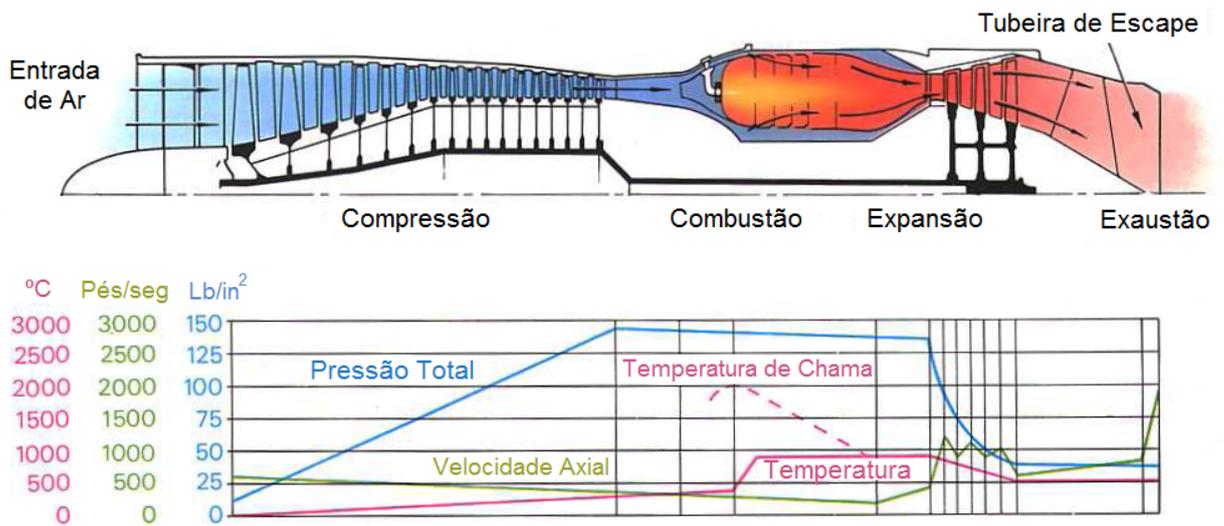


Figura 13 - Variações da pressão, temperatura e velocidade do escoamento ao longo do motor

Ao longo do seu percurso pelo motor a massa de ar admitida irá sofrer variações de velocidade e de pressão realizadas pelas alterações das formas de passagem do ar. É de grande importância o projecto da geometria das condutas afim de se obter uma boa eficiência nas diversas conversões de velocidade (energia cinética) e de pressão (energia potencial). A eficiência das conversões de velocidade e pressão afecta de forma directa a eficiência final do motor. O modelo típico utilizado assenta numa conduta divergente no final do compressor para aumento da pressão sem dispêndio de energia, e uma diminuição da velocidade para proporcionar condições ideais para a combustão. A forma da conduta assume uma forma convergente ao aproximar-se das alhetas guia da turbina (nozzle guide vanes), proporcionando um aumento da velocidade dos gases de escape afim da turbina retirar maior energia destes.

RENDIMENTO E EFICIÊNCIA

De acordo com a noção geral de rendimento, temos que:

$$\text{Rendimento} = \frac{\text{Trabalho útil}}{\text{Energia Disponível (fornecida)}}$$

Num motor de jacto o rendimento da energia convertida é assim definido:

- A energia disponível é a quantidade de energia calorífica que o combustível utilizado liberta;
- O trabalho útil é a potência de impulso. Uma vez que o impulso gerado pelo motor não produz trabalho até o avião começar a mover-se, o trabalho útil, neste caso, traduzir-se-á por velocidade de impulso.

O rendimento global não corresponde ao rendimento térmico (interno), mas sim ao resultado conjunto dos rendimentos interno e externo que, por sua vez, traduz o rendimento do motor como unidade propulsiva.

O rendimento global é, portanto, o produto dos outros dois.

- **Rendimento termodinâmico (η_t)**

É a razão entre a potência termodinâmica do ciclo para a potência fornecida pelo combustível. Geralmente próximo dos 40 %.

- **Rendimento térmico (η_{th})**

Num motor de jacto puro a energia calorífica obtida na combustão é convertida em energia cinética através dos gases que resultam dessa combustão. O rendimento desta conversão é denominado por rendimento interno ou rendimento térmico. Situa-se entre 25 e 30% nos actuais motores de jacto.

- **Rendimento interno (η_i)**

Trata-se da razão entre a potência térmica e a potência termodinâmica, isto é, a razão entre a energia térmica realmente obtida, e o máximo teórico que é possível obter para o ciclo de funcionamento da máquina térmica. Situa-se geralmente próximo dos 80%.

- **Rendimento propulsivo (η_p)**

A razão entre a energia calorífica libertada e a energia propulsiva do motor é denominada por rendimento externo ou rendimento propulsivo. Situa-se próximo dos 60% para uma dada velocidade de voo (V_i).

Para a determinação destes rendimentos torna-se necessário conhecer outros parâmetros como potência termodinâmica, potência térmica e potência propulsiva.

POTÊNCIA TERMODINÂMICA (W_T)

O conceito de potência termodinâmica (W_T) refere-se à potência que podia ser extraída do combustível se o motor fosse perfeito, isto é, se todo o poder calorífico do combustível estivesse disponível pela combustão completa (W_C), e se o motor fosse capaz de operar com a eficiência do ciclo teórico (η_t).

$$W_T = W_C \times \eta_t$$

POTÊNCIA TÉRMICA (W_{TH})

De uma forma simplista pode considerar-se a potência térmica como uma variação da energia cinética da massa de ar admitida no motor. Esta é a energia disponível para gerar impulso, ou seja;

$$W_{th} = \frac{1}{2} \times m \times (V_j^2 - V_i^2)$$

Ou ainda;

$$W_{th} = \eta_{th} \times W_C$$

Em que;

V_j : velocidade gases escape

V_i : velocidade de voo

m: massa

W_c : Potência disponível no combustível

POTÊNCIA PROPULSIVA (W_p)

No caso da potência propulsiva esta pode ser calculada, do ponto de vista mecânico, como uma força que actua a uma dada velocidade. É a energia que efectivamente foi transformada em impulso, ou seja;

$$W_p = F \times V_i = m \times (V_j - V_i)$$

Sendo (F) a força de impulso e (V_i) a velocidade de voo.

RENDIMENTO PROPULSIVO (η_p)

O rendimento propulsivo é a razão entre a potência propulsiva e a potência térmica;

$$\eta_p = \frac{W_p}{W_{th}} = \frac{m \times (V_j - V_i) \times V_i}{\frac{1}{2} \times m \times (V_j^2 - V_i^2)} = \frac{2 \times V_i}{V_j + V_i}$$

Podendo a força de propulsão ser dada pela expressão:

$$F = m \times (V_j - V_i)$$

Substituindo (V_j) obtém-se;

$$\eta_p = \frac{2 \times V_i}{\frac{F}{m} + V_i + V_i} = \frac{2}{\frac{F}{m \times V_i} + 2}$$

Analisando a última fórmula percebe-se que quanto menor for o factor $\frac{F}{m \times V_i}$ maior será o rendimento propulsivo (η_p). Deste modo para o mesmo impulso (F), a eficiência propulsiva aumenta com o aumento da massa de ar (m). O aumento do caudal de ar sem aumento do caudal de combustível não é desejável pois diminui a eficiência térmica. Uma forma de aumentar o caudal de ar sem reduzir a eficiência térmica consiste em dividir o fluxo de ar do motor em duas partes:

- Uma parte do fluxo é encaminhada para a secção de geração de gases (câmaras de combustão) na proporção adequada a obter-se a melhor eficiência térmica possível.
- A outra parte do fluxo é desviada (by-pass), servindo para refrigeração da zona de geração de gases sendo posteriormente misturada com estes no sistema de exaustão.

Esta é a razão pela qual o turbo-fan veio a substituir o turbo-jacto puro na grande maioria das aplicações

aeronáuticas. O aumento da eficiência propulsiva tem como consequência imediata uma redução do consumo específico da aeronave.

RENDIMENTO GLOBAL (η_G)

O rendimento global (η_G) pode assim ser determinado utilizando a relação:

$$\eta_G = \eta_{th} \times \eta_p$$

Para os motores de jacto o valor do rendimento global situa-se entre 20 e 25%.

TIPOS DE MOTORES DE TURBINA

PRINCIPAIS SISTEMAS DE PROPULSÃO

Os motores são caracterizados pelas velocidades que conferem aos aviões, às quais se tornam eficientes. Os sistemas mais importantes utilizados na propulsão dos aviões são:

- | | |
|----------------------------------|--|
| - Motor de êmbolo com hélice | - Subsónico, até 350 nós aproximadamente |
| - Motor turbo-jacto | - Subsónico, Supersónico |
| - Motor turbo-fan | - Subsónico, Supersónico |
| - Motor turbo-hélice | - Subsónico, até 350 nós aproximadamente |
| - Motor estado-reactor (Ram-Jet) | - Supersónico, Subsónico |
| - Motor foguete (Rocket) | - Supersónico |

Os principais tipos de motores de jacto, ou de reacção, são;

- Turbo-jacto
- Turbo-fan
 - De baixo by-pass
 - De alto by-pass
- Turbo-hélice
 - Turbo-compound
- Propfan
- Estado-reactor
- Pulso-reactor
- Foguete
- Combinação de motores
 - Turbo-estado
 - Turbo-foguete

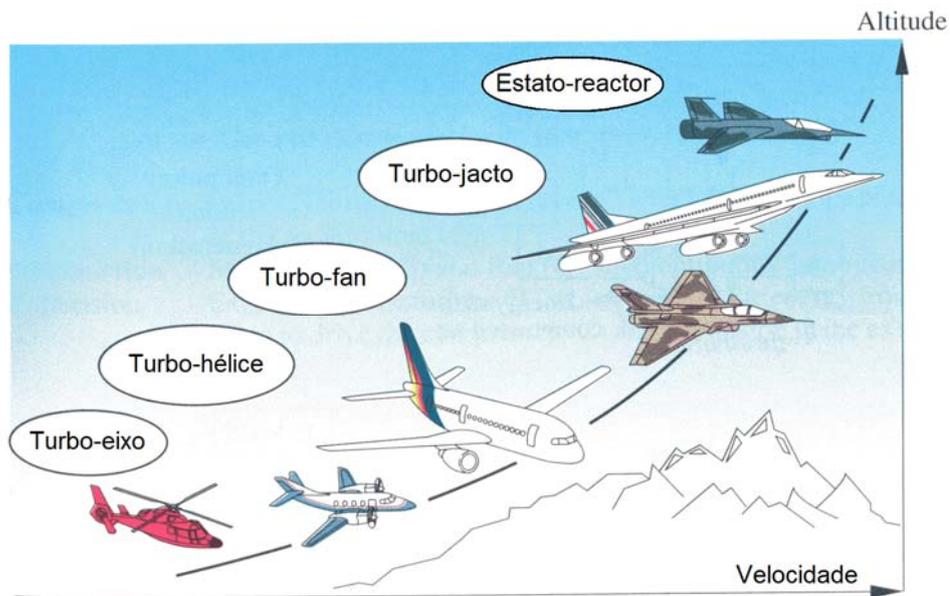


Figura 14 – Tipo de motor utilizado em função do envelope de voo e desempenho

MOTOR TURBO-JACTO

Este motor possui apenas um conjunto (spool) turbina-compressor e apresenta uma pequena área frontal. O ar aspirado pela conduta de admissão em frente ao motor é comprimido, no compressor, até valores que podem atingir 12 vezes a sua pressão inicial. O combustível é depois adicionado ao ar e queimado na câmara de combustão aumentando a temperatura da mistura até cerca de 600 a 800°C. Os gases resultantes passam pela turbina que converte parte da energia cinética dos gases de escape em energia mecânica para mover o compressor. Caso a turbina e o compressor sejam eficientes a pressão à saída da turbina será sensivelmente o dobro da pressão atmosférica. Este diferencial de pressão (energia) é convertido em impulso no final da tubeira de escape.

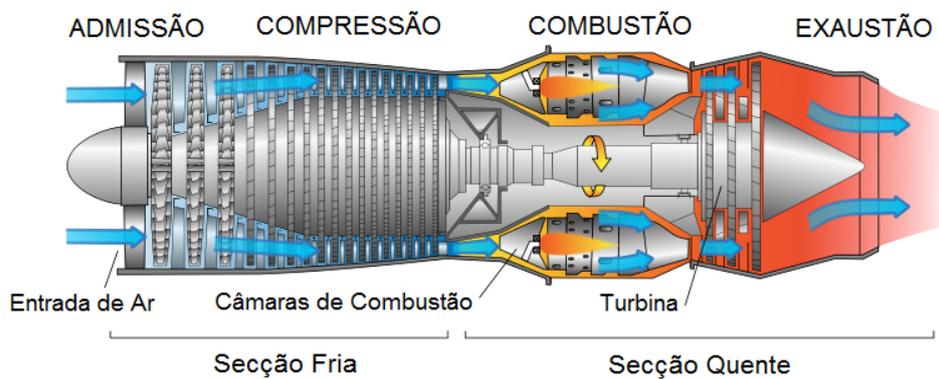


Figura 15 – Diagrama de um motor turbo-jacto

Os turbo-jactos são bastante ineficientes quando operam a velocidades inferiores a Mach 2, a sua eficiência térmica aumenta através da pressão obtida devido à deslocação do avião (aumento do grau de compressão), para além de serem bastante ruidosos caracterizam-se ainda pelo difícil controlo do fluxo de ar

através do motor. A larga maioria dos aviões modernos utiliza uma variação do turbo-jacto conhecida por turbo-fan por motivos económicos. Contudo os turbo-jactos são ainda muito comuns em mísseis de cruzeiro de médio alcance devido à sua elevada velocidade, pequena área frontal e relativa simplicidade. Um motor turbo-jacto produzirá aproximadamente 2,5 libras de impulso por cavalo de potência (15 N/W). Ao contrário do motor estato-reactor, é possível obter um alto impulso estático. Possui uma eficiência interna (térmica) de 20 a 25% e cerca de 75 a 90% de eficiência mecânica (correspondendo um eficiência global de 15% a 25%).

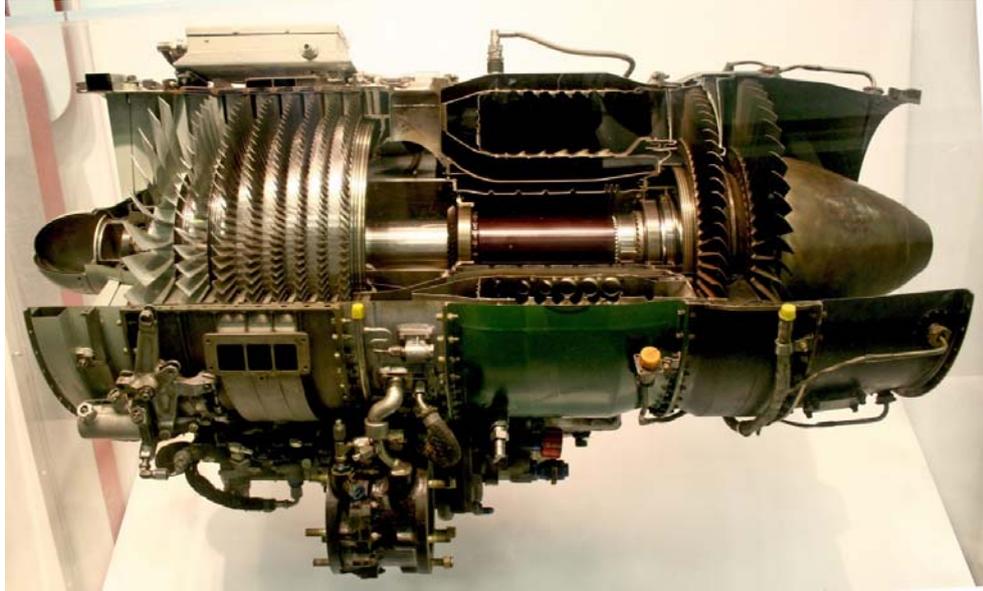


Figura 16 – Motor turbo-jacto J85

MOTOR TURBO-FAN

É o tipo de motor de reacção mais usado na aviação comercial. Fundamentalmente é um turbo-hélice com as seguintes diferenças:

- O hélice é substituída por pequenas pás (fan) que trabalham dentro de uma conduta
- O diâmetro externo das pás é muito menor que o da hélice
- A "fan" é responsável por cerca de 30 a 75 % da força de impulso produzida pelo motor
- Pode ter redutor de velocidade para a "fan"

Este motor tendo maior área frontal do que o turbo-jacto e as pás da "fan" permitem acelerar maior massa de ar do que um motor turbo-jacto. Uma grande quantidade de ar que o turbo-fan acelera não passa no compressor e câmaras de combustão não necessita de ser misturada com combustível. Deste modo o elevado impulso é conseguido com um menor consumo de combustível. Dependendo do consumo específico (impulso líquido/massa de ar admitida), os turbo-fan operam melhor dentro da janela de 200 a 1100 mph, esta é a razão pela qual este tipo de motor se generalizou na aviação civil bem como na militar.

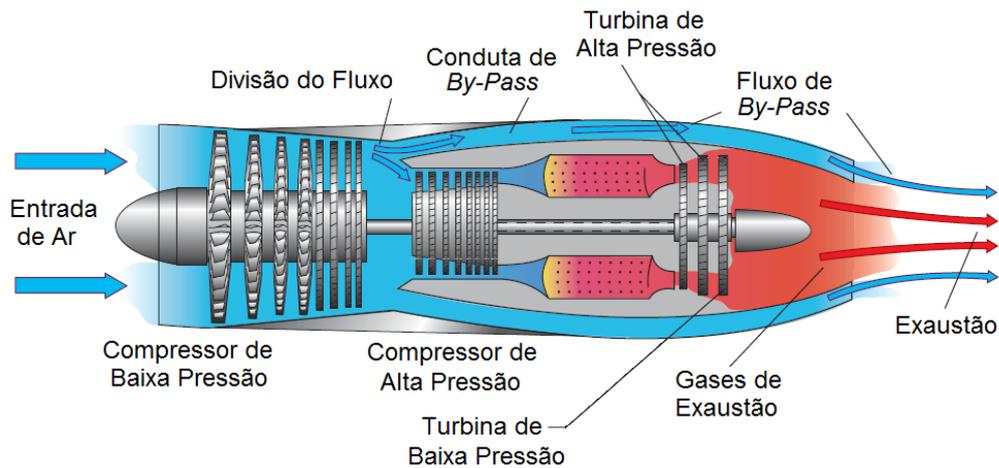


Figura 17 – Diagrama esquemático de um motor turbo-fan de baixo *by-pass*

Os motores turbo-fan são divididos em dois tipos:

- De baixa razão de “by-pass”
- De alta razão de “by-pass”

A razão de “by-pass” é a razão entre a quantidade de ar que passa em torno da zona quente do motor e a quantidade de ar que passa no centro do motor (câmaras de combustão). Esta razão dá-nos uma ideia da massa de ar que é acelerada relativamente ao ar que entra efectivamente na câmara de combustão. A razão de “by-pass” é normalmente usada para distinguir entre os diversos tipos de motores turbo-fan. Baixo “by-pass” para motores com relações até 2:1 e alto “by-pass” para relações acima desta. Os motores de baixo “by-pass” possuem uma eficiência propulsiva superior ao turbo-jacto até velocidades próximas de Mach 1. Alguns tipos de motores de alto “by-pass” como o JT9D, usados na aviação comercial, possuem relações de “by-pass” de 5:1. A eficiência propulsiva deste tipo de motor é comparável à dos motores turbo-hélice. A velocidade de jacto é baixa já que grande parte da energia dos gases de combustão é utilizada para fazer rodar os compressores. Em motores turbo-fan de alto by-pass que possuam um sistema intermédio de pressão, pode ser entreposta outra turbina entre as turbinas de alta e de baixa pressão, obtém-se assim uma configuração de veio triplo (triple spool) como o motor Rolls-Royce Trent 900. Esta solução devido à sua complexidade e custo de manutenção tem sido pouco adoptada.

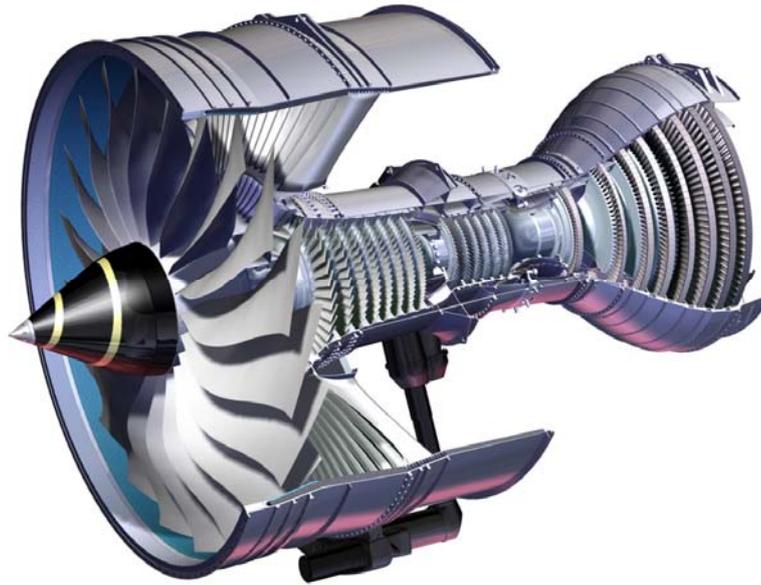


Figura 18 – Motor turbo-fan Rolls-Royce Trent 1000

Há diversos tipos de configurações motores turbo-fan, cada um tendo as suas vantagens e desvantagens. Existem os motores com a “fan” na frente e com a “fan” ligada à turbina como parte desta. Nos motores com “fan” dianteira o ar acelerado pode ser lançado por uma conduta que envolve o motor contribuindo para a sua refrigeração.

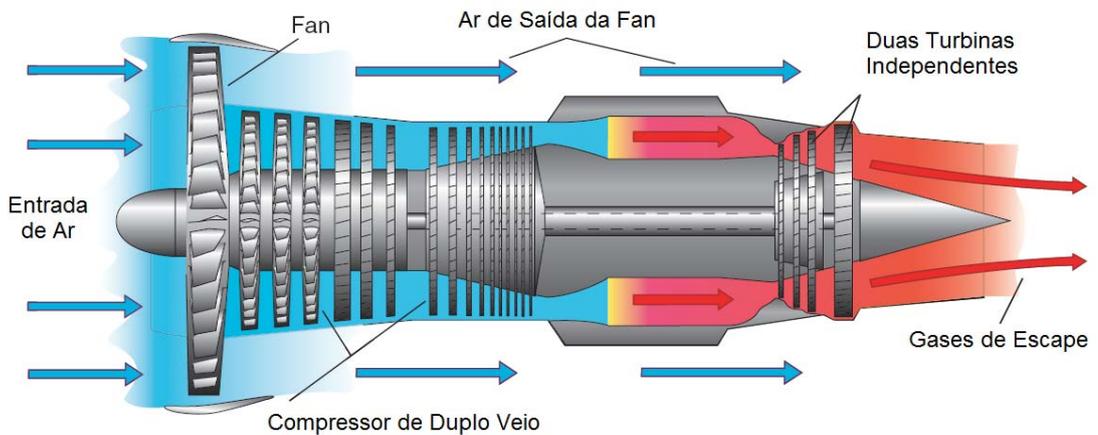


Figura 19 – Diagrama esquemático de um motor turbo-fan de alto by-pass

MOTOR TURBO-COMPOUND

Um motor turbo-compound é um motor que utiliza uma turbina para absorver parte da energia que um motor de pistões desperdiça através dos gases de escape. A turbina está ligada mecanicamente à cambota. Esta turbina permite aumentar a potência debitada pelo motor sem aumentar o consumo de combustível reduzindo assim o consumo específico.

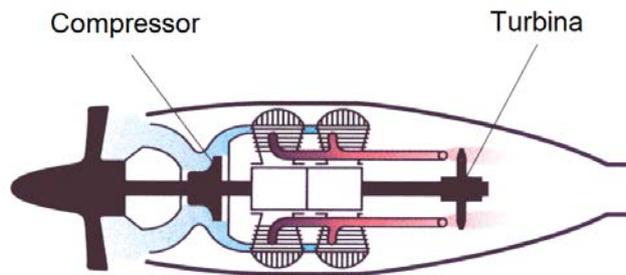


Figura 20 – Diagrama esquemático de um motor turbo-*compound*

Esta turbina, por vezes designada de turbina de recuperação de potência utiliza a energia dos gases de escape. Durante o processo de expansão, e antes do pistão chegar ao ponto morto inferior, a válvula de escape abre maximizando a recuperação de energia pela turbina. Este tipo de motor foi utilizado pela primeira vez durante a segunda guerra mundial mas não saiu da fase de protótipo. Posteriormente percebeu-se que a potência produzida pela turbina se aproximava da potência gerada pelos pistões. Sendo o motor de pistões muito mais complexo e de manutenção mais cara, foi progressivamente sendo abandonado em detrimento do motor turbo-hélice.



Figura 21 – Motor *turbo-compound* do Lockheed *Super Constellation*

MOTOR TURBO-HÉLICE

O turbo-hélice é um motor muito semelhante ao turbo-jacto, em que, em vez de produzir um jacto propulsor de alta velocidade, são colocados andares adicionais na turbina a fim de absorver maior potência dos gases de escape para movimentar o compressor e a hélice através da caixa redutora. De forma geral o motor turbo-hélice é utilizado em aeronaves de pequena a média dimensão de baixa velocidade. Contudo, é possível atingirem-se velocidades na ordem das 550 mph utilizando motores turbo-hélice como é o caso do avião russo Tupolev Tu-95 que utiliza hélices contra-rotativas.



Figura 22 – Tupolev Tu-95 “Urso”

Os motores turbo-hélice são muito eficientes a velocidades abaixo dos 450 mph. A sua aplicação por excelência é em aviões com capacidade “short take-off and landing” (STOL), baixo consumo de combustível e velocidade de cruzeiro moderada. Existem algumas variações dentro dos motores turbo-hélice relativamente à forma pela qual a hélice recebe potência da turbina. O veio de ligação entre a hélice e a turbina pode ser comum ou intercalado por uma caixa redutora. Hoje em dia a solução de turbina livre é mais comum. Neste caso existe uma turbina ligada à hélice num veio coaxial com o veio que liga a outra turbina ao compressor. Isto permite que a hélice rode livremente independentemente da velocidade do compressor. Concorre ainda para o impulso total do motor os gases de escape que devido à expansão sofrida nas várias etapas da(s) turbina(s) possui já pouca energia sendo apenas responsável por cerca de 10% do impulso total. Enquanto a larga maioria dos motores turbo-jacto e turbo-fan existentes actualmente utiliza compressores axiais, os motores turbo-hélice utilizam usualmente um compressor centrífugo no último estágio do compressor.

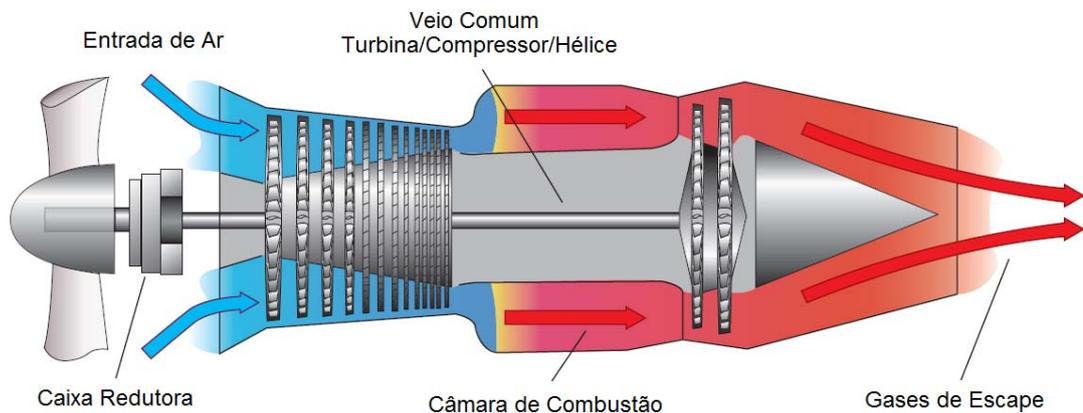


Figura 23 – Diagrama esquemático de um motor turbo-hélice de veio comum

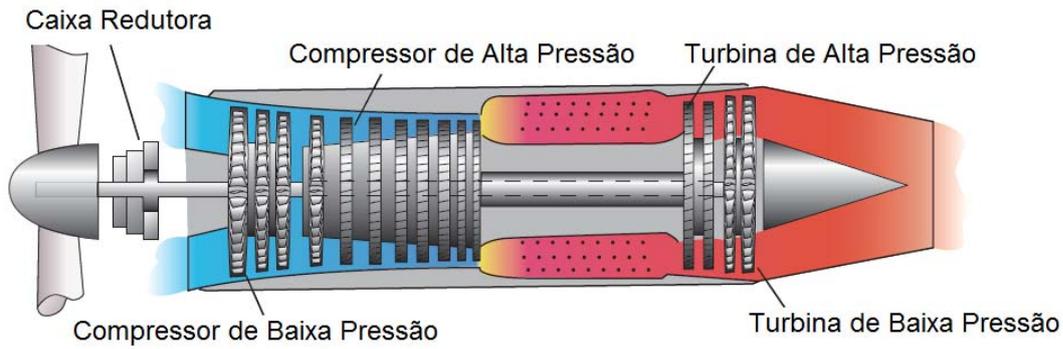


Figura 24 – Diagrama esquemático de um motor turbo-hélice de duplo veio

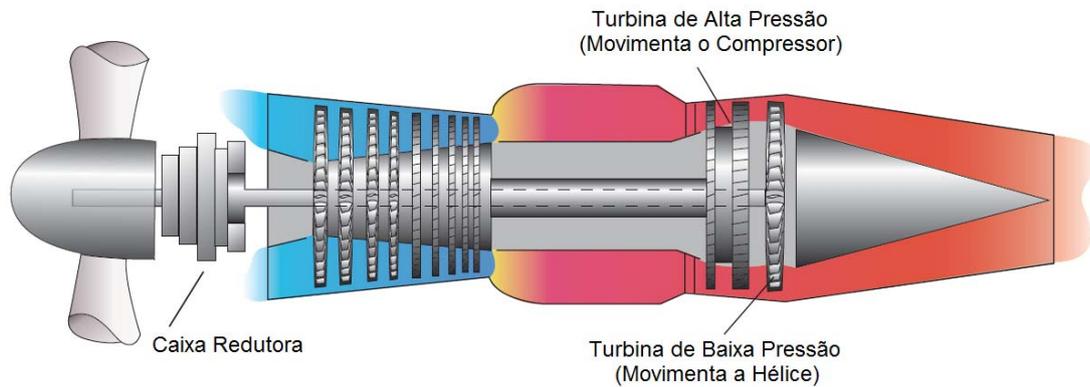


Figura 25 – Diagrama esquemático de um motor turbo-hélice com turbina livre

MOTOR PROFAN

Um motor propfan é basicamente um motor turbo-fan modificado com a "fan" colocada exteriormente à nacele do motor no mesmo eixo do compressor e turbina. Esta pode estar colocada na frente do motor (tractora), ou na retaguarda (impulsora). Os motores propfan são por vezes designados por motores de "bypass" ultra elevado por se conseguirem relações entre o ar acelerado e o ar admitido pelo motor na ordem dos 15:1. Este tipo de motor foi desenvolvido tendo como objectivo obter o desempenho e velocidade de um motor turbo-fan aliado ao consumo de um motor turbo-hélice.

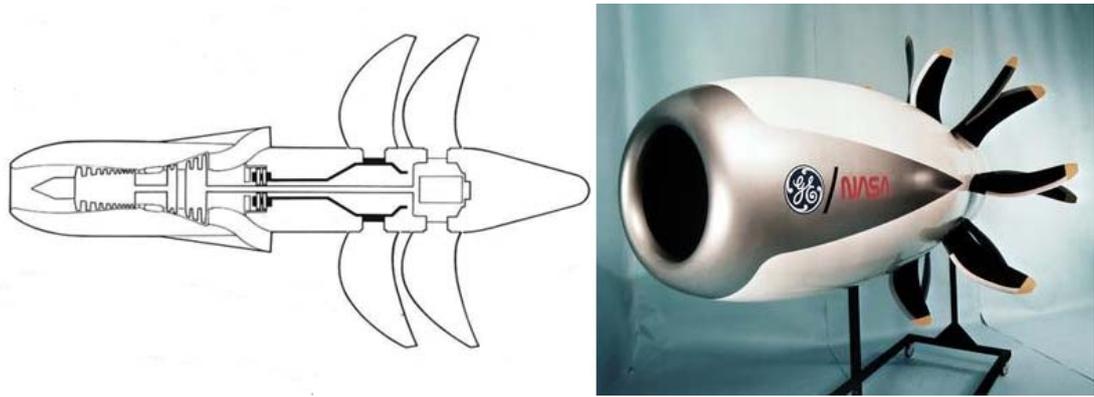


Figura 26 – Esquema de um motor *propfan* e *propfan UDF (unducted fan)* desenvolvida pela NASA/GE

É sabido que os motores turbo-hélice possuem um patamar de operação superior para velocidades próximas das 450 mph. A razão deve-se à perda de eficiência da hélice a alta velocidade devido a um efeito aerodinâmico conhecido como arrasto de onda (wave drag) que ocorre quando a velocidade do fluxo nas pás da hélice atinge a velocidade do som (formação da onda de choque). Uma forma de contornar o problema foi o de colocar mais lâminas na hélice permitindo extrair maior potência propulsiva a uma rotação menor. Mas o problema volta de novo a surgir quando a velocidade do avião combinadas com a velocidade da hélice se aproxima do limiar sónico. O conceito utilizado na construção propfan para contornar o problema é o mesmo que foi utilizado para as asas dos aviões (asas em flecha). Isto resulta numa lâmina de hélice do tipo cimitarra que atrasa a formação das ondas de choque, conseguindo-se atingir velocidades de voo até 0,75 Mach. Inicialmente o conceito pretendia com estas modificações atingir economias de combustível na ordem dos 35% relativamente aos motores turbo-fan o que foi conseguido. Contudo esta eficiência vem à custa de um aumento do ruído que, em conjunto com a descida continuada dos preços do petróleo após o segundo choque petrolífero, levou a que o mercado da aviação altera-se as suas prioridades e todos os projectos com motores propfan fossem colocados na “prateleira”. No entanto a escalada do preço dos combustíveis nos últimos anos fez voltar a nascer o interesse pelo conceito.



Figura 27 – Propfan impulsora desenvolvida pela General Electric



Figura 28 – Propfan *Progress D-27* de configuração tractora utilizada no Antonov An-70

MOTOR TURBO-EIXO

Um motor de turbina de gás que entrega a potência gerada através de um veio, que acciona um mecanismo diferente de uma hélice, designa-se por turbo-eixo. Este motor é muito semelhante ao turbo-hélice. A extracção de potência pode dar-se por uma ligação directa do veio à turbina, ou na variante mais comum, pela utilização de uma turbina livre. Esta turbina colocada depois da turbina que movimenta o compressor, liga a uma caixa redutora de onde se retira a potência mecânica para movimentar normalmente um rotor no caso de aeronaves, ou outros órgãos como bombas e compressores no caso das unidades auxiliares de potência (APU). Este tipo de motor é também aplicado em “hovercrafts”, navios, ou em aplicações industriais. A secção principal do motor não incluído a turbina livre é geralmente designada de secção de geração de gases.

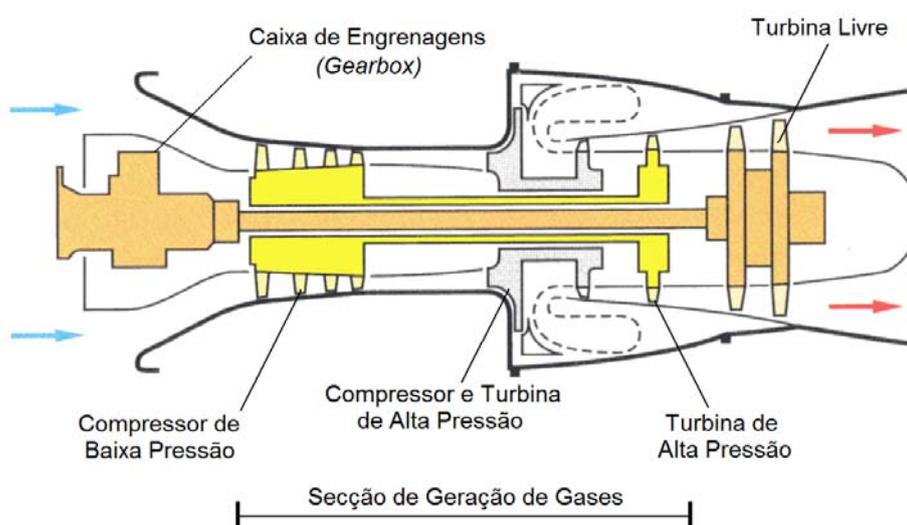


Figura 29 – Diagrama esquemático de um motor turbo-eixo

Idealmente o impulso residual presente nos gases de escape deve ser mínimo e a turbina livre deve poder rodar a qualquer velocidade que a carga exija. Para uma dada potência de saída e comparado com um motor alternativo equivalente, o turbo-eixo é extremamente compacto e leve.



Figura 30 – Motor turbo-eixo de um helicóptero

MOTOR ESTADO-REACTOR (RAM-JET)

Este motor é por vezes designado também de conduta aero-termodinâmica. Caracteriza-se por não possuir partes móveis e consiste numa conduta com uma entrada convergente e uma saída convergente ou convergente-divergente. Na câmara de combustão existe um injetor de combustível e uma vela. Quando em movimento o ar é forçado a entrar na conduta onde perde parte da sua energia cinética aumentando a energia de pressão à medida que passa pela conduta. A energia total é então aumentada pela combustão do combustível e os gases de escape acelerados para a atmosfera pela saída da conduta. O motor somente inicia o seu funcionamento quando a velocidade do móvel em que se encontra instalado for aproximadamente de 250 mph. Quando esta velocidade é atingida a pressão, devido ao impacto do ar (efeito de "ram"), é suficiente para iniciar o funcionamento, após o que a ignição pode ser desligada pois a temperatura acumulada no tubo permite a combustão contínua do combustível. Este tipo de motor está a ser utilizado para propulsionar mísseis que são inicialmente lançados por foguetes e também na combinação do mesmo com motores turbo-jacto. Por si só este motor não é particularmente adequado a aeronaves pois é requerida uma elevada velocidade inicial antes que o motor possa produzir impulso como se pode ver através da relação entre velocidade e eficiência térmica.

Velocidade	Eficiência Térmica
190 mph	1 a 2%
540 mph	8%
970 mph	25%
1600 mph	50%

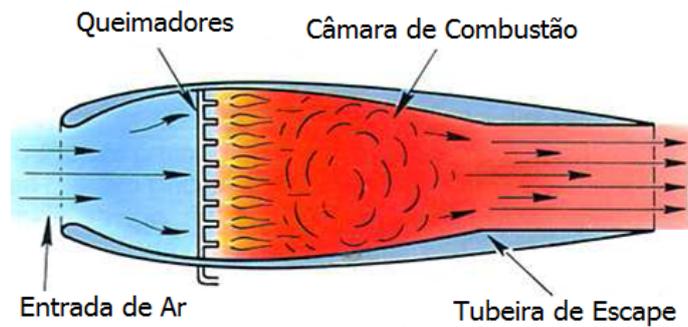


Figura 31 – Diagrama esquemático de um motor estato-actor

No início dos anos 50 foi produzido nos Estados Unidos um helicóptero ultra-leve que utilizava dois motores estato-actor colocados nas extremidades das pás do rotor. O Hiller YH-32 Hornet apesar de ter algumas características interessantes foi incapaz de atrair interesse e foi abandonado.



Figura 32 – Hiller YH-32 *Hornet*

Até hoje a única aeronave a entrar em serviço utilizando um motor misto turbo-jacto/estato-actor foi o SR-71, embora os franceses tenham também desenvolvido e testado uma solução semelhante no Nord 1500 Griffon. Existiram outros projectos semelhantes que utilizavam combinações de motores, turbo-jacto a baixa velocidade, e estato-actor puros a partir de determinada velocidade de voo como, por exemplo, o XF-103 Thunderwarrior, mas nenhum deles passou da fase de projecto.



Figura 33 – Maqueta do avião XF-103 Thunderwarrior

MOTOR PULSO-REACTOR

O pulso-reactor utiliza o princípio da combustão intermitente e, ao contrário do estado-reactor, pode operar na condição estática. O motor é formado por uma conduta aerodinâmica semelhante ao ram-jet sendo, devido às maiores pressões envolvidas, de construção mais robusta. É constituído por um tubo com forma especial com a finalidade de diminuir a velocidade do ar admitido no seu interior. Na parte dianteira do tubo existe um conjunto de válvulas mantidas fechadas por acção de molas. A abertura das mesmas faz-se pela pressão de impacto do ar e a redução interna de pressão pela deslocação do motor. O motor é formado por uma conduta aerodinâmica semelhante ao ram-jet sendo, devido às maiores pressões envolvidas, de construção mais robusta. É constituído por um tubo com forma especial com a finalidade de diminuir a velocidade do ar admitido no seu interior. Na parte dianteira do tubo existe um conjunto de válvulas mantidas fechadas por acção de molas. A abertura das mesmas faz-se pela pressão de impacto do ar e a redução interna de pressão pela deslocação do motor.

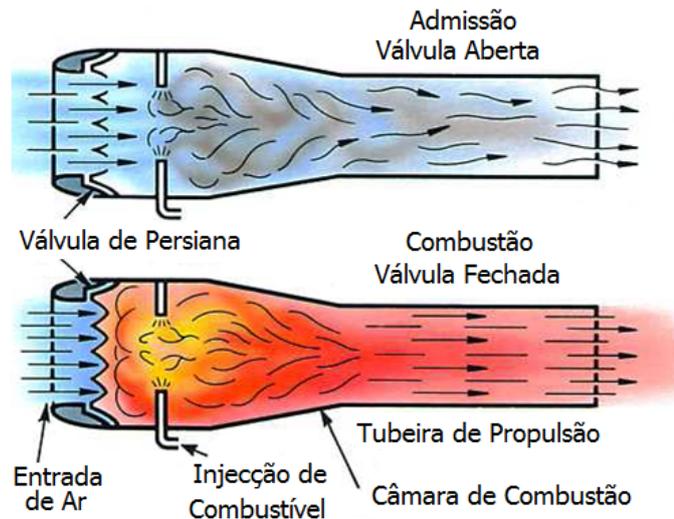


Figura 34 – Diagrama esquemático de um motor pulso-reactor

Para o motor iniciar o seu funcionamento é necessário colocar na câmara ar comprimido que, misturado com o combustível, formará a carga para a combustão. Inicialmente, uma vela iniciará a combustão sendo depois o calor acumulado responsável pelas combustões seguintes. Quando ocorre a combustão as válvulas fecham devido à pressão dos gases queimados que actuam em todas as direcções. Como a parte traseira do tubo é aberta, os gases saem criando uma força de acção que impulsiona o motor para a frente. Durante o escape a pressão interior diminui para valores inferiores à pressão atmosférica, provocando a abertura das válvulas e assim, a entrada de uma nova quantidade de ar para ser misturado com o combustível que é injectado continuamente. Este ciclo de funcionamento repete-se milhares de vezes por minuto e embora o fluxo combustível seja contínuo o funcionamento do motor não é. A combustão é intermitente, uma vez que a mesma só ocorre quando a mistura ar/combustível atinge o ponto de inflamação. Desta forma o motor apresenta um barulho pulsativo cuja frequência depende do comprimento do tubo de escape. O impulso é praticamente contínuo porque a frequência das combustões é bastante elevada. O motor pulso-jacto não é adequado à propulsão de aeronaves devido ao seu elevado consumo de combustível sendo também incapaz de igualar o desempenho dos modernos motores de turbina a gás.



Figura 35 – Bomba voadora V-1 equipada com o motor pulso-jacto Argus As 014

MOTOR FOGUETE (ROCKET)

A forma mais simples de foguete é um tubo de metal, ou mesmo papel, cheio de pó de pólvora ou de qualquer outro tipo de mistura química que arda rapidamente. Os gases provenientes da combustão são expelidos para a traseira do tubo impulsionando o foguete para a frente. O mesmo princípio é o utilizado nos actuais foguetões usados para transportar satélites e humanos em viagens espaciais. Apesar do motor foguete ser um motor de jacto possui uma diferença fundamental dos restantes: não utiliza o ar atmosférico como fluido de jacto propulsivo. Produz o seu próprio fluido propulsivo através da combustão de combustível líquido ou quimicamente decomposto com o oxigénio que transporta, permitindo-lhe assim operar fora da atmosfera terrestre.

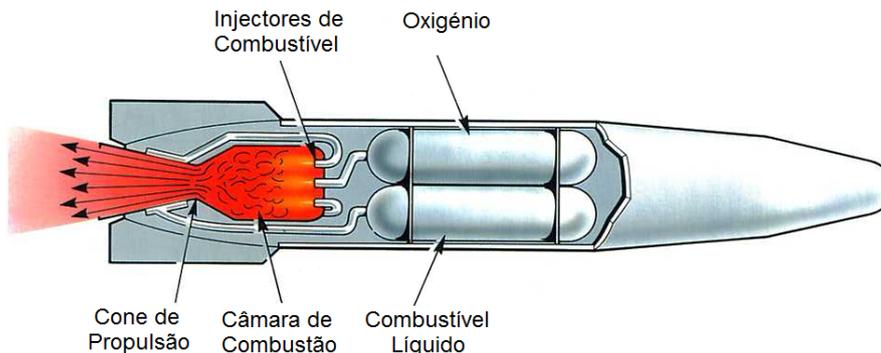


Figura 36 – Diagrama esquemático de um motor foguete

A força de reacção produzida por este tipo de motor é igual à força de aceleração dos produtos da combustão. Este motor é contudo complexo e pesado, e apresenta um grande consumo de combustível. É, no entanto, capaz de desenvolver um força de impulso muito grande ainda que por pouco tempo dado o seu elevado consumo de combustível.



Figura 37 – Motor foguete principal do *Space Shuttle*

COMBINAÇÃO DE DOIS TIPOS DE MOTORES

Na tentativa de melhorar a eficiência dos motores e solucionar os problemas de alta velocidade, foram projectados e construídos motores obtidos pela combinação de dois tipos: o turbo-jacto com estato reactor, conhecido por turbo-estato, e o turbo-jacto com foguete, chamado turbo-foguete:

Turbo-Estato

É uma combinação em que o motor turbo-jacto possui externamente uma conduta que forma o estato-reactor. Nas descolagens, subidas e aterragens, o avião com motor turbo-estato é propulsionado pelo motor turbo-jacto, enquanto em cruzeiro a propulsão é garantida pelo estato-reactor.



Figura 38 – Avião SR-71 pioneiro no uso operacional de estato-reactores

O turbo-jacto é usado até Mach 3, sendo utilizado o estato-reactor para velocidades superiores. Nestas velocidades o turbo-jacto deixa de funcionar porque as alhetas guias bloqueiam a entrada de

ar para o compressor.



Figura 39 – Motor turbo-estato Pratt & Whitney J58 que equipava o SR-71

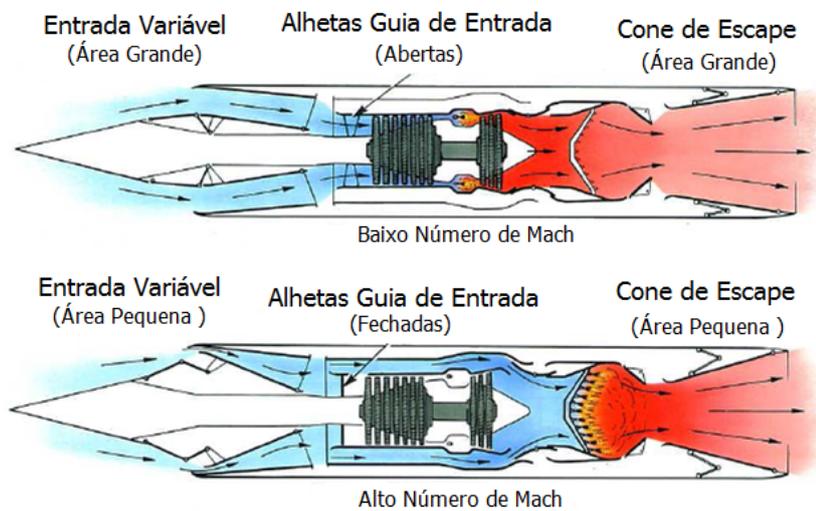


Figura 40 – Diagrama esquemático do motor J58 para funcionamento turbo-jacto e estato-reactor

Turbo-Foguete

É um motor mais leve e menor que o turbo-estato tendo no entanto, elevado consumo de combustível. O avião ou veículo em que o mesmo for instalado, tem que transportar o oxigénio necessário para o funcionamento do foguete. Este motor tem um compressor de baixa pressão accionado por meio de uma turbina que recebe os gases da combustão do combustível e do oxigénio líquido. Como a temperatura destes gases é muito elevada, é-lhes misturado combustível afim de os arrefecer e não danificar a turbina. Este combustível mistura-se posteriormente com o ar do compressor e é queimado no queimador posterior do motor.

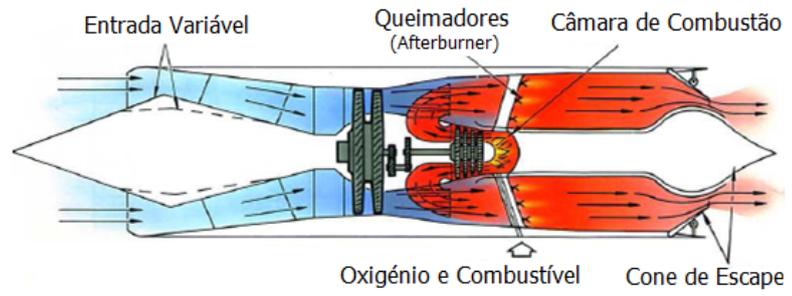


Figura 41 – Diagrama esquemático de um motor turbo-foguete

COMPOSIÇÃO DO MOTOR DE TURBINA

ENTRADA DE AR

A entrada é construída na estrutura da aeronave ou parte frontal da “nacele” do motor e tem a finalidade de fornecer o ar necessário ao compressor ou “fan”, relativamente livre de turbulências, para o correcto funcionamento do motor em toda a gama de regimes e em toda a gama de velocidades e de ângulos de ataque da aeronave.

A pressão do fluxo de ar no interior da conduta é inferior à pressão ambiente, enquanto o avião se encontra no solo parado ou a rolar a baixa velocidade, devido à grande velocidade do ar através da entrada de ar. À medida que aumenta a velocidade do avião aumenta a pressão do fluxo na entrada de ar. O ponto em que a pressão na entrada de ar é igual à pressão ambiente é designado “ram pressure recovery” e é normalmente atingido entre Mach 0,1 e Mach 0,2.

Para velocidades superiores à velocidade correspondente ao ponto de “ram pressure recovery” a pressão na entrada de ar é superior à pressão ambiente. Quanto maior for a velocidade maior é a pressão na entrada de ar (aumento do efeito de “ram”).

Algumas entradas de ar possuem portas de entrada de ar secundárias que permitem uma entrada de ar suplementar para o compressor quando o motor se encontra a funcionar a alta potência com avião no solo ou em voo a baixa velocidade (elevado ângulo de ataque).



Figura 42 – Entradas de ar secundárias do Harrier

TIPOS DE ENTRADAS DE AR

As entradas de ar são de dois tipos, em função da velocidade do fluxo de ar que as atravessa:

- Tipo subsónica
- Tipo supersónica

O tipo subsónico é utilizado em aeronaves cuja velocidade máxima é inferior à velocidade do som. Formam uma conduta divergente a fim de provocarem uma redução da velocidade e um aumento da pressão do ar até à entrada do compressor. A entrada mais comum tem secção circular e é denominada tipo "pitot". Este tipo de entrada pode ser simples ou dupla, maximiza o "ram effect" e minimiza a perda de "ram pressure" com o aumento de altitude. A sua eficiência diminui quando o avião se aproxima da velocidade do som devido à formação da onda de choque.

Quando o motor se encontra instalado na cauda da aeronave (tail cone) a entrada de ar tem a forma de S. este tipo de entrada é pouco eficiente a baixa velocidade de voo e vento cruzado por provocar um fluxo de ar instável.

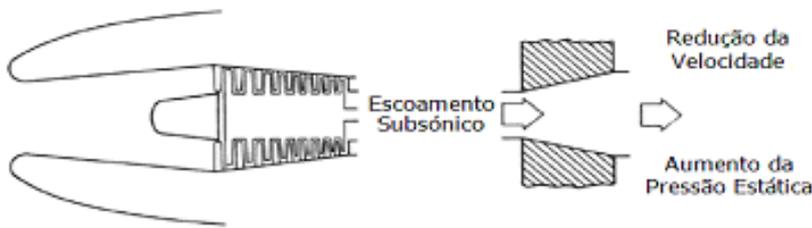


Figura 43 – Conduta subsónica divergente

As entradas de ar supersónicas são um tipo particular de entrada de ar por terem que fornecer sempre um fluxo de ar com velocidade subsónica à entrada do compressor, mesmo quando a aeronave voa a velocidade supersónica. Esta entrada tem que proporcionar uma recuperação de pressão do fluxo de ar quando a velocidade de voo é subsónica e provocar uma redução da velocidade do escoamento no seu interior (para velocidades subsónicas) e controlo da onda de choque na entrada quando a velocidade de voo é superior à velocidade do som.

Para poder satisfazer os dois requisitos atrás referidos a entrada de ar forma uma conduta convergente-divergente ou então é de geometria variável. No segundo caso, a entrada de ar forma uma conduta divergente quando a velocidade de voo é subsónica e uma conduta convergente-divergente se a velocidade de voo for supersónica.

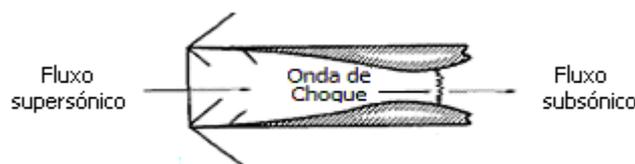


Figura 44 – Conduta convergente-divergente

Na conduta convergente-divergente existe uma diminuição gradual da área do "supersonic diffuser", da frente para a retaguarda, a fim de reduzir a velocidade do ar para valores abaixo de Mach 1. A partir do

ponto em que a velocidade é inferior a Mach 1 existe um aumento da área do “subsonic diffuser” para que a velocidade do ar continue a diminuir e haja um aumento de pressão. A utilização de “pill doors” permitem controlar de forma adequada a quantidade de ar que chega ao compressor.

A variação da secção da conduta da entrada de ar permite o correcto controlo da velocidade do escoamento e das ondas de choque. A variação de área é conseguida por um de dois processos:

- Painéis móveis à entrada da conduta
- Corpo móvel no interior da conduta

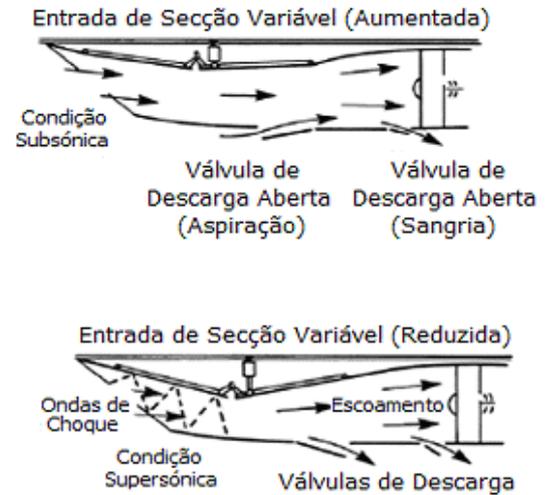


Figura 45 – Entrada de ar de geometria variável (painéis móveis)

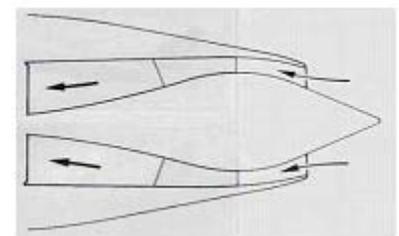


Figura 46 – Entrada de ar de geometria variável (corpo móvel interior)

COMPRESSORES

Quanto maior for a quantidade de ar que se conseguir colocar nas câmaras de combustão mais combustível será adicionado a esse ar, e maior será a expansão dos gases da combustão através da turbina sendo maior o impulso produzido pelo motor. A forma de se conseguir aumentar a quantidade de ar para as câmaras de combustão consiste em comprimir, em compressores, o ar admitido pelo motor (aumento de pressão e diminuição de volume).

TAXA DE COMPRESSÃO

A taxa de compressão é a razão entre a pressão de saída e de entrada do compressor. A taxa de compressão indica quantas vezes a pressão de admissão de ar foi aumentada no compressor. Quando se diz que um compressor tem uma taxa de compressão de 10:1, isto significa que a pressão do ar na saída do compressor é dez vezes superior à pressão de entrada.

A taxa de compressão é um factor de grande importância no desempenho do motor de reacção uma vez que os motores com compressores com alta taxa de compressão têm baixo consumo específico de combustível, como pode verificar-se na figura 49.

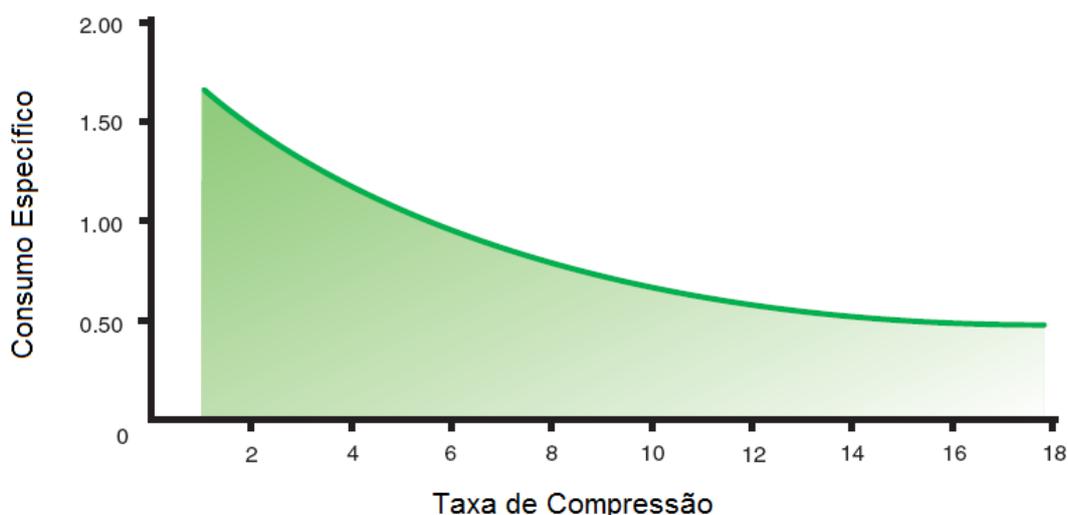


Figura 47 – Relação entre o consumo específico e taxa de compressão

TIPOS DE COMPRESSOR

Nos motores a reacção os compressores utilizados são do tipo axial, centrífugo ou a combinação de ambos os tipos. O compressor axial gera um fluxo de ar paralelo ao eixo longitudinal do motor. O compressor centrífugo é semelhante ao utilizado nos motores convencionais sobrealimentados, e gera um fluxo centrífugo. A combinação de um compressor axial e de um centrífugo é comum nos modernos motores de média e baixa potência.

Vantagens e Desvantagens de Cada Tipo de Compressor

Cada tipo de compressor tem, em relação ao outro, vantagens e desvantagens, assim:

- O compressor axial tem sobre o centrífugo as seguintes vantagens:
 - Maior eficiência;
 - Menor área frontal;
 - Menor resistência ao avanço;

- Comprime duas vezes mais ar que o compressor centrífugo com área frontal equivalente;
- Maior taxa de compressão.
- O compressor centrífugo tem como vantagens sobre o axial:
 - Maior robustez (menos vulnerável a danos);
 - Maior facilidade de fabricação;
 - Menor custo de fabricação;
 - Maior vida útil.

COMPRESSOR CENTRÍFUGO

Este tipo de compressor é constituído por três componentes principais:

- Rotor;
- Difusor;
- Colector.

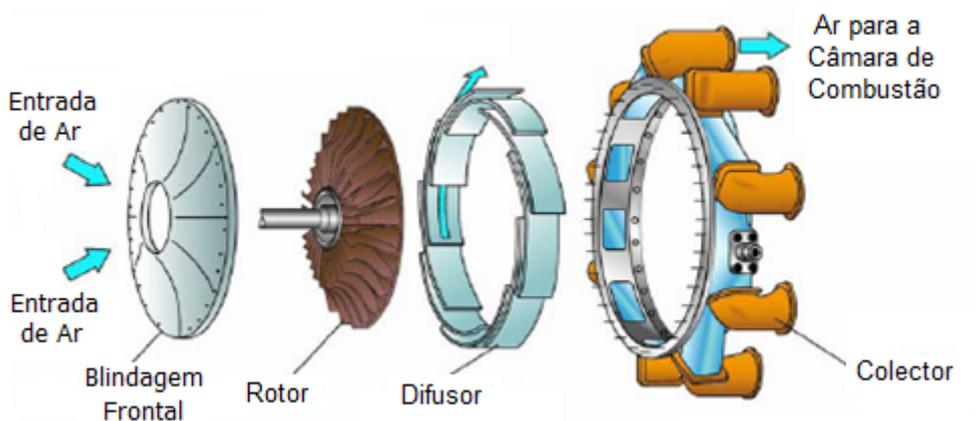


Figura 48 – Elementos constituintes de um compressor centrífugo

Funcionamento

O ar entra continuamente no centro do compressor através das pás guias de entrada, “inlet guide vanes” (IGV), que o direcciona paralelamente ao veio do rotor. O rotor (impeller), accionado pela turbina, roda a elevada velocidade forçando o ar em direcção à ponta das pás aumentando-lhe a velocidade (energia cinética) devido à força centrífuga. As pás do rotor formam passagens divergentes que provocam uma diminuição da velocidade e um aumento da pressão de ar à medida que este se desloca para a periferia do rotor. O ar que sai do rotor passa pelo difusor que consiste em condutas fixas divergentes destinadas a converter a energia cinética (velocidade em energia potencial (pressão)). À saída do difusor o ar é canalizado, através de colectores, para as câmaras de combustão. A este tipo

de compressor, a compressão do ar é conseguida em cerca de 50% no rotor e em 50% no difusor. As razões de compressão podem ir até 4:1, no caso do compressor simples, ou 15:1, no caso de um compressor duplo. Velocidades excessivas da ponta das pás do rotor e grandes cargas centrífugas impedem o uso de um terceiro compressor.

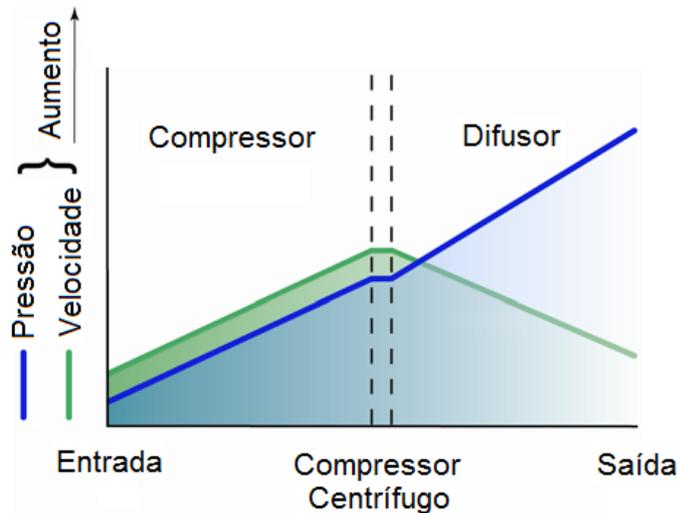


Figura 49 – Relação entre pressão e velocidade do escoamento

Construção

O rotor consiste num disco de alumínio forjado com pás dispostas radialmente, apenas numa face ou em ambas conforme se trate de um compressor simples ou duplo. As pás formam entre si passagens divergentes. A parte das palhetas junto ao veio (onde o ar é admitido) tem uma curvatura com a finalidade de modificar a direcção do fluxo de ar que chega axialmente ao rotor.

O difusor, que pode ser parte integrante do cárter do rotor, tem instaladas pás que formam entre si passagens divergentes.

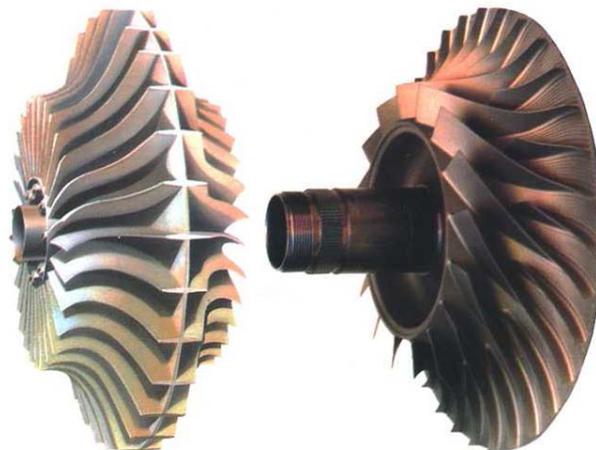


Figura 50 – Compressor centrífugo duplo e simples

COMPRESSOR AXIAL

O princípio de funcionamento do compressor axial é semelhante ao do compressor centrífugo. Ambos convertem a energia cinética em energia potencial de pressão, embora o meio para o conseguir seja diferente.

O compressor de fluxo axial é constituído por várias fiadas de pás rotoras (palhetas do rotor), com perfil aerodinâmico, intercaladas por fiadas de pás fixas (pás do estator) também com perfil aerodinâmico. Cada conjunto formado por um estator e um rotor formam um andar de compressão. Para se atingirem altas taxas de compressão são necessários vários andares.

Normalmente é instalado, à entrada do compressor, um conjunto de pás estáticas com a finalidade de direccionar o fluxo de ar com a direcção adequada para as pás rotoras do primeiro andar de compressão. Nos modernos motores estas pás têm ângulo de incidência variável que é controlado automaticamente a fim de compensar as alterações de fluxo do ar nas diferentes condições de operação do motor. Nos motores turbo-fan não existe este conjunto de pás. Os espaços quer entre as pás rotoras quer entre as pás fixas formam condutas divergentes.

Para que a velocidade axial do fluxo de ar se mantenha constante ao longo do compressor existe uma Da parte dianteira para a traseira do compressor, isto é, da região de baixa pressão para a de alta pressão, há uma diminuição gradativa do comprimento das palhetas, devido à diminuição de volume de ar com esta razão de conicidade na passagem do ar, consegue-se manter constante a velocidade axial do fluxo que atravessa o compressor. O bloco do rotor onde estão instaladas as palhetas tem uma forma tronco-cónica para assim, tornar a passagem do ar entre o rotor e o estator convergente.

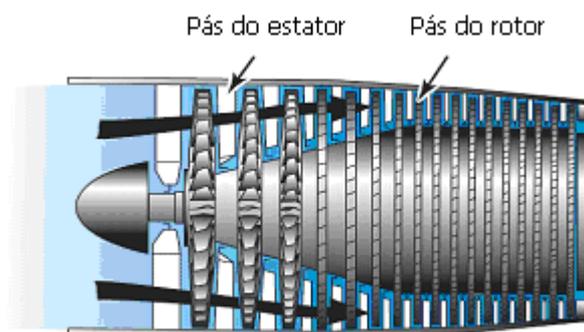


Figura 51 – Pormenor da passagem convergente entre o estator e rotor

Funcionamento

No rotor, que é accionado pelo veio da turbina e que roda a elevada velocidade, a energia mecânica é convertida em energia cinética (velocidade) e em energia potencial (pressão) do fluxo de ar. A temperatura do ar aumenta e o volume diminui.

No estator a energia cinética é convertida em pressão e o ar continua a aumentar de temperatura e a diminuir de volume. As pás fixas do estator corrigem a deflexão sofrida pelo ar nas pás do rotor de

modo a que o fluxo atinja as pás rotoras do andar seguinte com um correcto ângulo de ataque. Esta sequência repete-se até ao último andar de compressão. A correcção da deflexão do fluxo efectuada nas pás fixas do último andar de compressão elimina a tendência da formação de vórtices permitindo fornecer um fluxo de ar uniforme às câmaras de combustão.

Comparando o compressor axial com o compressor centrífugo, o rotor do primeiro corresponde ao rotor ou "impeller" do segundo e o estator do compressor axial corresponde ao difusor do compressor centrífugo.

A taxa de compressão em cada andar do compressor axial é muito baixa, cerca de 1,2:1, sendo necessário um elevado número de andares para se obter uma alta taxa de compressão. Contudo, a utilização de sucessivos andares de compressão permite a obtenção de elevadas taxas de compressão, superiores a 35:1 (pressão à saída do compressor superior a 80 PSI e temperaturas do ar superiores a 600 °C).

A taxa de compressão em cada andar de compressão é limitada a valores muito baixos de modo a que a razão de difusão e o ângulo de ataque das pás do compressor não atinjam valores que causem a descolagem da camada limite de ar das mesmas e, conseqüentemente, a perda no compressor.

A pequena taxa de compressão em cada andar, juntamente com o fluxo ar axial e uniforme, contribuem para que o compressor axial tenha grande eficiência. Por outro lado, a velocidade do ar dentro do compressor sendo subsónica, próximo de Mach 0,9, faz com que as perdas causadas por fugas sejam reduzidas. O mesmo não acontece no compressor centrífugo, onde em certas zonas do "impeller", o fluxo atinge velocidades supersónicas (próximas de Mach 1,2).

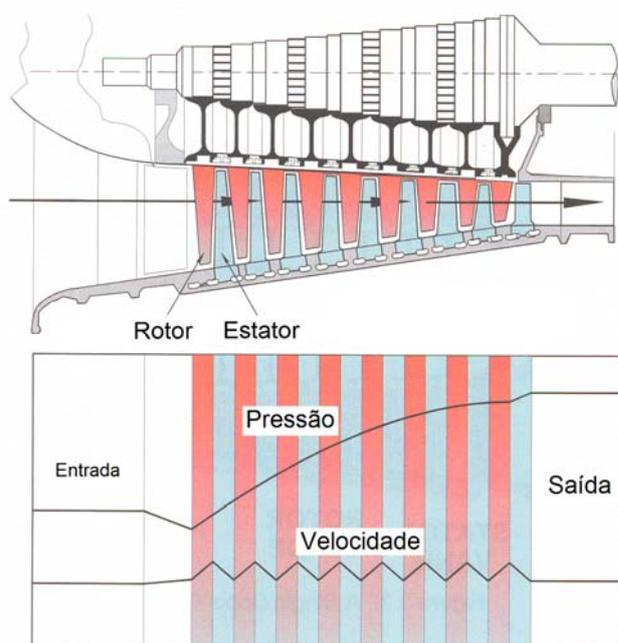


Figura 52 – Variação da velocidade e pressão ao longo de um compressor axial

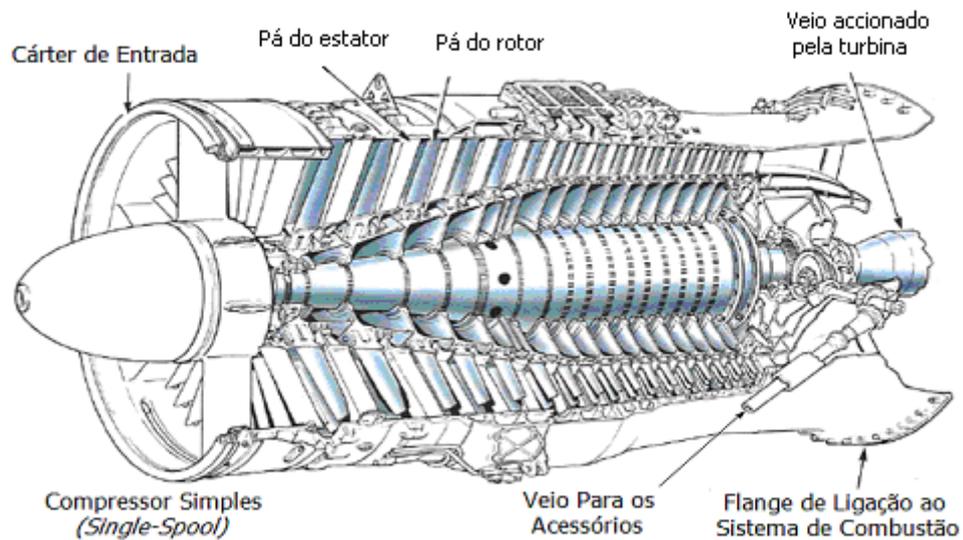


Figura 53 – Composição de um compressor axial

Tipos de compressor axial

Os compressores axiais podem ser:

- Simples (Single spool);
- Duplos (Twin spool);
- Triplos (Triple spool).

Devido às baixas taxas de compressão de cada andar, é necessário um compressor com elevado número de andares para que se obtenham valores satisfatórios de taxa de compressão. Contudo, um grande número de andares de compressão dificulta a flexibilidade de operação em termos de velocidade de rotação do motor.

O ângulo de ataque das pás do compressor é função da velocidade de rotação das pás e da velocidade axial do fluxo de ar. Normalmente o ângulo óptimo é obtido próximo das máximas RPM do motor. Fora desta gama de velocidade de rotação pode surgir a perda no compressor. Uma das formas de evitar este inconveniente consiste na divisão do compressor em duas ou três secções, cada uma delas ligada a uma turbina, e rodando cada conjunto a velocidades diferentes.

Se o compressor tiver duas secções, a primeira (a seguir à entrada de ar do motor) designa-se compressor de baixa pressão e a segunda, compressor de alta pressão. Um conjunto compressor turbina forma um "spool" e os diferentes "spools" são ligados através de veios concêntricos. As turbinas têm designações correspondentes aos compressores a que se encontram ligadas, turbina de alta e turbina de baixa pressão.

No caso de um compressor com três secções as designações são: compressor de baixa pressão, compressor intermédio e compressor de baixa pressão. As turbinas têm designações equivalentes.

Quando é alterada a potência do motor as velocidades de rotação dos compressores variam de forma diferenciada conseguindo-se manter ângulos de ataque das pás dentro de valores aceitáveis.

Outra grande vantagem do compressor "multi-spool" é a possibilidade do compressor de alta pressão poder desenvolver maiores velocidades sem atingir um número de Mach que limite as velocidades operacionais. Isto deve-se ao facto de, devido à elevada compressão, a temperatura do ar ser muito alta aumentando a velocidade do som local que, por sua vez, faz aumentar o número de Mach.

Existe ainda uma outra vantagem do compressor "multi-spool" que consiste na redução de peso e tamanho do sistema de arranque do motor. Neste caso o sistema de arranque faz girar apenas o compressor de alta sendo necessário menos torque.

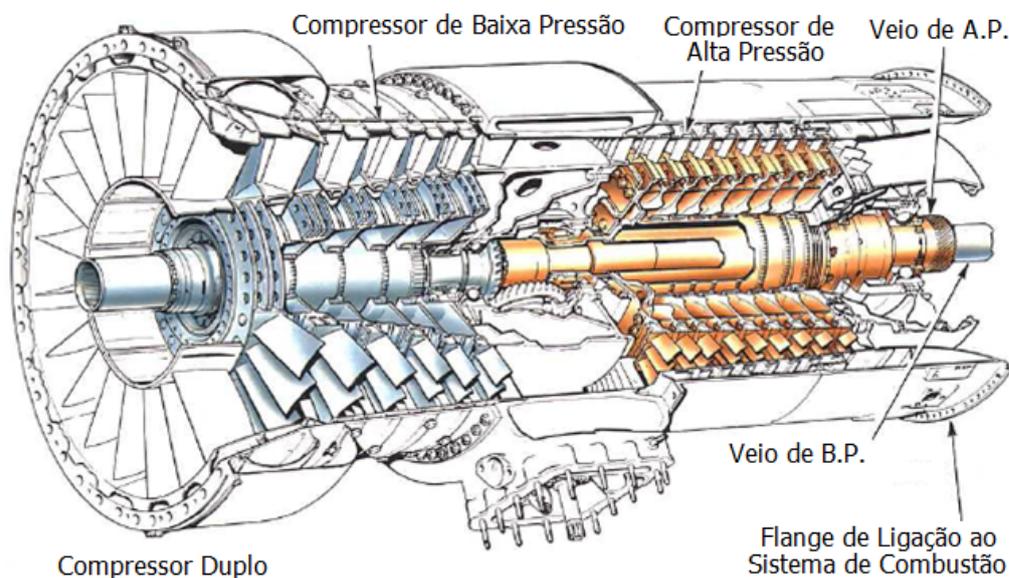


Figura 54 – Esquema de um compressor axial de duplo veio

Construção

Rotor

O rotor pode ser de corpo único ou de discos. O primeiro consiste numa única peça, designada tambor, de forma tronco-cónica, onde são instaladas as pás. A Zona onde estas são fixas possui maior espessura a fim de poder suportar cargas radiais e cargas axiais.

O rotor de discos é formado por vários discos, onde são fixas as pás, instalados no veio do compressor e separados entre si por anéis espessadores. A zona interior do disco tem menor espessura uma vez que este tem apenas que suportar cargas radiais. As cargas axiais são suportadas pelos anéis espessadores. Tanto um como o outro tipo de rotor e respectivos veios são construídos em aço.

Pás do Rotor

As pás do rotor têm secção com perfil aerodinâmico. São normalmente construídas em aço

podendo, nos andares de baixa pressão, ser construídas em liga de titânio. Diminuem de tamanho do primeiro para o último andar do compressor e são fixas com uma pequena folga a fim de aliviar as tensões.

Para que o ângulo de ataque se mantenha constante ao longo da pá, esta apresenta uma torção desde a raiz até à ponta (menor ângulo de incidência junto à raiz). O ângulo de ataque é função da velocidade axial do fluxo de ar e da velocidade linear da pá. Como esta última varia ao longo da envergadura da pá, se não existisse torção o ângulo de ataque seria também diferente ao longo da envergadura da pá.

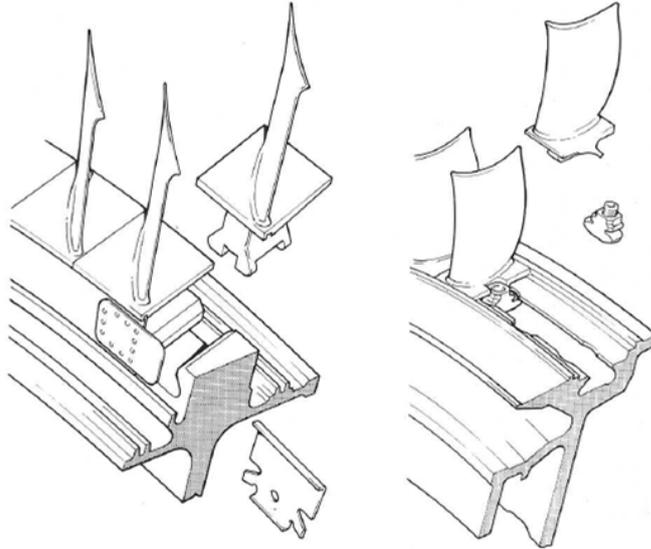


Figura 55 – Exemplos de métodos de fixação das alhetas

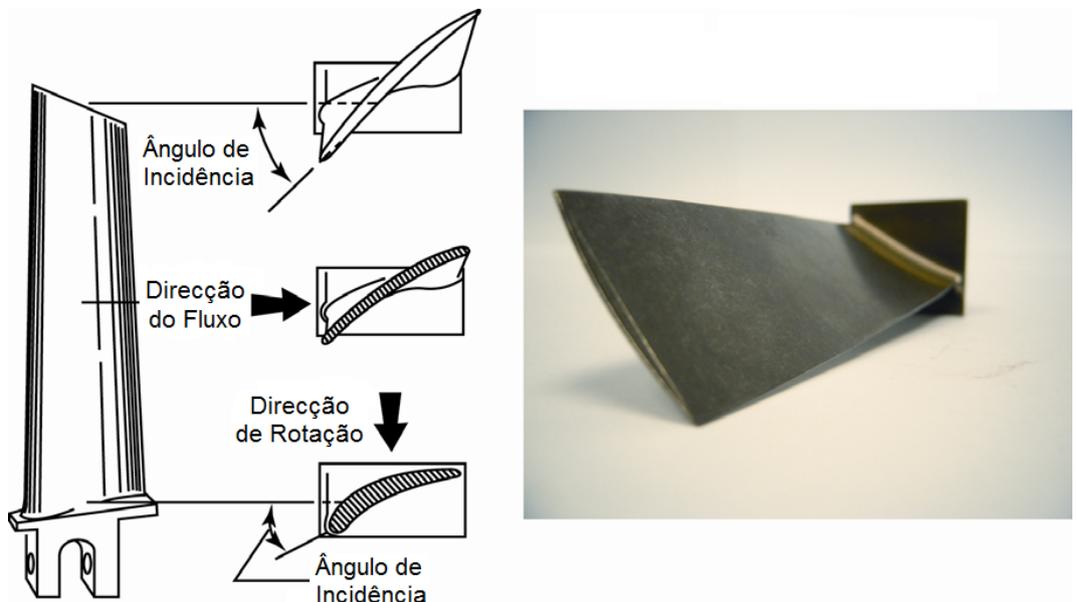


Figura 56 – Torção da pá para correcção do ângulo de ataque

Estator

O estator consiste basicamente numa tubeira onde são instalados, na parte interior, conjuntos de pás separados entre si. Entre cada dois conjuntos de pás roda um conjunto de pás rotoras.

Pás do estator

As pás do estator, à semelhança das pás rotoras, têm secção com perfil aerodinâmico. São normalmente construídas em liga de aço ou de níquel, podendo, nos andares de baixa pressão, ser construídas em liga de titânio. Podem ser pás simples ou formar blocos de 4 ou cinco pás. Diminuem de tamanho do primeiro para o último andar do compressor.

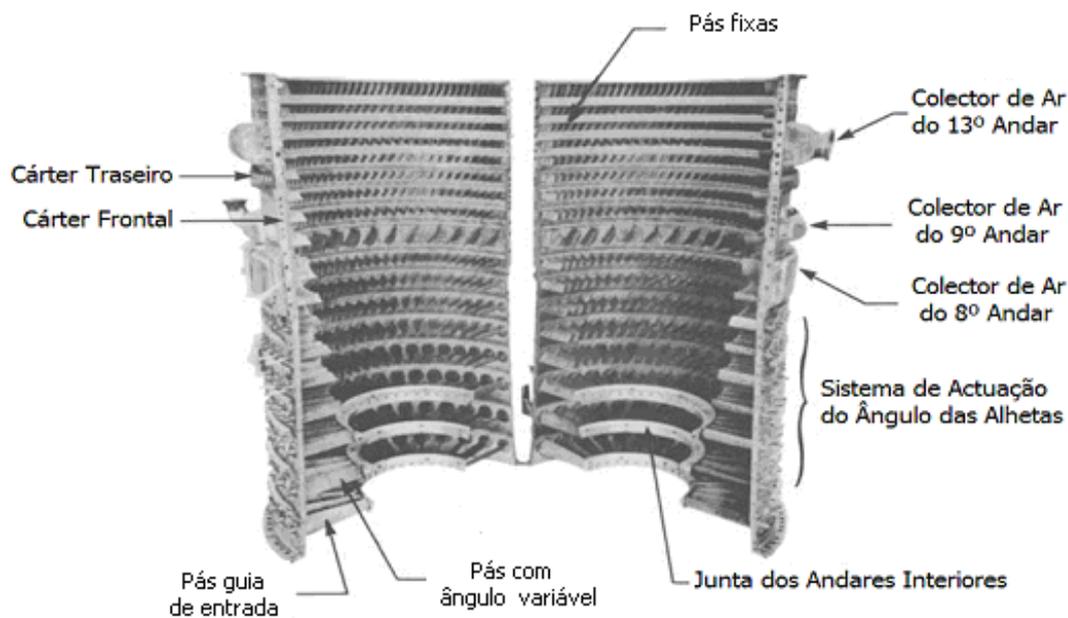


Figura 57 – Constituição de um cárter

Pás da "Fan"

As pás da "fan" (compressor de baixa pressão) possuem grande envergadura e grande comprimento de corda. Eram inicialmente manufacturadas em titânio sendo mais tarde utilizadas as fibras de carbono. Actualmente são construídas em materiais compósitos (favo de abelha) revestidos por coberturas em titânio. Estes materiais conferem às pás grande resistência e baixo peso.

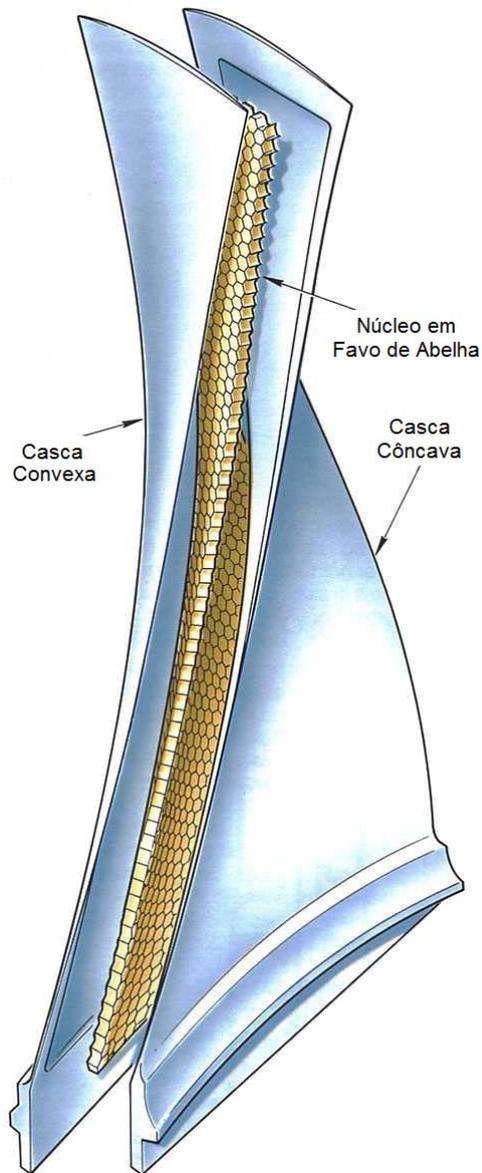


Figura 58 – Método de construção utilizado actualmente para produzir pás de grande dimensão

MANUTENÇÃO DA VELOCIDADE AXIAL DE AR AO LONGO DO COMPRESSOR

A conduta formada pelo tambor do rotor e o revestimento do compressor é designada "Air annulus". Esta conduta é convergente de modo a garantir que a velocidade axial do ar se mantenha à medida que esta é comprimida (aumento de pressão e diminuição de volume). A convergência gradual é conseguida através de:

- Da forma do revestimento exterior do compressor (conduta convergente);
- Da forma do tambor do rotor (forma tronco-cónica);
- Da combinação dos dois processos

É devido a esta convergência gradual que, tanto as pás do rotor, como as pás do estator, diminuem de tamanho desde o primeiro até ao último andar do compressor.

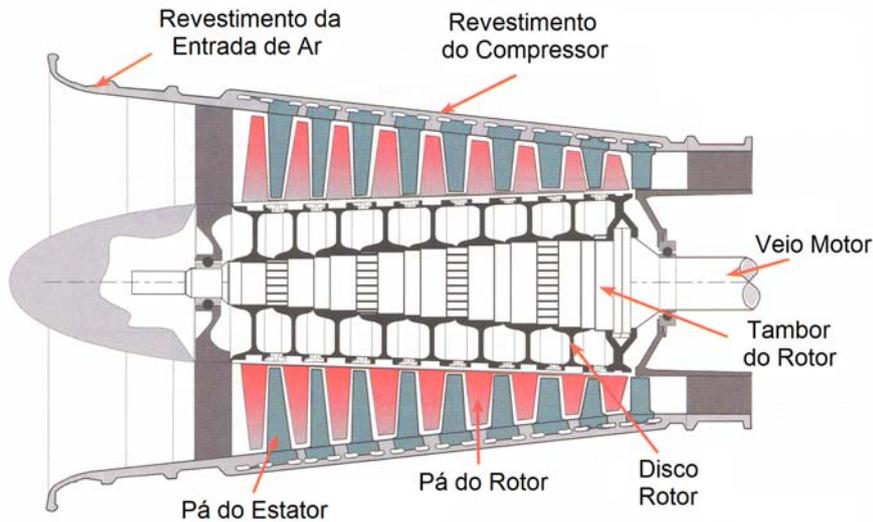


Figura 59 – Esquema geral de um compressor simples

PERDA NO COMPRESSOR

É uma condição instável de funcionamento do compressor, tanto no centrífugo como no axial, sendo mais intenso neste último tipo. Como já foi referido, o ângulo de ataque das pás do compressor é função da velocidade axial do ar da velocidade de rotação das pás. A perda no compressor é consequência de uma descompensação entre estas duas velocidades que provoca uma alteração do valor de ângulo de ataque das pás. Quando este valor for demasiado elevado surge a perda nas pás do compressor de forma análoga ao que acontece na asa do avião. A perda pode ocorrer num só andar, em vários, ou em todo o compressor.

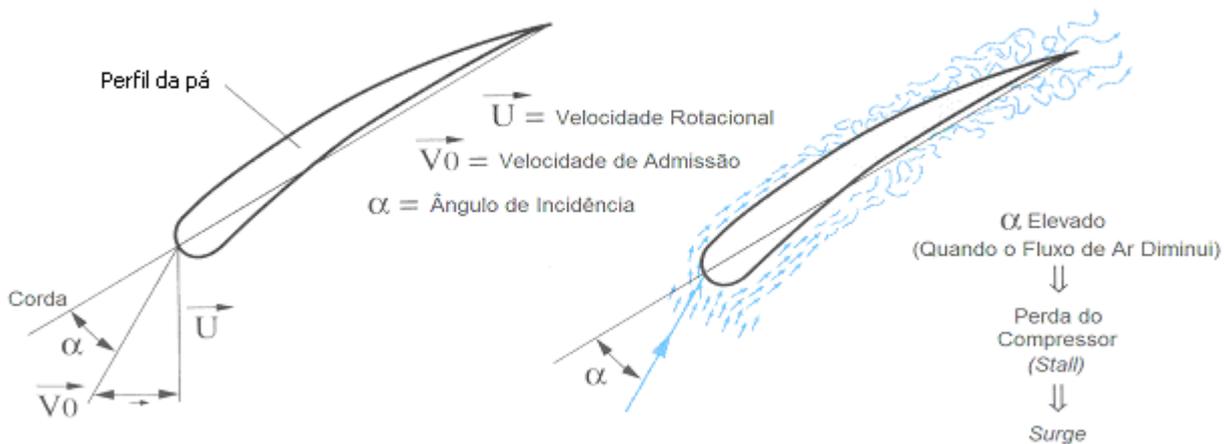


Figura 60 – Parâmetros de operação que levam ao fenômeno de perda do compressor

A descompensação das velocidades axial do ar e da rotação das pás do compressor pode ser provocada por:

- Excesso de combustível nas câmaras de combustão provocada pela aceleração brusca do motor. Este facto provoca uma diminuição da velocidade axial do fluxo em virtude do aumento da pressão na câmara de combustão;
- Operação de motor acima ou abaixo dos parâmetros de rpm para o qual foi projectado. Aumento ou diminuição da velocidade de rotação das pás;
- Turbulência na entrada de ar. Este facto provoca uma diminuição da velocidade axial do fluxo;
- Contaminação ou danos na turbina que provocam uma diminuição de impulso e uma menor velocidade axial de ar devido a uma menor razão de compressão;
- Mistura ar/combustível excessivamente pobre causada pela desaceleração brusca do motor. Aumento da velocidade axial devido à diminuição da pressão na câmara de combustão.

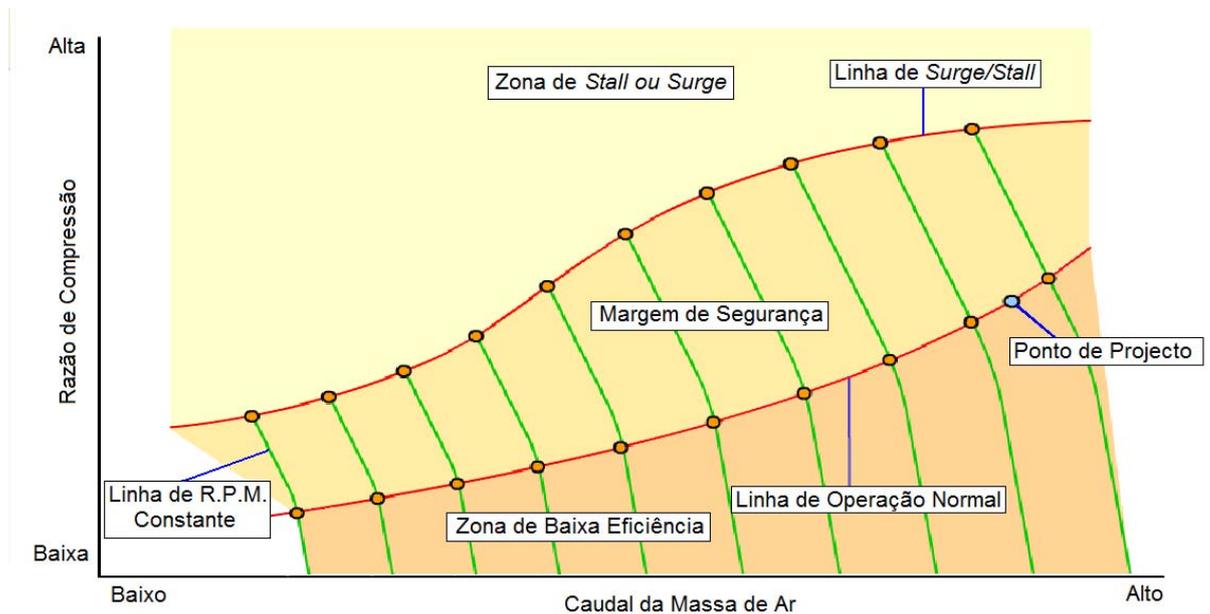


Figura 61 – Condições para a ocorrência de *surge* dentro do envelope de operação do motor

As indicações de perda no compressor caracterizam-se por:

- Aumento do nível de vibrações do motor;
- Aumento da temperatura dos gases de escape (EGT) devido à existência de menos ar nas câmaras de combustão e, portanto, um menor arrefecimento dos gases de combustão.

“SURGE” NO COMPRESSOR

O fenómeno de “surge” no compressor acontece quando existe uma inversão do sentido de escoamento do ar ao longo do compressor. Nesta situação existe saída de ar através da entrada de ar acompanhada por forte ruído. Para além do ruído o “surge” é acompanhado de grande aumento de EGT e diminuição de impulso do motor afectado.



Figura 62 – Inversão do fluxo de ar causada pelo fenómeno de *surge*

PREVENÇÃO DA PERDA E SURGE NO COMPRESSOR

São utilizados vários processos a fim de se prevenir a perda no compressor, nomeadamente:

- Pás fixas de entrada do compressor com ângulo de incidência variável;
- Pás fixas do estator com ângulo de incidência variável;
- Sangria de ar do compressor (Bleeds);
- Compressores axiais múltiplos (multi-spool);
- Controlo activo da secção de passagem do ar ao longo do compressor.

Pás fixas do estator com ângulo de incidência variável

Quando a velocidade do compressor é reduzida a partir do valor óptimo de projecto, as pás do estator fecham progressivamente corrigindo o fluxo de ar para manter um ângulo de ataque aceitável nas pás rotoras seguintes.

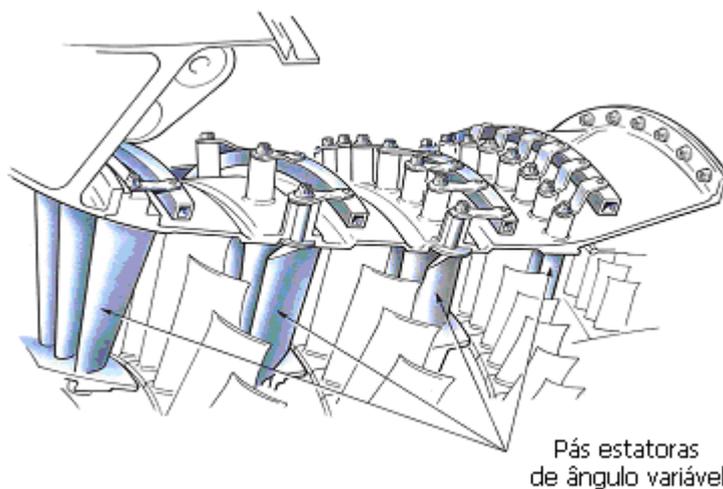


Figura 63 – Mecanismo de actuação das alhetas estatoras

Sangria de ar do compressor

A desaceleração do motor provoca uma diminuição da razão de compressão no fluxo de ar, devido à menor compressão a massa de ar ocupa agora um volume maior nos últimos andares do compressor, ou seja, existe um excesso de volume de ar originando uma diminuição da massa de ar e diminuição da sua velocidade axial, estes factores tem como consequência directa um aumento da tendência de perda do compressor (figura 62). Uma forma de remediar este problema consiste na colocação de válvulas de purga (bleed valves) nos andares intermédios do compressor deixando escapar para a atmosfera o excesso de ar.

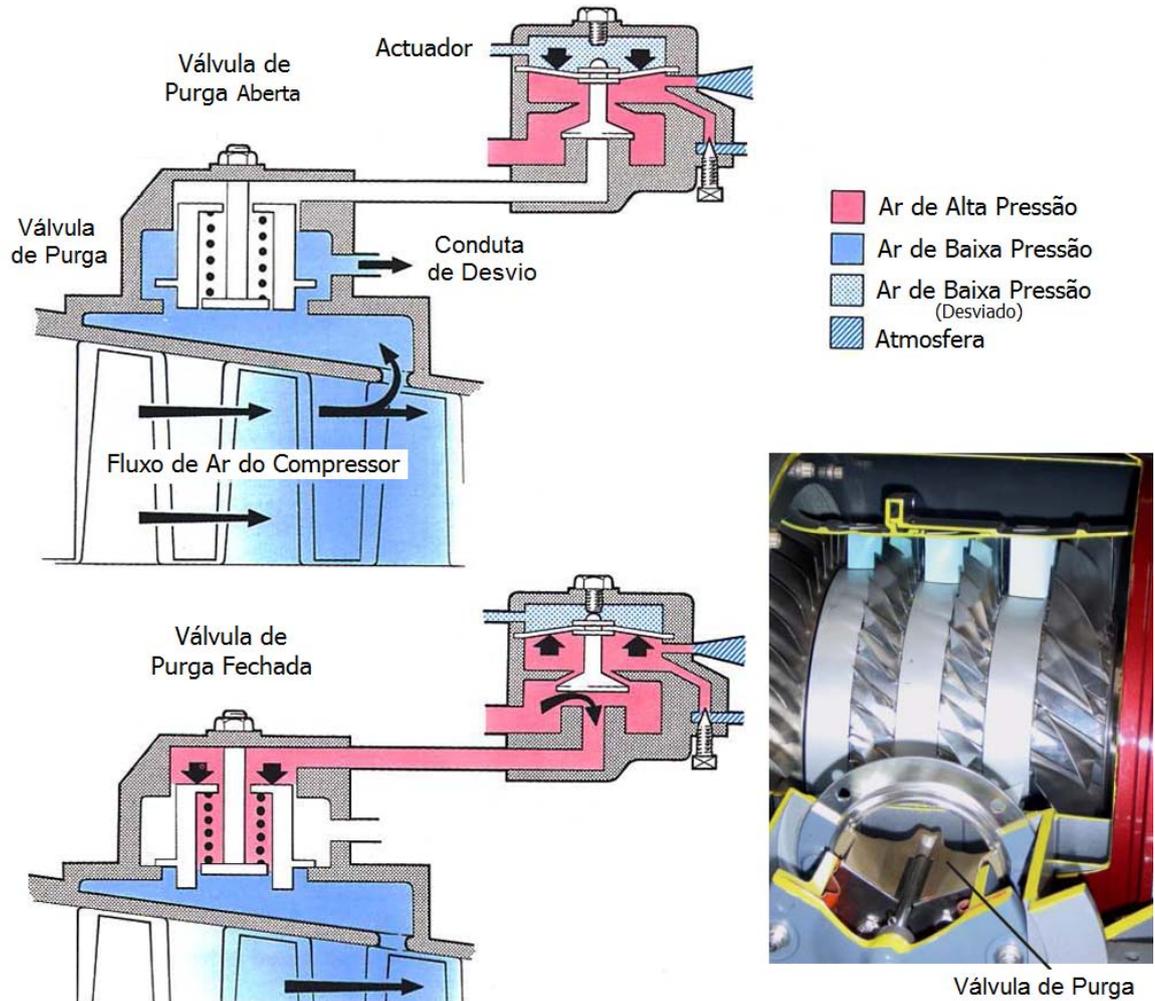


Figura 64 – Funcionamento das válvulas de purga do compressor

Controlo activo da secção de passagem (Active Clearance Control)

Esta forma de prevenção de perda e surge do compressor é um dos desenvolvimentos mais recentes para o controlo do fluxo de ar através do motor. Permite o controlo da velocidade axial do fluxo de ar fazendo variar o tamanho do "air annulus" na zona de alta pressão.

DIFUSOR

Entre o último andar de compressão e a entrada nas câmaras de combustão o ar passa através da secção difusora que tem secção divergente. Nesta secção o ar é desacelerado de uns 50 a 120 m/s para 10 a 20 m/s a fim de entrar nas câmaras de combustão a baixa velocidade. Por outro lado a energia cinética do ar é convertida em energia de pressão sem dispêndio de energia. Em alguns motores a secção difusora é parte integrante do compressor e noutros constitui um componente separado. É na secção difusora que o ar é purgado para os diversos sistemas (Pressurização, ar condicionado, etc.) para atender às exigências operacionais do avião. Nos motores de compressor duplo, esta purga pode ser feita entre os dois compressores.

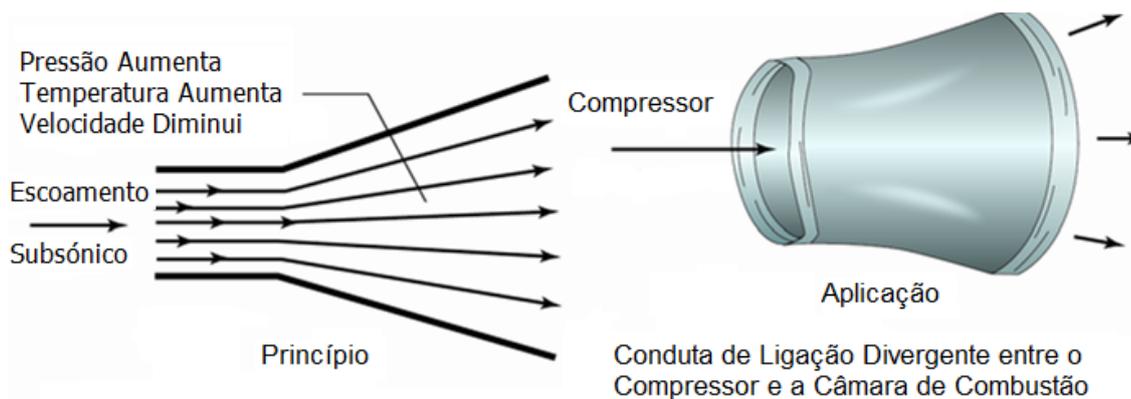


Figura 65 – Variação dos parâmetros físicos do fluxo numa secção divergente

CÂMARAS DE COMBUSTÃO

A câmara de combustão tem a finalidade de queimar a mistura de ar/combustível a fim de permitir soltar o máximo calor, a pressão constante, para que a turbina receba uma expansão de gases uniforme. Deve ser capaz de manter uma estável e eficiente combustão numa ampla gama de operação do motor. Para tal deve proporcionar:

- Estabilidade no processo da combustão;
- Uniformidade da mistura dos gases a fim de evitar zonas de concentração de alta temperatura;
- Possibilidade de reacender em qualquer condição de voo;
- Facilidade no processo de manutenção.

Existem factores que podem provocar mau funcionamento das câmaras de combustão, tais como:

- Extinção da chama (baixa rotação e grande altitude);
- Instabilidade (flutuação de pressões);
- Carbonização (depósitos carbónicos. Irregularidade de operação);

- Falta de uniformidade da mistura (acontece normalmente a grande altitude).

REDUÇÃO DA VELOCIDADE DO AR

A velocidade do ar à saída do compressor pode ultrapassar os 500 ft/s. Sendo a razão de inflamação (velocidade a que a chama viaja através do vapor) do kerosene de apenas 2ft/s, é necessário baixar a velocidade do ar que vai ser misturado com o combustível antes de entrar na zona primária da câmara de combustão. Esta redução é efectuada na secção difusora, após o compressor, no difusor de alguns tipos de câmaras e na entrada da câmara fazendo passar o ar através duma superfície perfurada e através de alhetas.

REDUÇÃO DA TEMPERATURA DOS GASES DA COMBUSTÃO

A temperatura máxima dos gases da combustão depende da quantidade de combustível misturado com o ar, sendo o limite da máxima temperatura imposto pelos materiais de construção das “nozzle guide vanes” e da turbina. Dado que os materiais usados na construção da turbina não suportariam as elevadas temperaturas da combustão, aproximadamente 2000°C, é necessário baixar a temperatura dos gases provenientes da combustão para valores muito inferiores. A diminuição de temperatura é conseguida através da mistura de ar não queimado, razão pela qual é necessária a presença na câmara de combustão de uma grande massa de ar.

COMBUSTÃO

Nos motores de turbina, como já foi referido, uma grande parte do ar admitido não é misturado com o combustível e queimado na câmara de combustão, mas sim utilizado para arrefecimento dos gases da combustão e refrigeração das paredes da câmara.

Considerando a totalidade do ar fornecido para a câmara de combustão e a quantidade de combustível fornecida, a razão da mistura varia entre 40:1 130:1. Admitindo uma razão de 60:1, das 60 partes de ar, apenas 15 são misturadas com o combustível, as restantes são utilizadas para refrigeração. A totalidade do ar que passa pela câmara pode ser dividida em duas partes: ar primário e ar secundário.

Ar Primário

É o ar que entra directamente no interior do tubo de chama sendo misturado e queimado com o combustível. Corresponde a cerca de 20% do ar total e passa através de alhetas e de uma superfície perfurada para que a sua velocidade seja reduzida. Destes 20% do ar total, cerca de 12% é directamente misturado com o combustível e 8% inicia a recirculação requerida para que a chama não se extinga.

Ar Secundário

Corresponde aos restantes 80% do ar total. Passa entre o tubo de chama e a parede exterior da câmara de combustão e é progressivamente introduzido no tubo de chama arrefecendo e diluindo os gases da combustão antes de atingirem o conjunto da turbina. Arrefece também as paredes da câmara de combustão

Destes 80% de ar total, cerca de 20% entra para a zona primária onde se mistura com o ar primário criando uma zona de recirculação (vórtices de baixa velocidade) estabilizando e fixando a chama. Os restantes 60% de ar é progressivamente introduzido no tubo de chama para arrefecimento e diluição dos gases da combustão. Este ar arrefece também as paredes da câmara de combustão.

As paredes das modernas câmaras de combustão são arrefecidas através de uma película de ar secundário formada pela entrada de ar através de aberturas (lâminas) que formam as paredes da câmara. Este processo é denominado "arrefecimento por transpiração".

O jacto cónico de combustível, vindo do injector, intercepta o remoinho de recirculação existente na zona primária no seu centro facilitando a vaporização do combustível e a sua mistura com o ar.

A mistura ar/combustível deve ter valores dentro dos limites de inflamabilidade, 4:1 (mistura rica) e 15:1 (mistura pobre). Embora na zona primária a razão de mistura não ultrapasse 15:1, com a adição do ar secundário a mistura é diluída podendo atingir-se razões de 45:1 a 130:1. A estabilidade da combustão apenas é conseguida dentro de determinados limites estabelecidos entre a massa de ar e a razão de mistura global, figura 66.

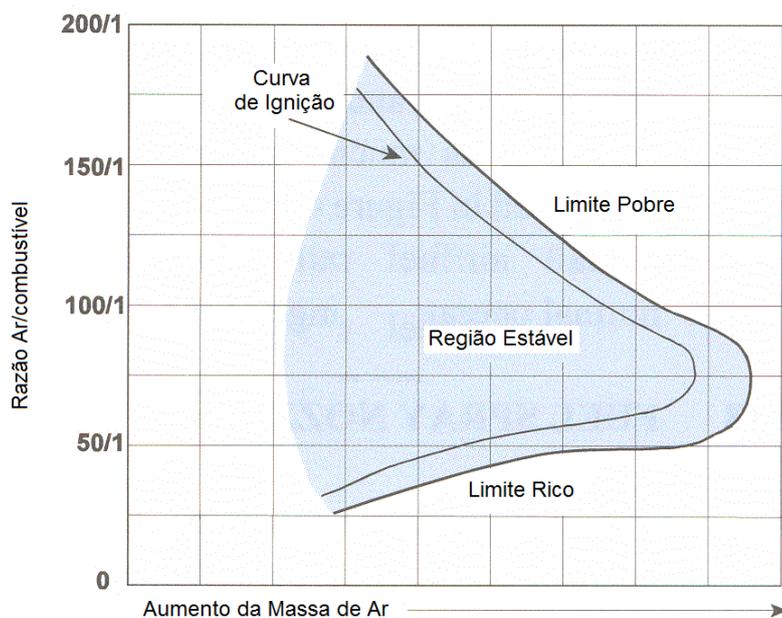


Figura 66 – Curvas de estabilidade de chama

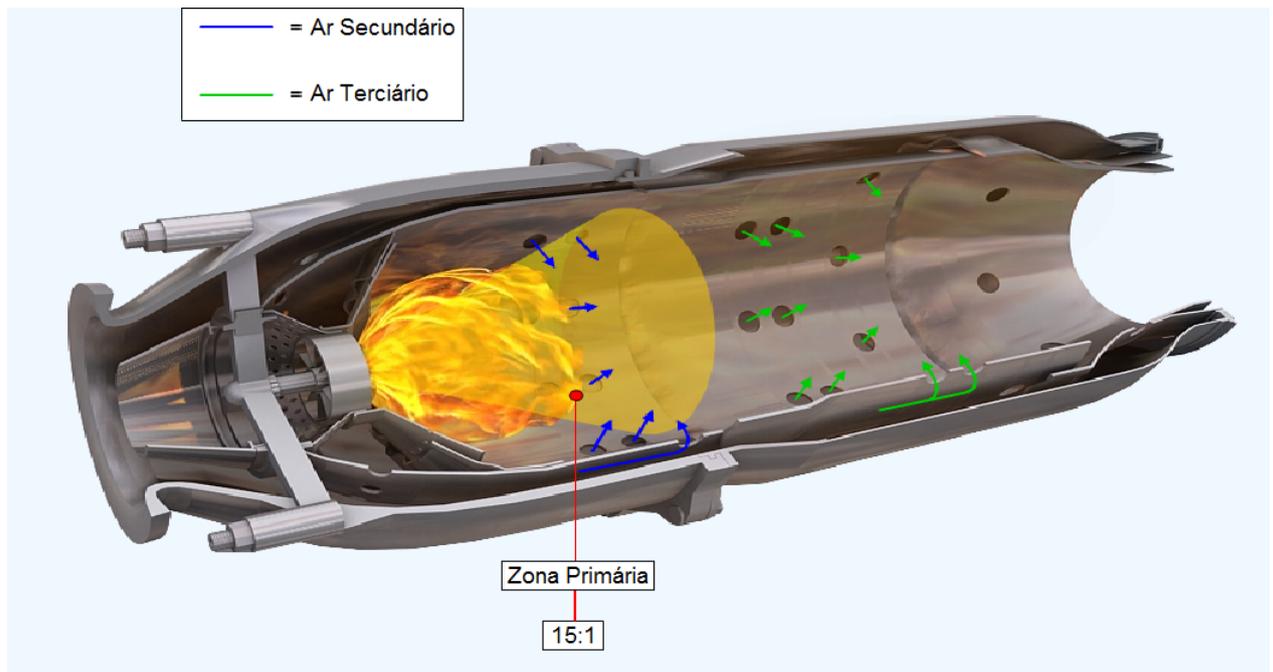


Figura 67 – Configuração da chama na câmara de combustão

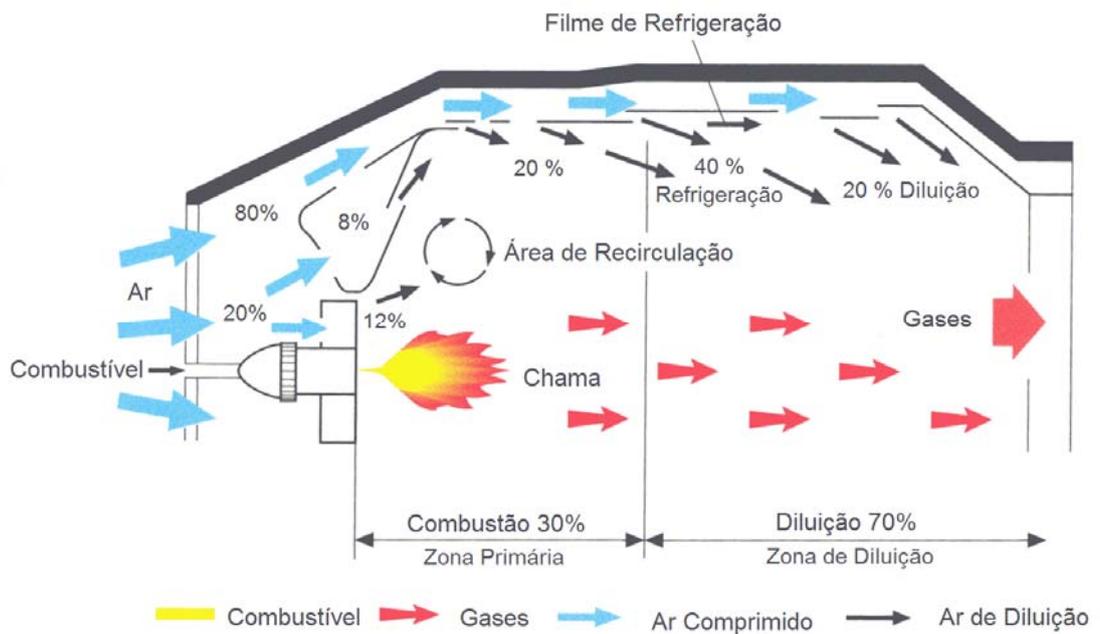


Figura 68 – Caminhos percorridos pelo ar admitido nas câmaras de combustão

CONSTITUIÇÃO E CONSTRUÇÃO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

A câmara de combustão é constituída por dois invólucros concêntricos, o invólucro interior é denominado tubo de chama, por um anel de vedação, pela caixa de entrada de ar, por juntas de entrada de ar secundário e pelo injektor de combustível. Dependendo do tipo de câmara, pode ainda ter instaladas uma ou

duas velas de ignição. No sistema multi-câmaras estas podem ter um difusor a fim de reduzir a velocidade do ar.

O anel de vedação permite o alongamento da câmara de combustão, em direcção à turbina, devido ao aumento de temperatura. As juntas de entrada de ar permitem a entrada gradual do ar secundário para a câmara interior (tubo de chama) para arrefecimento e diluição dos gases. A caixa de entrada de ar tem a finalidade de reduzir a velocidade do ar primário e de lhe induzir a formação de vórtices.

A escolha dos materiais para a construção das câmaras de combustão tem que ter em conta factores como a oxidação, fadiga e fluência a que esses materiais estão sujeitos. Os materiais utilizados devem possuir boas propriedades de condutibilidade e serem de fácil reparação (soldadura) no caso de existirem fissuras. Os tipos de liga mais utilizados na sua construção actualmente são:

- Liga "nimonic" 75, cuja base é de níquel (75%), cromo, titânio, alumínio e cobalto;
- Liga "discoloy", aço inoxidável com a adição de molibdénio, volfrâmio e titânio;
- Liga "nimoplay", composto de da liga "nimonic" 75 com o cobre.

TIPOS DE CÂMARAS DE COMBUSTÃO

Existem três tipos de câmaras de combustão utilizadas nos motores de turbina: tubular, tubo-anular ou canular e anular. Os dois primeiros tipos constituem os sistemas multi-câmaras.

Câmara Tubular

Tipo de câmara utilizada nos primeiros motores a jacto e utilizada, actualmente, em alguns motores com compressor centrífugo.

O sistema multi-câmara consiste em oito ou mais câmaras dispostas em torno do veio do motor e ligadas entre si por tubos de interligação e tubos de dreno de combustível. Existe um injector de combustível para cada câmara e apenas duas velas de ignição instaladas em duas das câmaras.

Os tubos de interligação permitem, durante o arranque do motor, que a chama se propague das câmaras com velas de ignição para as restantes. Após a ignição na câmara com vela, existe um aumento de pressão nesta câmara que faz passar a chama através do tubo de interligação para a câmara imediatamente ao lado provocando a inflamação nesta última. Este processo repete-se nas restantes câmaras. Durante o normal funcionamento do motor os tubos de interligação permitem um equilíbrio de pressão entre as câmaras de modo a que a pressão dos gases na turbina seja uniforme.

Os tubos de dreno de combustível ligam a parte mais baixa de cada câmara à câmara adjacente e, em caso de falha do arranque do motor, permitem a saída do combustível existente nas câmaras de combustão, antes do arranque seguinte. Existe uma válvula de dreno localizada às 6 horas (câmara inferior do motor) que permite a saída do combustível para o exterior. Esta válvula possui uma mola que mantém a válvula aberta quando o motor está parado. Com o motor em funcionamento a pressão interior da câmara faz fechar a válvula.

As vantagens deste tipo de câmaras são o seu baixo peso a facilidade de remoção. A principal desvantagem surge quando a chama de uma ou mais câmaras se extingue. Este facto provoca grandes diferenças de temperatura na turbina podendo danificá-la.

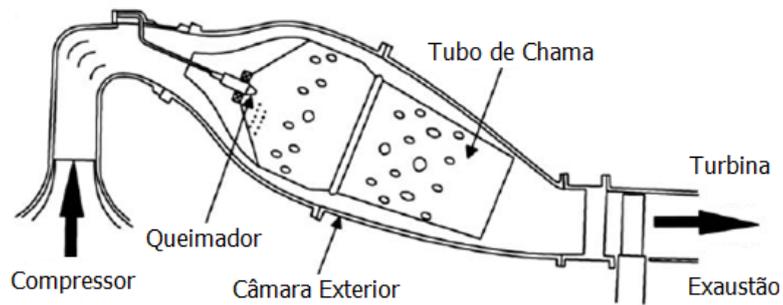


Figura 69 – Composição de uma câmara de combustão

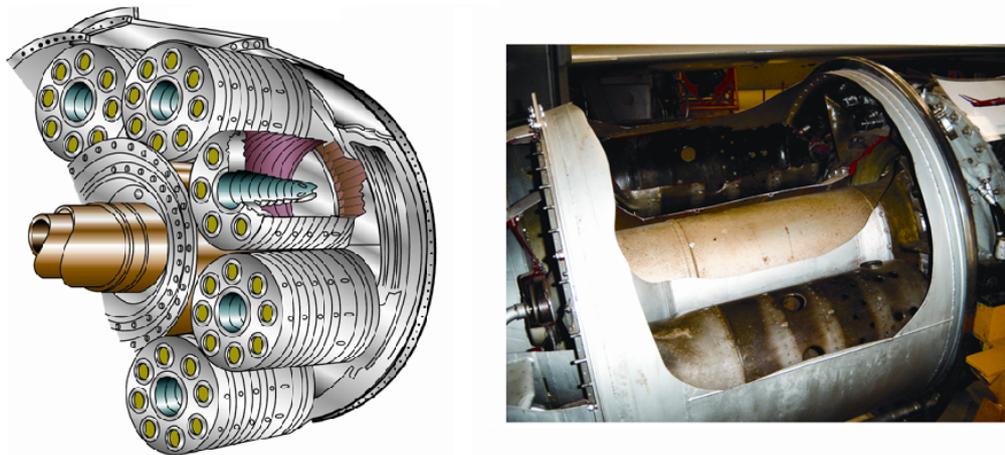


Figura 70 – Câmara de combustão do tipo tubular

Câmara Tubo-anular

Este sistema de câmaras difere do sistema de câmaras tubulares apenas no facto de o revestimento exterior ser comum a todos os tubos de chama. As câmaras tipo tubulares são instaladas entre dois cilindros concêntricos (espaço anelar) dentro dos quais circula o ar secundário.

Este sistema é mais compacto e proporciona uma distribuição de pressão e temperatura mais uniforme no conjunto da turbina.

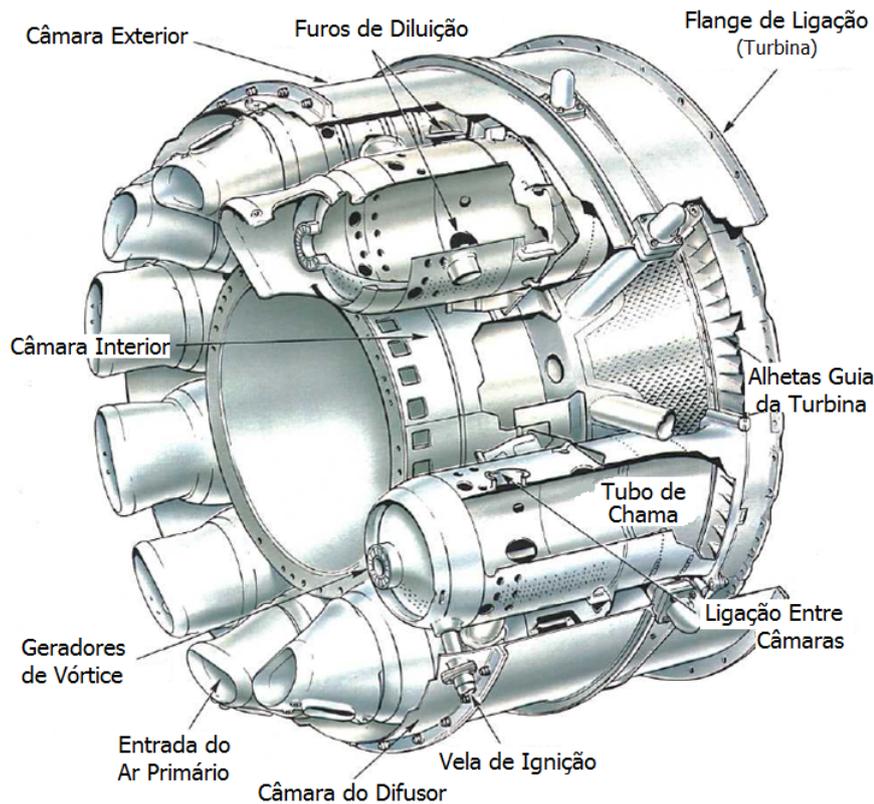


Figura 71 – Câmara de combustão do tipo canelar ou tubo-anular

Câmara Anelar

Este tipo de câmara consiste em apenas um tubo de chama em forma de anel. É constituída por quatro cilindros concêntricos, dispostos em torno do veio do motor, que formam o tubo de chama e a passagem de ar secundário.

Em alguns tipos desta câmara existe uma dupla carreira de injectores, na qual alguns deles servem apenas para o arranque do motor, noutras câmaras existe a chamada roda de injeção que consiste na entrada de combustível para o interior da câmara através de orifícios existentes no veio do motor.

As principais vantagens deste tipo de câmara são:

- Para a mesma potência de saída o seu comprimento é 75% menor que as câmaras tubo-anulares;
- Não existem problemas de propagação da chama;
- Tem uma menor área de revestimento (necessidade de menor quantidade de ar para arrefecimento);
- Proporciona uma combustão mais eficiente e uma melhor distribuição de pressão dos gases na turbina.

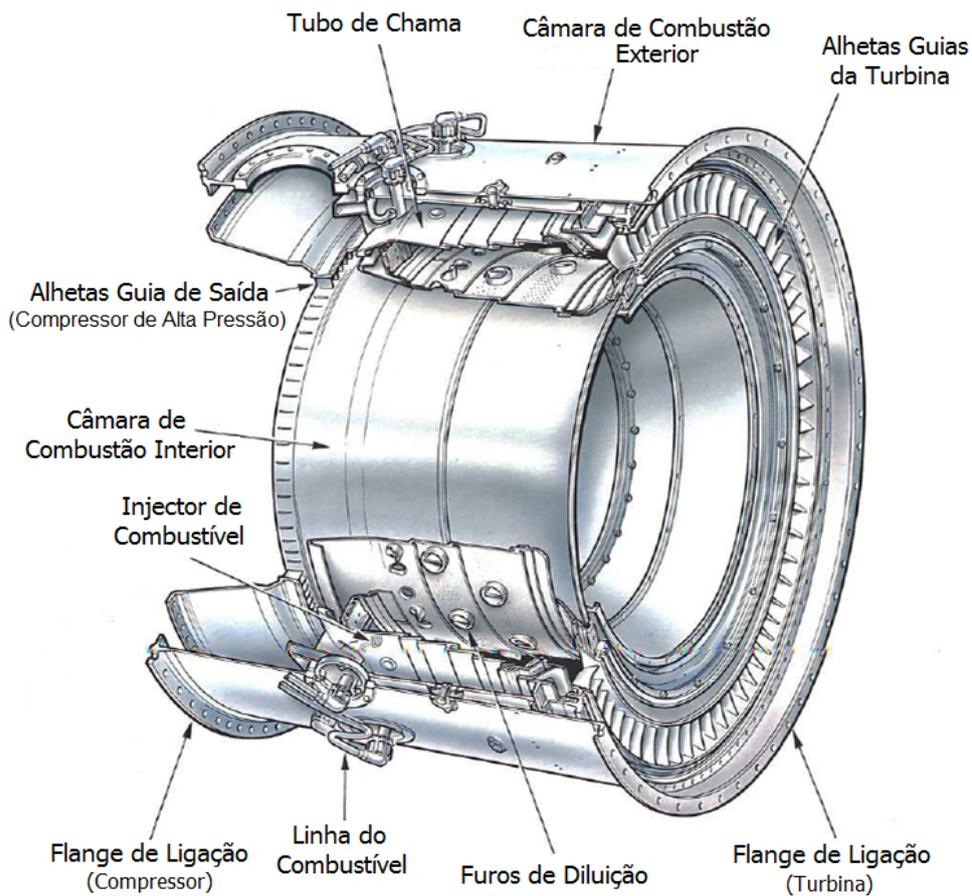


Figura 72 – Câmara de combustão anelar

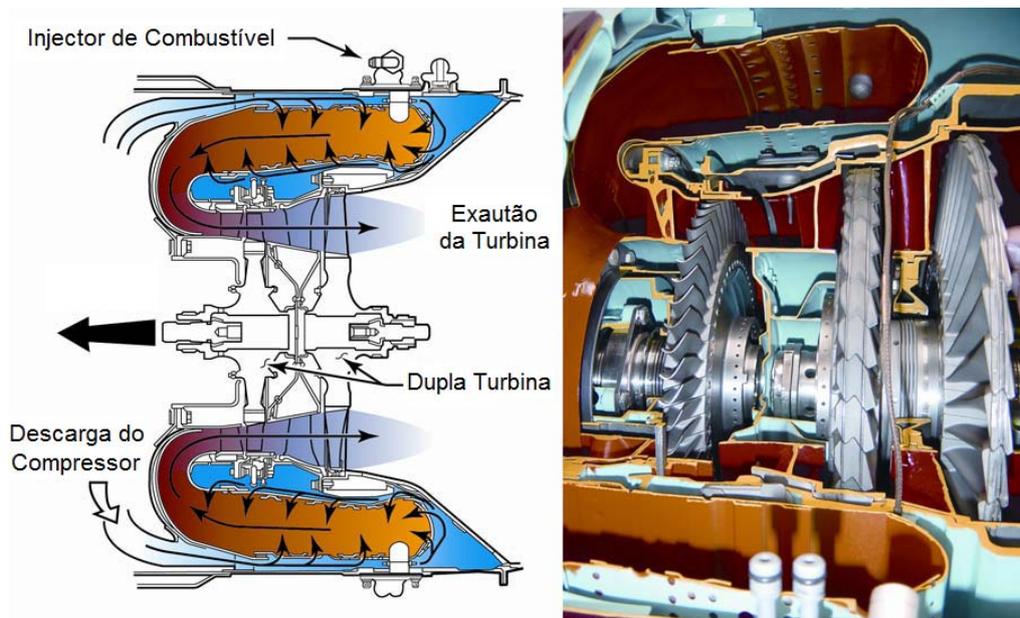


Figura 73 – Câmara de combustão anelar de fluxo invertido

INJECTORES DE COMBUSTÍVEL

Os injectores de combustível têm a função de vaporizar o combustível para que seja totalmente queimado na câmara de combustão. A vaporização é tanto mais fácil quanto maior for a pressão no sistema de combustível. Por esta razão, a vaporização é mais difícil a baixa rotação do motor.

Existem dois tipos de injectores: os do tipo atomizador (“air spray system” e “duplex system”) e os do tipo vaporizador (tubo vaporizado). Os injectores do “air spray system” são utilizados em motores onde a pressão no sistema de combustível é relativamente baixa. A vaporização é conseguida utilizando a alta velocidade do ar que entra na câmara de combustão. No “duplex system” são utilizadas duas linhas de combustível, uma primária e uma secundária. A linha secundária abre em função da pressão de combustível (rotações do motor). O “vaporising tube system” consiste num tubo de vaporização posicionado no interior do tubo de chama que descarrega o combustível em direcção oposta ao escoamento do ar. O tubo aquece, devido à combustão, facilitando a vaporização do combustível o seu interior.

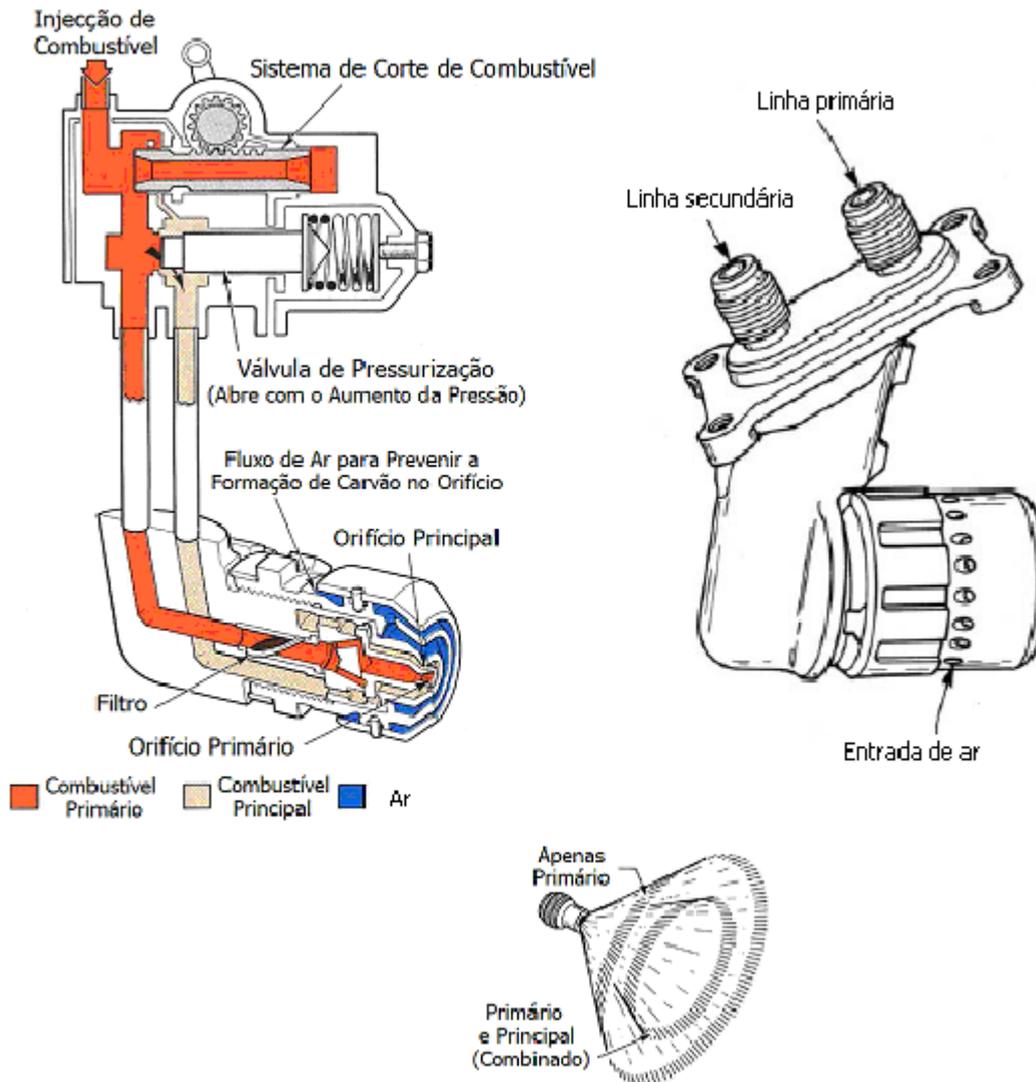


Figura 74 – Injetor do tipo “duplex system”

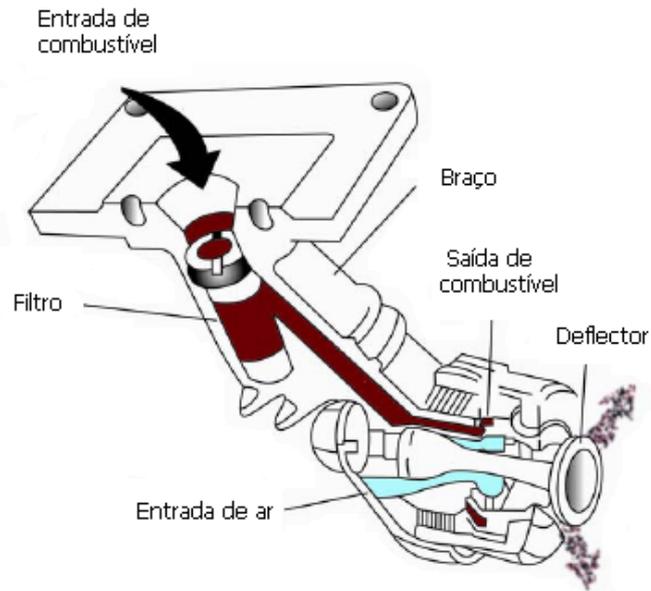


Figura 75 – Injetor do tipo “air spray system”

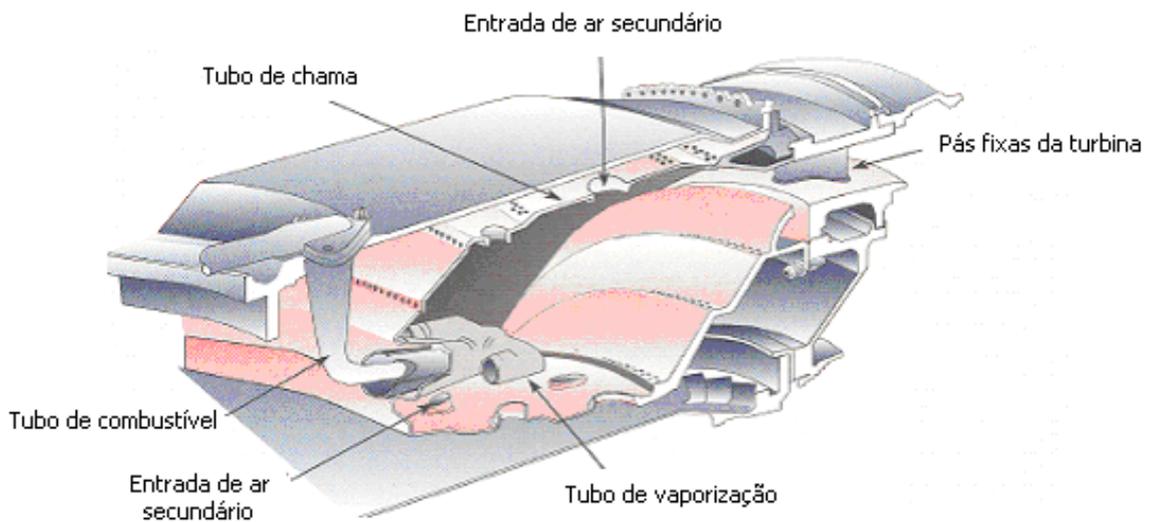


Figura 76 – Injetor tipo “vaporising tube system”

TURBINA

A turbina constitui o meio mais eficiente de aproveitamento da energia calorífica contida num gás e o conjunto turbina compressor substitui com vantagens o mecanismo do êmbolo, biela e cambota dos motores convencionais. As principais vantagens da utilização da turbina são:

- Poucos pontos de apoio a serem lubrificados;

- Poucas peças móveis;
- Melhor funcionamento a altas velocidades;
- Menores dimensões do que as de um motor alternativo de igual potência;
- Baixo nível de Vibração.

As principais desvantagens do conjunto turbina compressor, comparativamente ao motor alternativo, são o arranque demorado e as lentas variações de velocidade de rotação.

A finalidade da turbina é a de extrair energia dos gases que passam através dela (energia cinética) e converte-la em energia mecânica para accionar o compressor, caixas de acessórios e, dependendo do tipo do motor, outros órgãos como hélices e rotores.

CONSTITUIÇÃO

Um andar de turbina é constituído por um conjunto de pás fixas (“nozzle guide vanes”) seguido por um conjunto de pás rotoras. Cada conjunto constitui uma turbina, podendo existir, de acordo com o tipo de motor, uma, ou várias turbinas (“Multi-Spool Engines”).

A potência extraída na turbina pode ser aumentada através de um maior diâmetro desta ou através da utilização de vários andares de turbina com menor diâmetro. O primeiro caso tem a desvantagem de provocar mais resistência e maior stress devido às forças centrífugas criadas. No caso de um “Multi-Spool Engine” com duas turbinas, a primeira é designada de turbina de alta pressão (alta pressão dos gases e elevada velocidade de rotação da turbina) e a segunda de baixa pressão (menor pressão dos gases e menor velocidade de rotação da turbina). Se o motor tiver três andares de turbina, entre a turbina de alta e a turbina de baixa, situa-se a turbina intermédia.

As turbinas têm menos andares que os compressores porque um andar de turbina desenvolve energia para fazer mover entre 4 a 6 andares do compressor. Depois do último andar existem alhetas direccionais que orientam os gases para o sistema de escape.

A secção da turbina forma uma conduta divergente que permite o controlo da velocidade dos gases em expansão. Devido às diferentes razões de expansão e de contracção dos materiais é necessário controlar o espaço entre a ponta das pás rotoras e o revestimento exterior (“casing”) da turbina. Existe normalmente um anel de raspagem de material cerâmico a fim de reduzir as fugas e de reduzir o espaço.

No compressor é adicionada energia ao ar (aumento de pressão) e na turbina é extraída energia (redução de pressão dos gases) que é convertida em energia mecânica. As pás fixas formam normalmente passagens convergentes que provocam um aumento da velocidade dos gases. Nas pás rotoras, parte da energia dos gases é convertida em energia mecânica.

A turbina está sujeita a grandes esforços provocados pela elevada velocidade de rotação e pela elevada temperatura e grande velocidade dos gases. As pás, embora de pequeno tamanho e reduzido peso, cerca de 60 g, extraem cargas que podem atingir as duas toneladas. As elevadas cargas, associadas a altas

temperaturas, tendem a provocar o alongamento das pás e a provocar deformações permanentes nas mesmas. Por esta razão, as pás da turbina têm normalmente estabelecido um limite de vida ou potencial disponível.

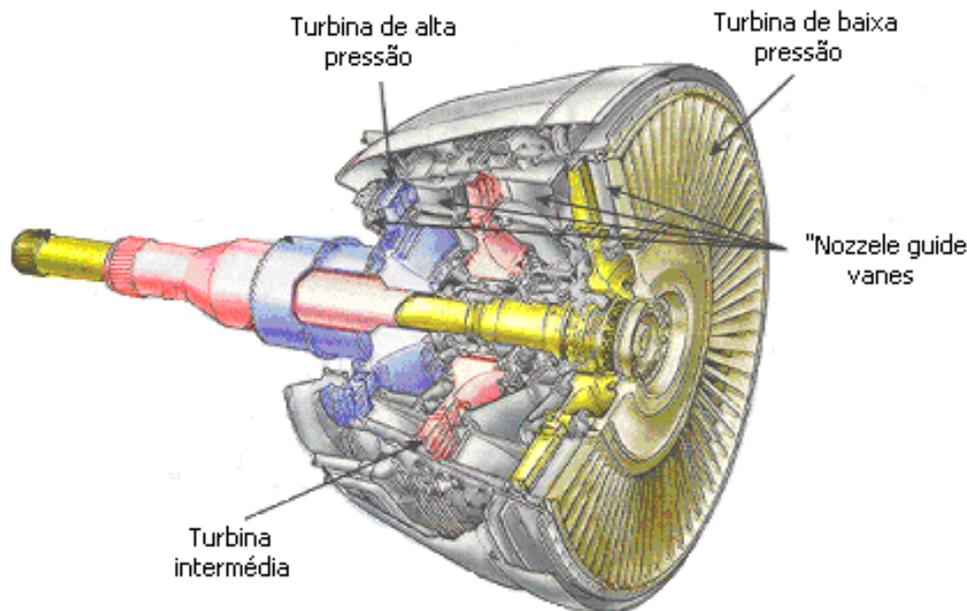


Figura 77 – Turbina com três andares

MATERIAIS UTILIZADOS NAS PÁS DA TURBINA

As pás da turbina dos primeiros motores de reacção eram manufacturadas em aço. Estes motores estavam sujeitos a limites severos de temperatura (cerca de 800 °C) e de potência. Com os avanços tecnológicos começaram a ser fabricadas pás em ligas de níquel e mais tarde em super-ligas (mistura de diferentes materiais como crómio, cobalto, níquel, titânio, tungsténio, carbono, etc.). Com estas últimas pás os limites de temperatura situavam-se em cerca de 1100 °C ou 1425 °C se arrefecidas interiormente.

A tecnologia mais recente permite a manufactura de pás de cristal simples (formadas por um único grão). As super-ligas são prensadas no estado sólido formando um cristal simples de grande resistência. São assim eliminados possíveis pontos de corrosão e de início de falhas típicos das ligas metálicas com múltiplos cristais ou grãos interligados fabricadas através da metalurgia tradicional.

As pás baseadas em super-ligas e de cristal simples são ainda revestidas com um "plasma spray" que lhes proporciona uma boa protecção contra a corrosão provocada pela reacção entre o metal base da pá, o sódio existente no ar e o sulfato do combustível.

Devido aos grandes esforços a que as pás rotoras estão sujeitas é muito importante o modo da sua fixação ao disco da turbina. O processo utilizado é o denominado "fir tree" que proporciona uma ligeira folga da raiz da pá quando não existe rotação. Em rotação, as forças centrífugas provocam a fixação das pás.

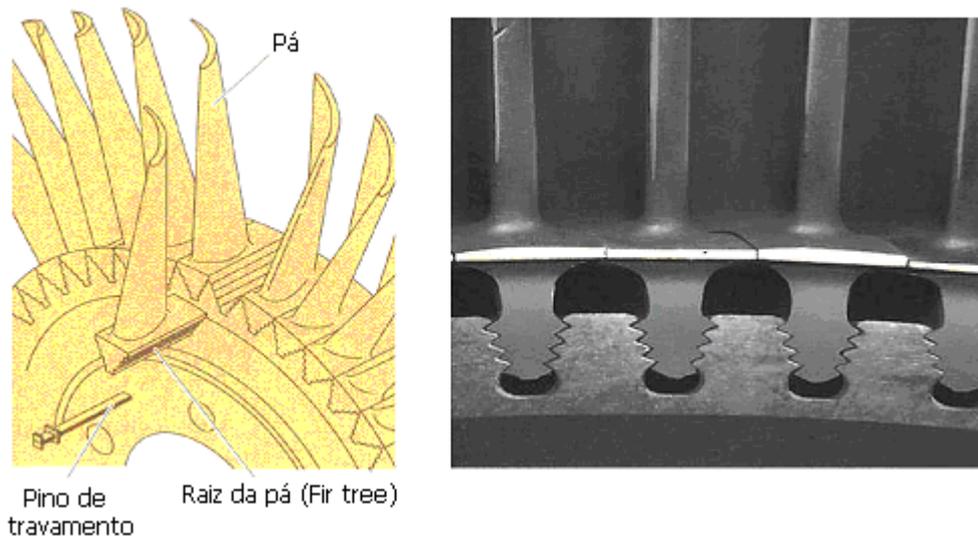


Figura 78 – Fixação das pás da turbina

TIPOS DE TURBINA

As turbinas são classificadas em função do tipo das suas pás rotoras. Podem ser:

- De Impulso;
- De reacção;
- De impulso/reacção

Turbina de Impulso

Neste tipo, as pás do estator formam passagens convergentes onde os gases sofrem uma aceleração. Ao passarem entre as pás do rotor os gases sofrem apenas uma mudança de direcção que provoca uma força de impulso nas pás rotoras empurrando-as e fazendo rodar o disco rotor.

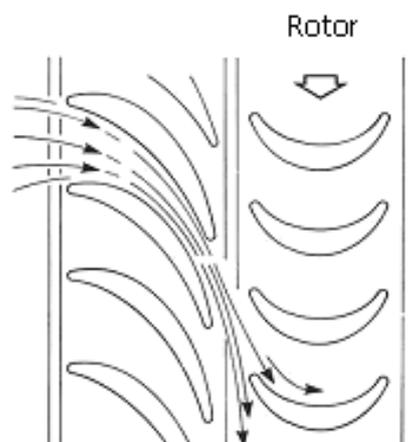


Figura 79 – Turbina de impulso

Turbina de Reacção

Os gases ao atravessarem o espaço entre as pás do estator sofrem apenas uma mudança de direcção de modo a incidirem nas pás do rotor com um ângulo adequado. As pás do rotor formam passagens convergentes onde os gases são acelerados. Esta aceleração gera uma força de reacção (3ª Lei de Newton) que actua nas pás do rotor fazendo-o rodar.

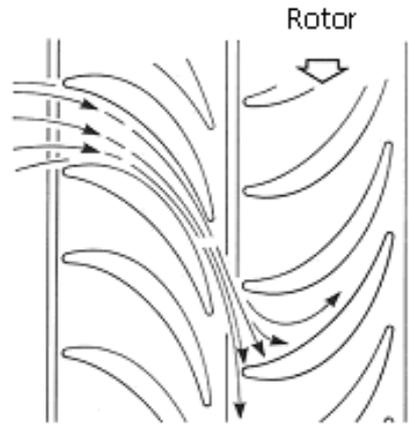


Figura 80 – Turbina de reacção

Turbina de Impulso/Reacção

É o tipo de turbina mais utilizada nos motores modernos. O rotor é accionado pelo impulso dos gases e também pela força de reacção que actua nas pás do rotor. As pás rotoras são pás de impulso desde a raiz até cerca de metade da sua envergadura e de reacção desde este ponto até à ponta.

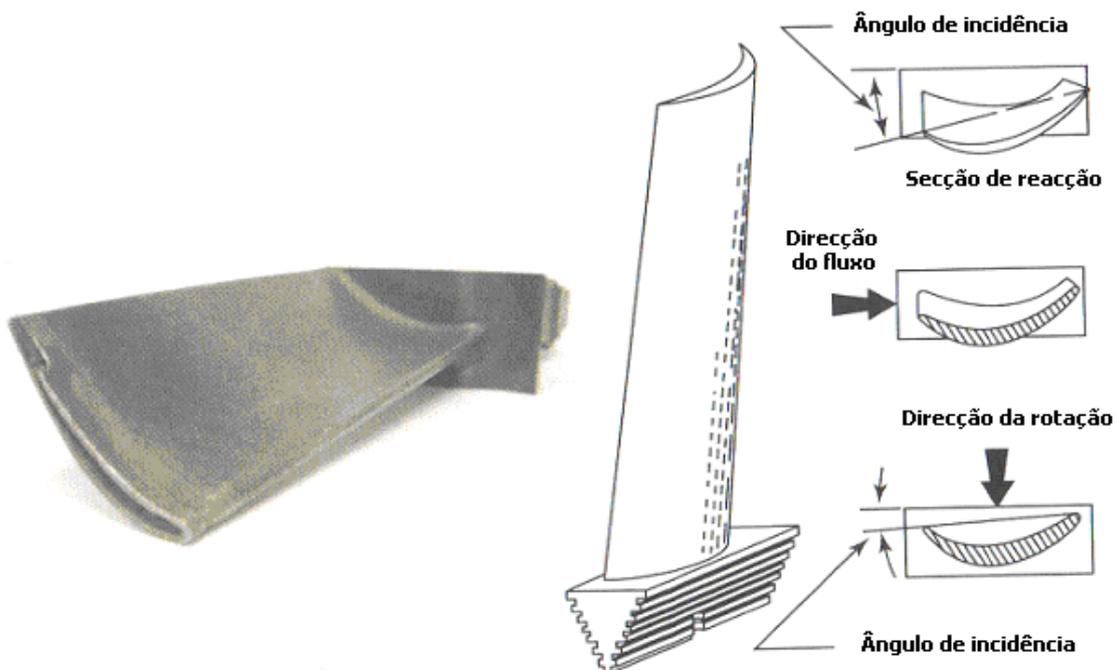


Figura 81 – Pá da turbina de impulso/reacção

MEDIÇÃO DA TEMPERATURA DOS GASES

Se o limite de temperatura na turbina for excedido podem surgir danos irreparáveis. Por esta razão é necessário medir e monitorizar a temperatura dos gases. A medição é feita através de termopares expostos aos gases. Em motores mais recentes são utilizadas sondas nas pás fixas da turbina ("nozzle guide vanes") sensíveis à velocidade dos gases. Com a aceleração do motor existe um aumento de impulso e um proporcional aumento de temperatura. Os termos mais utilizados para a designação da temperatura dos gases são os seguintes:

- Exhaust Gas Temperature (EGT);
- Turbine Inlete Temperature (TIT);
- Turbine Gas Temperature (TGT);
- Jet Pipe Temperature (JPT).

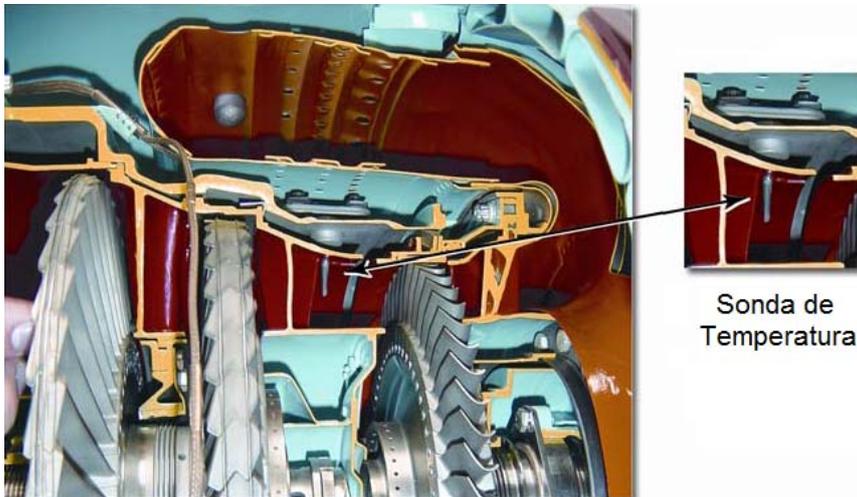


Figura 82 – Sonda de temperatura colocada na zona da turbina

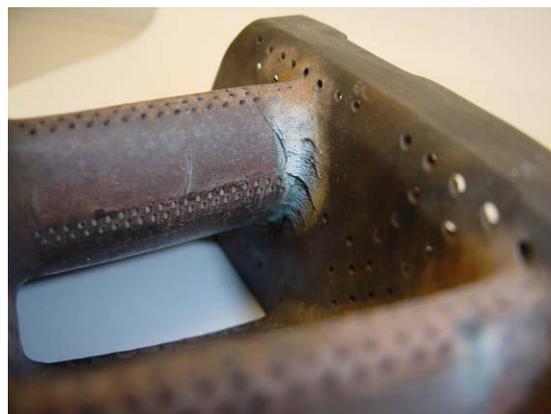


Figura 83 – Danos provocados nas pás da turbina por excesso de temperatura

ARREFECIMENTO DA SECÇÃO DA TURBINA

Para que os gases de escape possam atingir temperaturas mais elevadas, a fim de se aumentar o impulso do motor, é necessário proceder ao arrefecimento dos componentes da turbina para que os limites de temperatura que os seus componentes podem suportar não sejam excedidos. As zonas a arrefecer são as “nozzle guide vanes”, as pás rotoras e o disco rotor que aquece por condução térmica a partir das pás. O arrefecimento é efectuado através de ar retirado do compressor do motor.

Os discos rotores são arrefecidos através da passagem sobre as suas superfícies de ar retirado do compressor de alta pressão. O arrefecimento das “nozzle guide vanes” e das pás rotoras é efectuado através da passagem de ar pelo seu interior que sai para o exterior das pás através de pequenos orifícios. Nas pás rotoras é utilizado ar retirado do compressor de baixa e ar retirado do compressor de alta pressão. Nas “nozzle guide vanes” é apenas utilizado ar retirado do compressor de alta pressão.

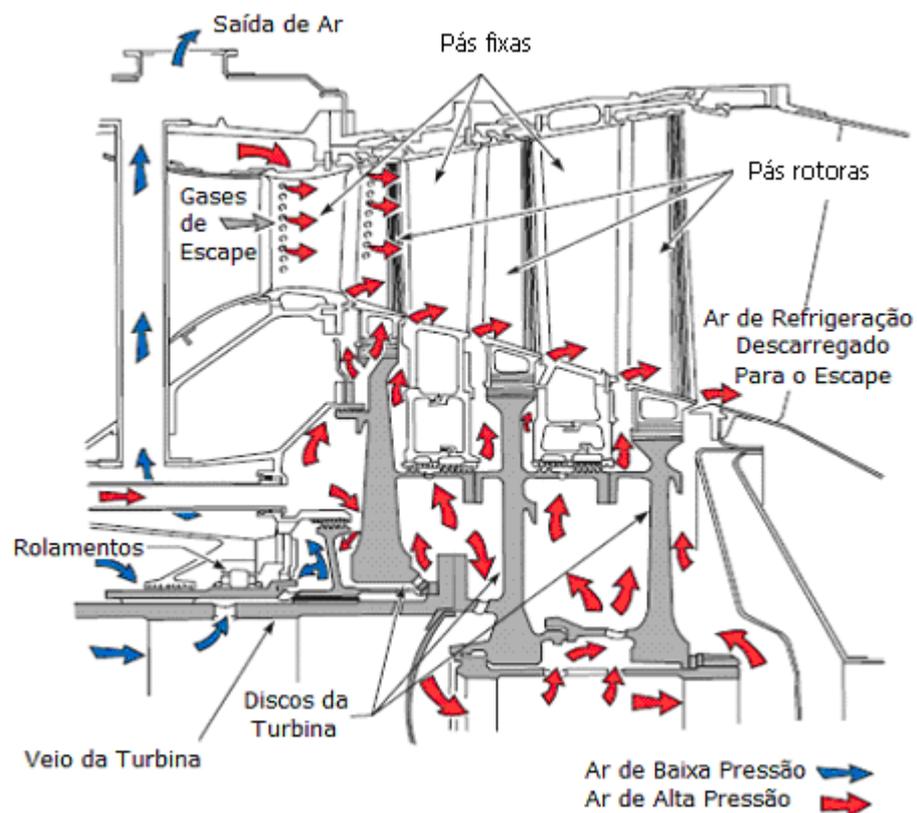


Figura 84 – Refrigeração dos componentes internos por sangria de ar do compressor

A evolução do processo de arrefecimento das pás da turbina tem acompanhado a evolução dos motores de reacção podendo consistir:

- Numa passagem simples de ar pelo interior da pá. O ar entra pela raiz e sai pela ponta da pá;
- Numa passagem simples de ar pelo interior da pá com múltiplas alimentações. O ar entra na zona

da raiz saindo pela ponta, mas também através de furos nos bordos de ataque e de fuga da pá formando uma película exterior de refrigeração;

- Em passagens múltiplas de ar pelo interior da pá. Processo semelhante ao processo anterior, com a diferença de existirem múltiplas passagens de ar no interior da pá.

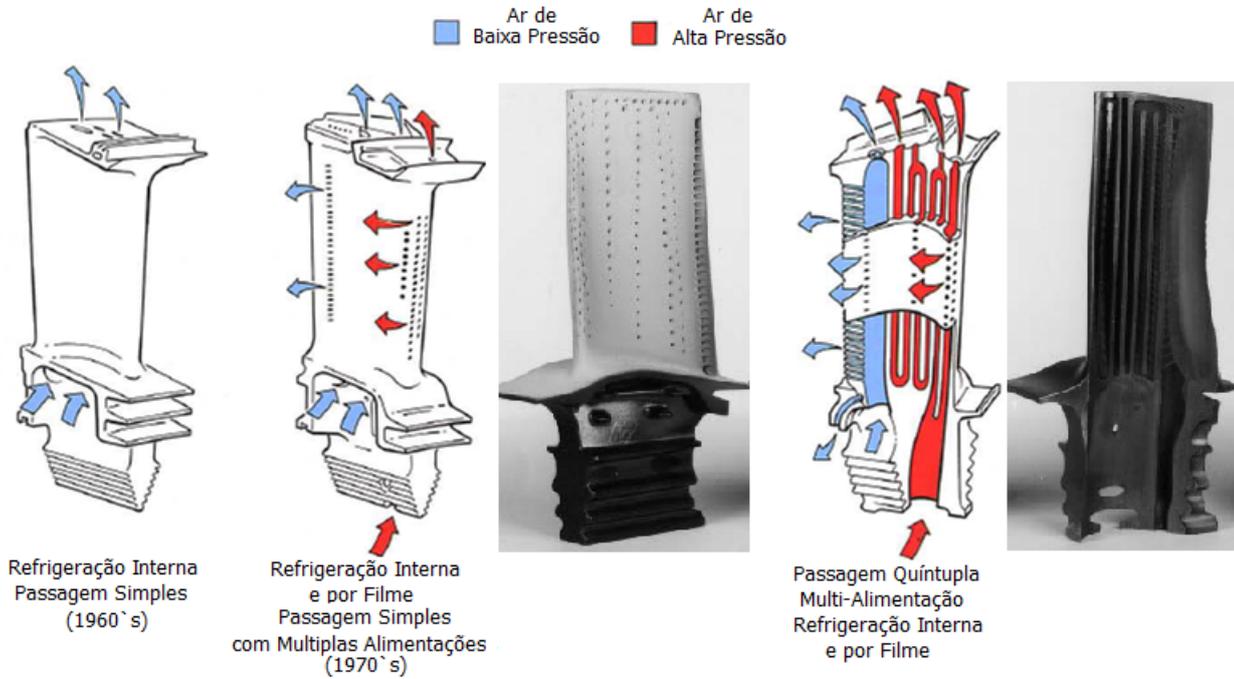


Figura 85 – Processos de refrigeração das pás da turbina



Figura 86 – Pormenor dos pontos de saída do ar de refrigeração

SISTEMA DE EXAUSTÃO (ESCAPE)

O sistema de exaustão ou de escape de um motor a reacção é muito importante para o seu desempenho, especialmente no motor turbo-jacto, onde a velocidade e pressão dos gases são responsáveis pelo impulso. A temperatura dos gases no sistema varia entre 550°C e 850°C conforme o tipo de motor podendo atingir 1500°C nos motores equipados com pós combustão (“afterburnner”).

A área do bocal de saída pode ser fixa, maioria dos motores, ou variável no caso de motores equipados com queimador posterior. A variação da área do bocal de saída pode ser realizada por diversos dispositivos: cone móvel; “flap” móvel e “ratos” (placas com afinação manual). O accionamento das partes móveis, usadas para modificar a área de saída pode ser: hidráulico ou pneumático, sendo este último o mais utilizado.

CONSTITUIÇÃO

O conjunto do sistema de escape é constituído pelas seguintes partes básicas:

- Cone de exaustão e suporte traseiro da turbina;
- Tubeira de escape;
- Cone de escape

O cone de exaustão forma uma conduta divergente à saída da turbina onde os gases diminuem de velocidade (diminuição da turbulência) e constitui uma protecção do disco da turbina. No seu interior aloja o rolamento traseiro da turbina.

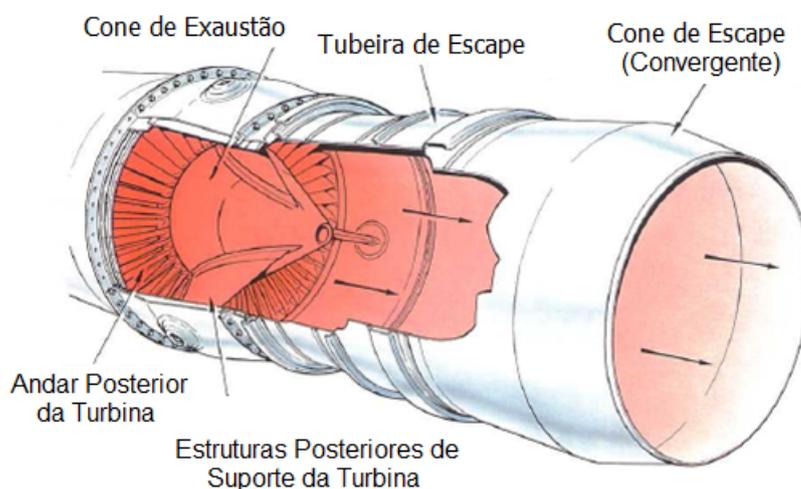


Figura 87 – Constituição de um sistema de escape

A área de saída do cone de escape determina a velocidade dos gases e não pode ser alterada, a não ser pelo fabricante do motor, uma vez que qualquer modificação no mesmo alterará as características do motor. O cone de escape pode ser do tipo convergente, convergente/divergente e de área variável.

No tipo convergente a velocidades dos gases é subsónica, mas aumenta ao longo do cone podendo atingir,

na saída, a velocidade do som. Quando a velocidade dos gases de escape é sónica, diz-se que o bocal de saída está bloqueado, devido às ondas de choque, isto é, não é possível aumentar a velocidade dos gases de escape, a não ser que se aumente a temperatura dos mesmos pois a velocidade do som aumenta com a temperatura, razão pela qual a área de saída tem que permitir este aumento de temperatura e aumento de velocidade dos gases; área variável. O tamanho do bocal propulsor é muito importante para se obter o correcto balanceamento entre pressão, temperatura e impulso. Com uma pequena área de saída há aumento de impulso porém, corre-se o risco do motor não funcionar correctamente.

O cone de escape convergente divergente é utilizado sempre que o diferencial de pressões entre a pressão dos gases de escape e a pressão atmosférica possa causar velocidades superiores a Mach 1. Na secção convergente a velocidade dos gases aumenta (diminuição da pressão estática) mantendo-se subsónica. Na zona de transição da conduta convergente para divergente a velocidade atinge a velocidade do som continuando a aumentar na zona divergente (velocidade supersónica). A reacção ao aumento de velocidade na zona divergente é uma força de pressão que actua na parte interior da tubeira. A componente desta força que actua paralelamente ao eixo longitudinal da tubeira produz um aumento de impulso adicional.

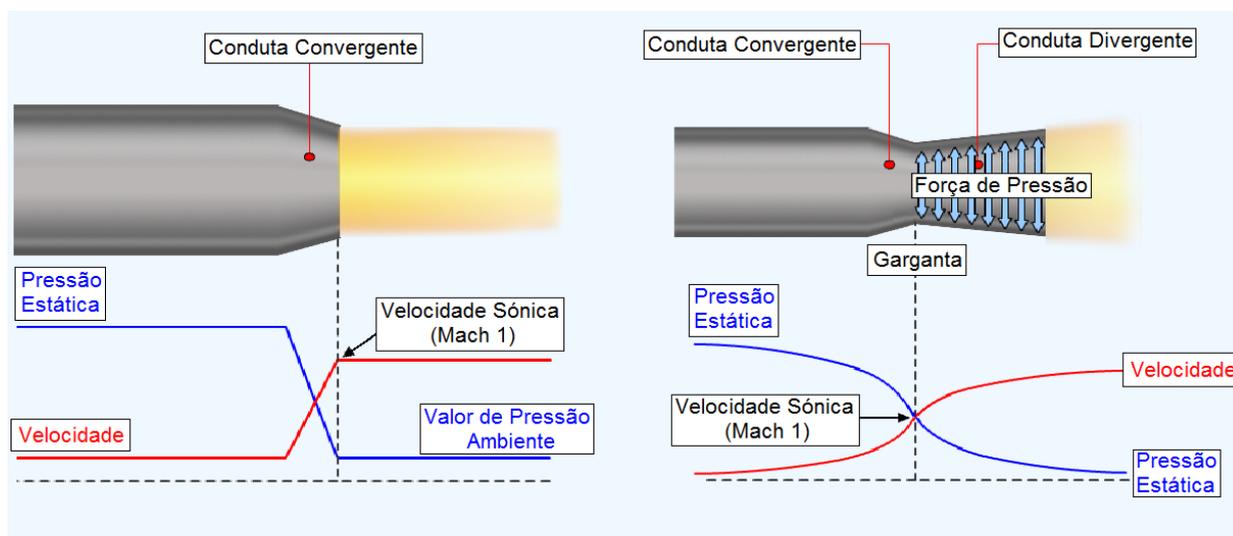


Figura 88 – Comparação entre uma tubeira de escape convergente e uma convergente/divergente

SISTEMA DE ESCAPE DE MOTORES COM "BAY-PASS"

Nos motores com razão de "bay-pass" existem dois fluxos que são misturados numa unidade misturadora antes de serem libertados na atmosfera, no caso de baixa razão de "bay-pass", ou misturados após a saída das tubeiras coaxiais por onde passam os dois fluxos, caso de motores com alta razão de "by-pass". Neste último tipo de motor pode também ser utilizada uma unidade onde os dois fluxos são parcialmente misturados antes de serem libertados na atmosfera

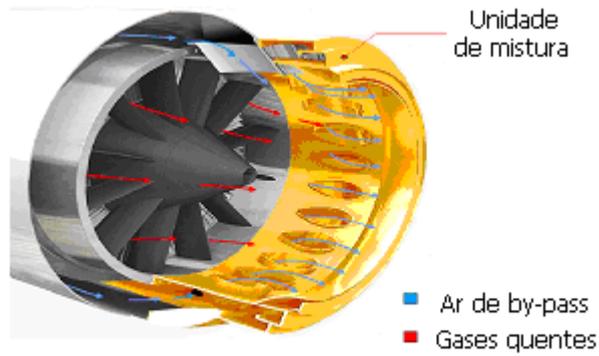


Figura 89 – Unidade misturadora de um motor com baixa razão de “by-pass”

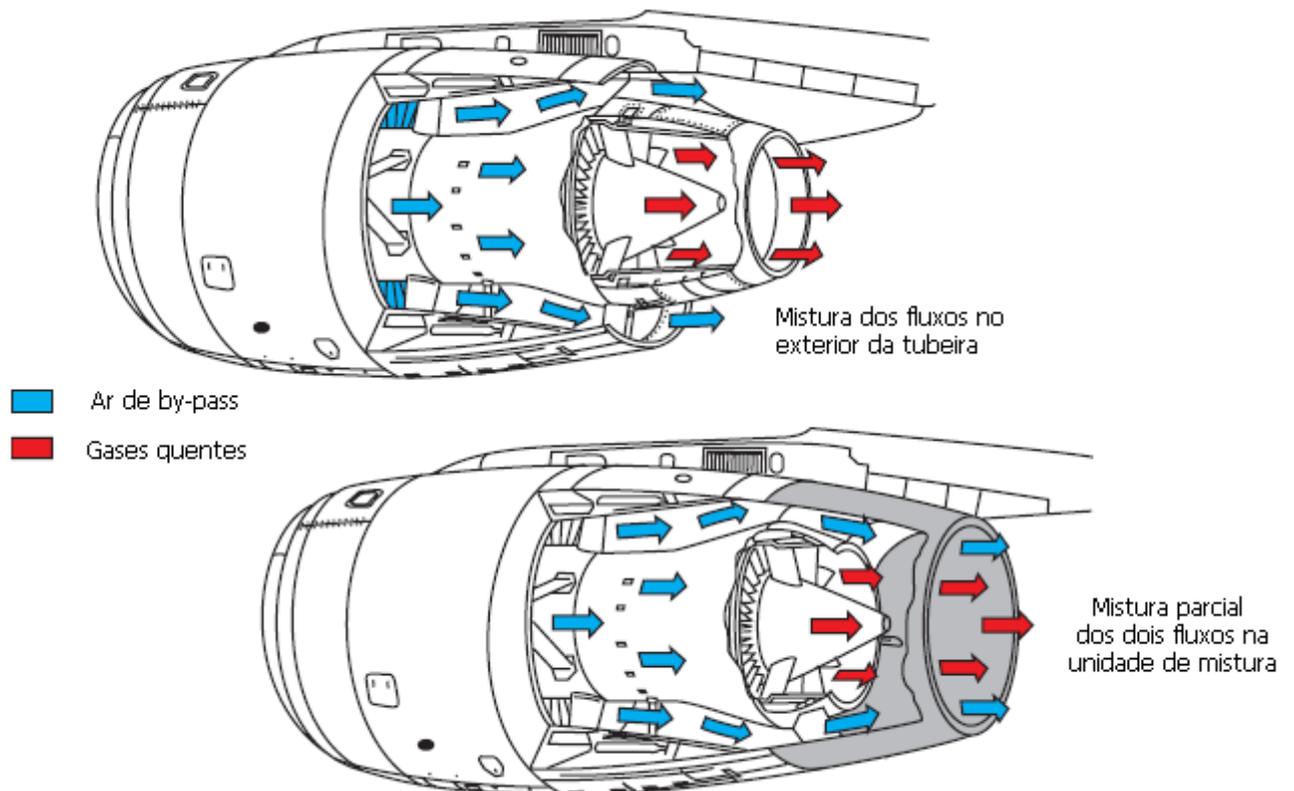


Figura 90 – Unidade misturadora de motores com alta razão de “by-pass”

MATERIAIS UTILIZADOS NO SISTEMA DE ESCAPE

Para que o sistema de exaustão possa suportar as elevadas temperaturas dos gases de escape é construído com aços especiais resistentes ao calor. A transmissão de calor para a estrutura da aeronave é evitada através da circulação de ar exterior ao sistema de exaustão ou através do envolvimento deste sistema com isolantes térmicos.

Nos motores equipados com pós combustão a tubeira tem parede dupla com um espaço anular entre elas

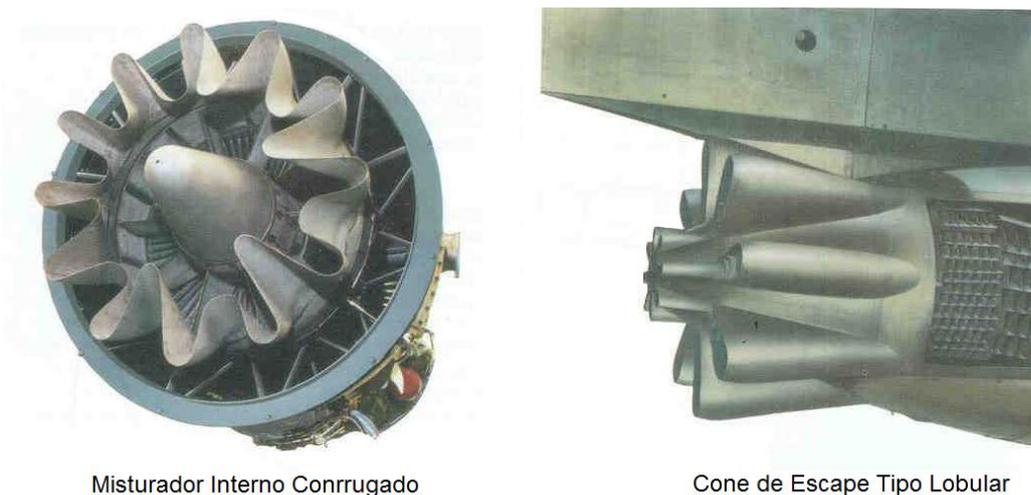
por onde circula ar de refrigeração. Tanto o cone de escape como os seus suportes são ventilados interiormente.

SUPRESSÃO DE RUÍDO

A assinatura do ruído de um avião é a combinação de sons produzidos por várias fontes. As principais são o compressor, a turbina e o sistema de escape. A diferença de velocidade relativa entre os gases de escape e a atmosfera gera grande turbulência e ruído de alta e baixa frequência. Nos motores turbo-jacto o ruído do sistema de escape sobrepõe-se ao ruído do compressor e da turbina, excepto em condições de muito baixo impulso. Nos motores com "by-pass" existe uma diminuição do ruído de escape devido à redução da velocidade dos gases. Nos motores com alta razão de "by-pass" o ruído de escape é reduzido em grau tal que o ruído do compressor (fan) e da turbina se tornam predominantes.

As exigências impostas pela regulamentação de aeroportos e de certificação de aeronaves, em termos de níveis de ruído, têm levado a uma rigorosa investigação no sentido da sua redução. Para além de certas medidas como a redução do impulso à decolagem e em voo sobre áreas urbanas são utilizados materiais e dispositivos no sentido de tornarem os motores mais silenciosos. Os meios mais utilizados são:

- Utilização de materiais absorventes de ruído nas zonas da entrada de ar, conduta de "by-pass" e sistema de escape;
- Utilização de unidades de mistura de fluxos internas;
- Utilização de cones de escape do tipo lobular. Aumentam a área de contacto do ar atmosférico com os gases de escape diminuindo o tempo de mistura entre ambos e, em consequência, o ruído provocado por essa mistura.



Misturador Interno Conrrugado

Cone de Escape Tipo Lobular

Figura 91 – Supressores de ruído

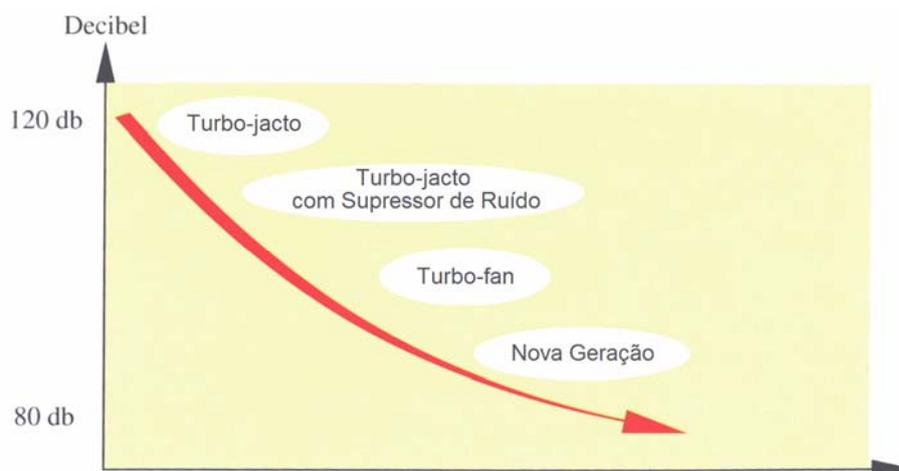


Figura 92 – Níveis de ruído provocados por vários tipos de motor

INVERSORES DE IMPULSO

Com o aumento das velocidades dos aviões agravou-se o problema da travagem durante as aterragens. A utilização de apenas os travões das rodas tornou-se insuficiente para que as distâncias de aterragem fossem curtas ou eficientes em más condições da pista. Este facto levou ao desenvolvimento de sistemas de inversão de impulso que alteram a direcção dos gases de escape ou do fluxo induzido pelos hélices.

No início do desenvolvimento dos aviões turbo-jacto utilizaram-se pára-quedas que se abriam logo que o avião tocava na pista aumentando a resistência ao avanço o que diminuía a distância de aterragem. O seu uso mostrou-se desvantajoso por se verificarem aberturas prematuras e aberturas incompletas. Por outro lado, após cada aterragem, era necessário reacondicioná-lo e muitas vezes ser substituído porque se danificava facilmente. Outra desvantagem deste sistema era a de que depois de aberto o piloto não tinha qualquer controlo sobre o pára-quedas.

Actualmente, os sistemas de inversão de impulso utilizados nos motores de reacção alteram a direcção dos gases de escape e podem ser de três tipos básicos:

- **“Clamshell doors”** – Actuam no interior da tubeira de escape e são normalmente accionadas por actuadores pneumáticos;
- **“Bucket doors”** – Actuam no exterior da tubeira de escape e são normalmente accionadas por actuadores hidráulicos;
- **“Blocker doors”** – Utilizados apenas nos motores com alta razão de “by-pass”. Podem desviar os dois fluxos ou apenas o fluxo exterior.

Em qualquer dos tipos, os gases são desviados no sentido do deslocamento do avião numa direcção que faz um ângulo de 45° com a direcção normal de saída da tubeira de escape. O Valor do impulso inverso é cerca de 50% do impulso normal.

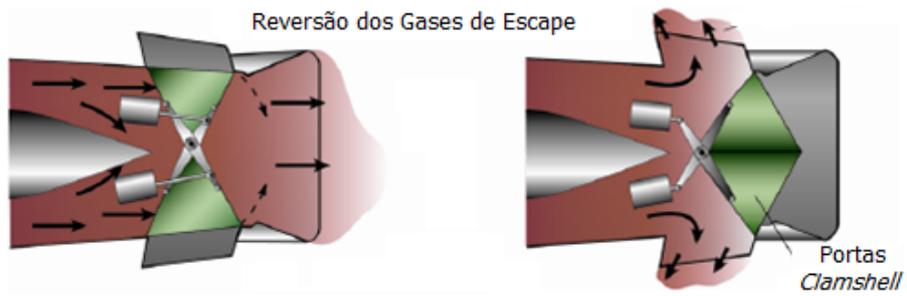


Figura 93 – Sistema de actuação do inversor de impulso



Figura 94 – Sistema de reversão de impulso em funcionamento

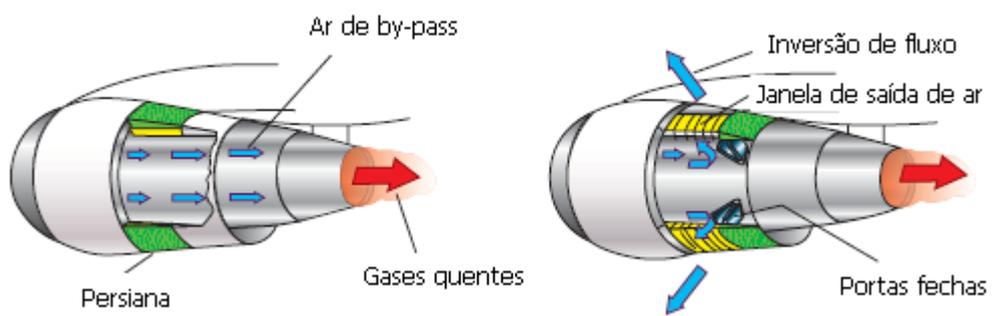


Figura 95 – Sistema de reversão de impulso tipo "Blocker doors"

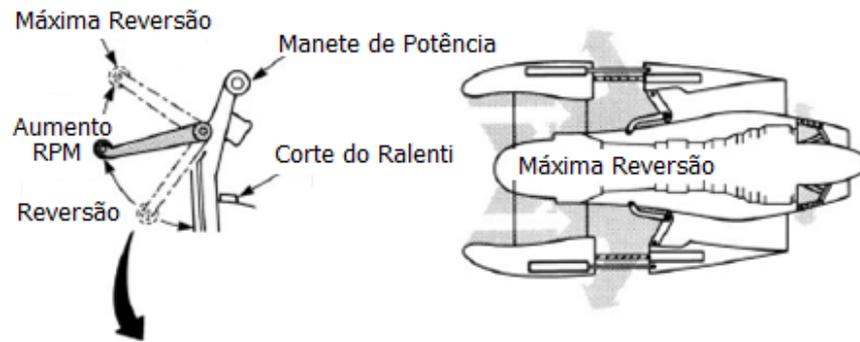


Figura 96 – Sistema de comando da reversão de impulso

Nos motores turbo-hélice a colocação das pás do hélice na posição de “reverse”, alteração do ângulo de passo, é efectuada por um sistema de comando hidromecânico que utiliza a pressão do óleo do sistema de lubrificação.

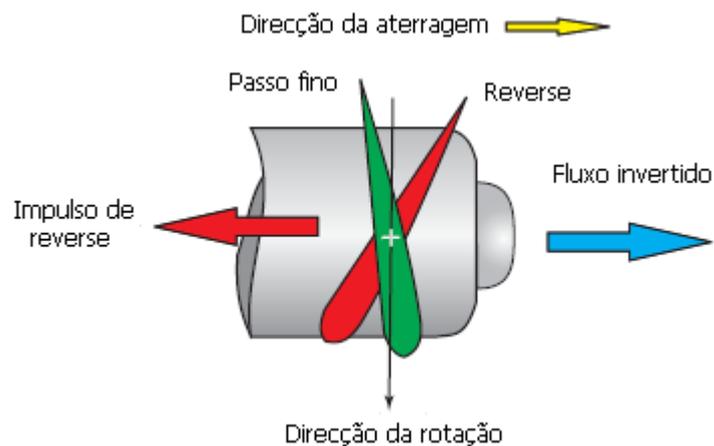


Figura 97 – Reverse das pás do hélice

CAIXA DE ACESSÓRIOS

A caixa de acessórios recebe movimento a partir do veio do motor, normalmente a partir do veio do compressor de alta pressão, e transmite movimento a vários dispositivos como bombas de óleo, bombas de combustível, separador de ar centrífugo, etc. A caixa de acessórios aloja ainda o motor de arranque a partir do qual é transmitido movimento ao veio do motor.

Alguns motores, a fim de se reduzir a carga de accionamento de alguns acessórios, possuem uma segunda caixa de acessórios accionada a partir do veio do compressor de baixa pressão.

Os dispositivos instalados na caixa de acessórios, à excepção da bomba de óleo e da bomba de alta pressão de combustível, possuem um veio fusível que parte se a carga exceder cerca de 25% da carga normal. A falha de um componente permite que os restantes continuem a funcionar normalmente. Um problema com a bomba de óleo ou bomba de combustível implica a paragem do motor.

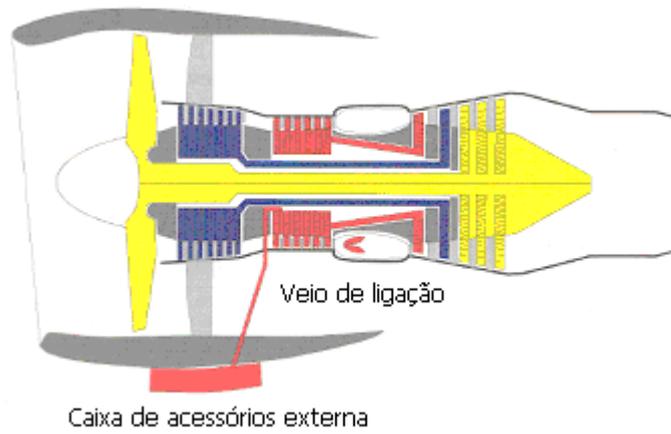


Figura 98 – Caixa de acessórios

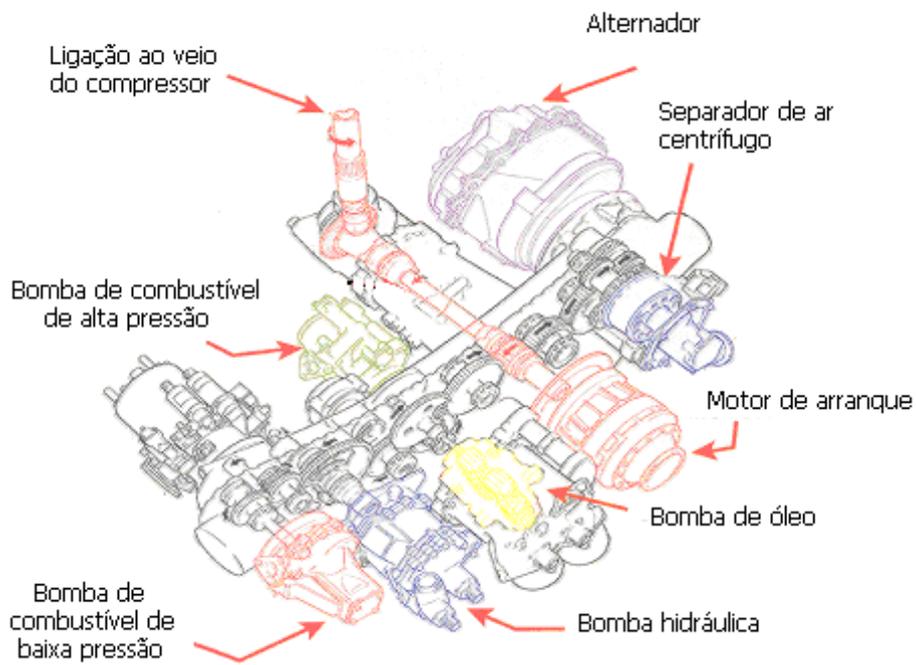


Figura 99 – Órgãos instalados na caixa de acessórios

IMPULSO

À força responsável pelo deslocamento de um avião, propulsionado por um motor turbo jacto, chama-se impulso. Para a sua medição usam-se geralmente as unidades físicas libra/força (lbf) e o quilograma/força (kgf) ou simplesmente libra e quilograma. Para a determinação desta força basta um conhecimento rudimentar de física clássica. Partindo da lei fundamental da mecânica clássica (2ª lei de Newton) sabe-se que:

$$\vec{F} = m \times \vec{a}$$

É necessária uma força ou um campo de forças para que uma massa possa ser acelerada. A aceleração é por definição a variação da velocidade por unidade de tempo, ou seja;

$$a = \frac{dV}{dt}$$

No caso dos fluidos, em lugar da aceleração é preferível utilizar a variação da quantidade de movimento na análise dos problemas. A quantidade de movimento de um corpo (grandeza vectorial) é o produto da massa pela velocidade desse corpo.

$$\vec{p} = m \times \vec{V}$$

No caso do motor de jacto, o corpo que sofre uma alteração na sua quantidade de movimento é a massa de ar que o atravessa. A partir da 2ª lei de Newton, utilizando a definição de aceleração e considerando a massa constante, conclui-se que a força não é mais que a derivada da quantidade de movimento. Deste modo, qualquer variação da quantidade de momento produz uma força.

$$\vec{F} \times dt = m \times d\vec{V} \quad \text{Ou} \quad \vec{F} = \frac{d(m \times \vec{V})}{dt}$$

Uma vez que nenhuma força pode actuar sobre si própria, o fluxo de ar que passa através dum hélice ou de um motor de jacto está sujeito a forças que produzem reacções no avião (impulso). Esta força depende da seguinte equação:

$$\text{Força} = \frac{\text{Momento de Saída} - \text{Momento de Entrada}}{\text{Por Unidade de Tempo}} \quad \text{Ou seja} \quad F = \frac{\dot{W}}{g} \times (V_j - V_i)$$

F = Força ou Impulso (em libras)

\dot{W} = Caudal (libras/seg)

g = Aceleração da gravidade (32,17 pés/seg)

V_i = Velocidade de entrada (pés/seg), corresponde a velocidade do avião (*true air speed* TAS)

V_j = Velocidade de saída (pés/seg) para motores de jacto ou a velocidade da massa de ar deslocada por um hélice

TIPOS DE IMPULSO

IMPULSO ESTÁTICO DO MOTOR

O impulso estático de um motor de reacção (motor instalado em banco de ensaio ou avião parado na placa) é ligeiramente diferente do impulso desenvolvido em voo, uma vez que a velocidade de entrada da massa de ar (V_i) é nula. Parte da massa de ar (ma) admitida pelo motor (ar à temperatura e pressão ambiente) é queimada, juntamente com o combustível, nas câmaras de combustão. A restante (ar de refrigeração) é apenas acelerado ao longo do motor. Os gases resultantes da combustão e o ar de refrigeração saem do motor com uma determinada velocidade de saída (V_j), deste modo, existe uma alteração da quantidade de movimento da massa de ar entre a entrada e a saída do motor. Para a determinação do impulso estático considera-se que a massa de ar à entrada e à saída do motor são iguais (é desprezada a massa de combustível libertada nas câmaras de combustão).

As quantidades de movimento da massa de ar são as seguintes:

- Do ar admitido $p = ma \times V_i \Leftrightarrow p = ma \times 0 = 0$, uma vez que $V_i=0$
- Dos gases à saída do motor $p = ma \times V_j$

O impulso devido à variação das quantidades de movimento será então:

$$I = (ma \times V_j) - (ma \times V_i) \Leftrightarrow I = ma \times V_j - 0 = ma \times V_j$$

Os gases queimados e o ar à saída do motor possuem pressão superior à pressão atmosférica ambiente. Este diferencial de pressões contribui para aumentar o impulso que é produzido;

$$I = ma \times V_j + (P_s - P_a) \times A$$

P_s – pressão dos gases à saída do motor

P_a – pressão atmosférica

A – área do bocal de saída do motor

Quando se multiplica área por pressão, ou diferença de pressões, obtêm-se uma força. Como a massa de um corpo é a relação entre o seu peso e a aceleração da gravidade, pode-se substituir na fórmula a massa de ar (ma) por (W_a/g) onde, (W_a) é o peso do ar e (g) a aceleração da gravidade.

$$I = \frac{W_a}{g} \times V_j + (P_s - P_a) \times A$$

IMPULSO EM VOO

Quando o motor tem velocidade linear, como no caso do avião em voo, então o impulso desenvolvido pelo motor não pode ser calculado pela fórmula matemática do parágrafo anterior. A velocidade de voo cria uma

quantidade negativa de movimento chamado impulso negativo, que vale $(W_a/g)V_i$, onde (W_a/g) é a massa de ar que o motor admite e (V_i) a velocidade de voo. Assim o impulso em voo será determinado por:

$$I = \frac{W_a}{g} \times V_j + (P_s - P_a) \times A - \frac{W_a}{g} \times V_i$$

Ou

$$I = \frac{W_a}{g} \times (V_j - V_i) + (P_s - P_a) \times A$$

IMPULSO BRUTO, NEGATIVO E RESULTANTE

Durante a análise do impulso surgem dois tipos de forças no motor, uma devido à velocidade dos gases de escape, denominada por impulso bruto, e outra devida à velocidade de voo, chamada impulso negativo. O impulso que actua no avião é a diferença entre as duas e chama-se impulso resultante ou líquido. Matematicamente tem-se;

$$I_R = I_B - I_N$$

Onde:

I_R – Impulso resultante ou líquido

I_B – Impulso bruto

I_N – Impulso negativo

O impulso bruto, ou impulso no bocal propulsor é calculado por:

$$I_B = \frac{W_a}{g} \times V_j + (P_s - P_a) \times A$$

O impulso negativo é calculado por:

$$I_N = \frac{W_a}{g} \times V_i$$

O impulso resultante, pode ser calculado por:

$$I_R = \frac{W_a}{g} \times V_j + (P_s - P_a)$$

Quando o motor não tem velocidade linear, o impulso resultante iguala-se à tracção bruta uma vez que o impulso negativo é nulo. No caso do motor foguete, o impulso resultante do mesmo, em voo, é sempre igual ao impulso bruto, uma vez que não havendo admissão de ar a velocidade de voo não interfere no impulso.

À primeira vista pode parecer que o impulso em voo de um motor turbo-jacto é menor do que o impulso estático devido à tracção negativa. Na realidade isto não acontece porque em voo, devido à pressão de impacto (efeito de "ram"), existe maior admissão de ar. Este facto compensa a diminuição causada pelo impulso negativo. Observando a fórmula do impulso obtido num motor de jacto verifica-se que o aumento da velocidade do avião (V_i) reduzirá o impulso de forma linear, figura 14. Contudo, uma das características do motor de jacto é o facto de o caudal de ar que passa através dele (W/g) aumentar com a velocidade do

avião compensando assim, parcial ou completamente, a perda referida. Deste modo, o impulso efectivo diminui durante a aceleração do avião mas, a velocidades altas, é novamente recuperado.

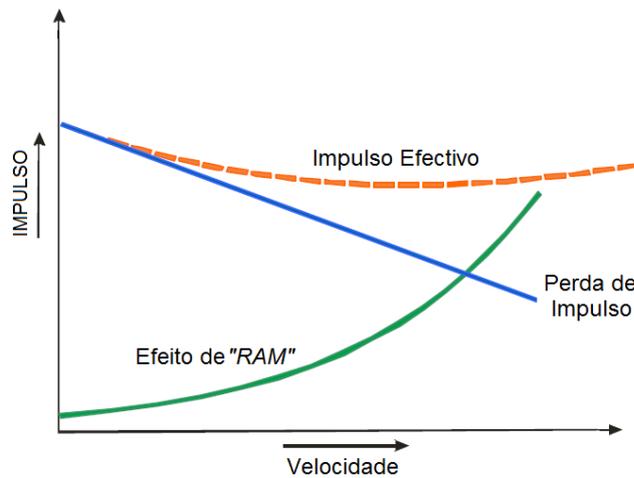


Figura 100 – Variação do impulso com a velocidade num motor de jacto

No caso do motor turbo-hélice para se saber a potência realmente desenvolvida “Equivalent Shaft Horse Power” (ESHP), é necessário adicionar-se ao “Shaft Horse Power” (SHP) o impulso residual dos gases de escape. A potência pode ser calculada através da fórmula:

$$ESHP = SHP + \frac{I_R}{2,5}$$

Onde I_R é o impulso resultante no turbo hélice pelos gases de escape.

VARIAÇÃO DO IMPULSO COM A VARIAÇÃO DAS RPM DO MOTOR

O impulso é proporcional às rpm do motor uma vez que um aumento destas provoca um aumento da massa de ar admitida. Contudo, uma elevada percentagem do impulso máximo é produzida com velocidades do compressor acima de 80 a 85% das rpm máximas. Isto deve-se ao facto dos motores de turbina terem velocidades de rotação em potência mínima (idle) relativamente elevadas. Por exemplo, um motor com dois compressores, em “idle”, tem as seguintes velocidades de rotação (percentagem das rpm máximas):

- Compressor de alta 50 a 60%
- Compressor de baixa 25%

Existem várias designações para o impulso produzido pelo motor em função da percentagem de rpm a que o motor se encontra a funcionar.

- Impulso de descolagem – Corresponde ao Impulso máximo do motor devendo ser utilizado por pequenos períodos de tempo
- Máximo impulso contínuo – Impulso que pode ser utilizado continuamente
- Impulso máximo de subida – Impulso que permite o melhor ângulo e a melhor velocidade de subida
- Impulso máximo de cruzeiro – Impulso ligeiramente menor que o máximo impulso contínuo.

Impulso ideal para prolongar a vida do motor

FACTORES QUE AFECTAM O IMPULSO

O impulso é efectuado por vários factores, embora alguns dos seus efeitos possam ser compensadas pela unidade de controlo de combustível do motor.

Pressão Atmosférica

A pressão atmosférica influencia o impulso de um motor turbo-jacto devido à variação que provoca na densidade do ar (variação da massa de ar). O aumento da densidade do ar admitido provoca um aumento de impulso e vice-versa.

Temperatura do Ar Ambiente

A densidade do ar varia inversamente com a temperatura. Se houver um aumento da temperatura atmosférica a densidade do ar diminui e o impulso do motor acompanha esta diminuição.

Altitude

Com o aumento da altitude diminui a pressão atmosférica e a temperatura. Como a acção da pressão é superior à da temperatura, esta situação resulta numa diminuição gradativa de impulso com o aumento da altitude.

A camada de ar que está em contacto directo com a terra chama-se troposfera. Tem uma espessura de 17 a 19 km sobre o equador, e de 7 a 9 km sobre os pólos. Nesta camada a temperatura do ar sofre uma redução de 0,65°C por cada 100 m de altitude. Entre a troposfera e a estratosfera fica situada uma camada de ar com 3 a 5 km de espessura, a tropopausa, cuja temperatura permanece constante. O impulso do motor que opera nesta camada sofre uma diminuição rápida à medida que se eleva da mesma, devido a não haver compensação por efeito da temperatura.

Velocidade de Voo

A influência da velocidade de voo no impulso de um motor manifesta-se de duas formas:

- Perda de impulso por efeito do impulso negativo
- Pressão de impacto (efeito de "ram")

O primeiro factor é compensado pelo segundo, pressão de impacto. Em voo, a pressão de impacto (efeito de "ram") aumenta a massa de ar admitida pelo motor. Nos voos supersónicos, o efeito da pressão de impacto é maior, uma vez que após a velocidade de Mach 1.5, a pressão de impacto aumenta rapidamente.

Humidade

Este factor, à semelhança da temperatura, pressão e altitude, provoca também variação na densidade do ar. O aumento da humidade provoca uma diminuição da densidade do ar, e consequentemente perda de impulso.

RELAÇÃO IMPULSO/POTÊNCIA

Para se poderem comparar os desempenhos de dois motores é necessário que as suas grandezas físicas sejam medidas nas mesmas unidades. A comparação entre o consumo específico e desempenho do motor a jacto com os demais motores térmicos exige que antecipadamente se faça a conversão do impulso em potência ou vice-versa. Para o motor de reacção a potência utilizada é expressa em função da velocidade de voo e representa-se por "Horse Power" (HP). Na figura 15 pode observar-se a eficiência propulsiva dos vários tipos de motor. Os motores Turbo-hélice são mais eficientes a baixas velocidades de voo enquanto os motores turbo-jacto puros são mais eficientes a grandes velocidades. Para velocidades intermédias os motores mais eficientes são os motores com razão de "by-pass".

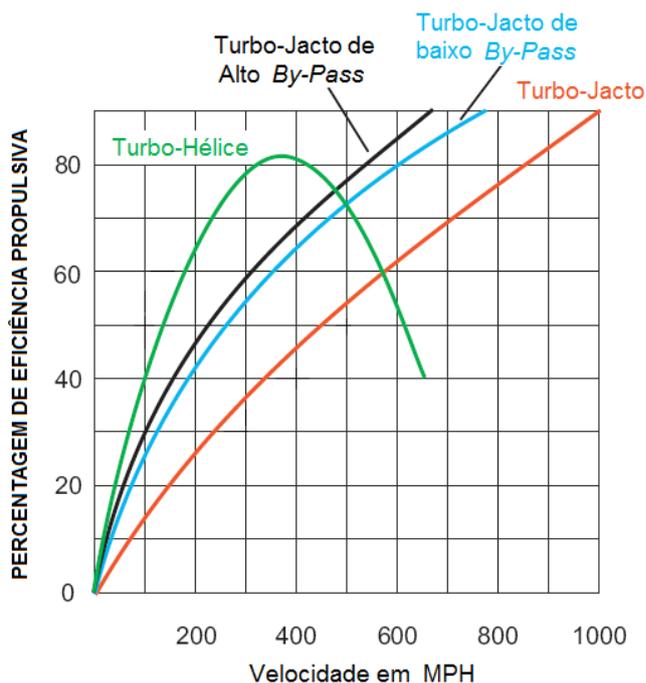


Figura 101 – Eficiência propulsiva de vários tipos de motor

SISTEMAS DE AUMENTO DE IMPULSO

PÓS-COMBUSTÃO

A pós-combustão ou "afterburning" é um processo utilizado para aumentar o impulso do motor por pequenos períodos de tempo. É constituído por um sistema de tubeira com cone de escape de área variável onde existem injectores em posição circunferencial (anéis de injeção) e suportes de chama ("flame stabilizers") de secção anelar em forma de "V". Estes suportes provocam turbulência nos gases reduzindo-lhe a velocidade evitando o apagamento da chama.

Os gases de escape possuem uma grande quantidade de oxigénio uma vez que apenas cerca de 25% do ar admitido no motor é misturado e queimado com combustível nas câmaras de combustão. É assim possível efectuar uma nova combustão na tubeira de escape que provoca uma maior expansão e aceleração dos

gases e um aumento de impulso do motor.

O funcionamento do sistema de pós combustão provoca um grande aumento do consumo de combustível, razão pela qual só é utilizado por curtos períodos (descolagens, situações de emergência ou de combate).

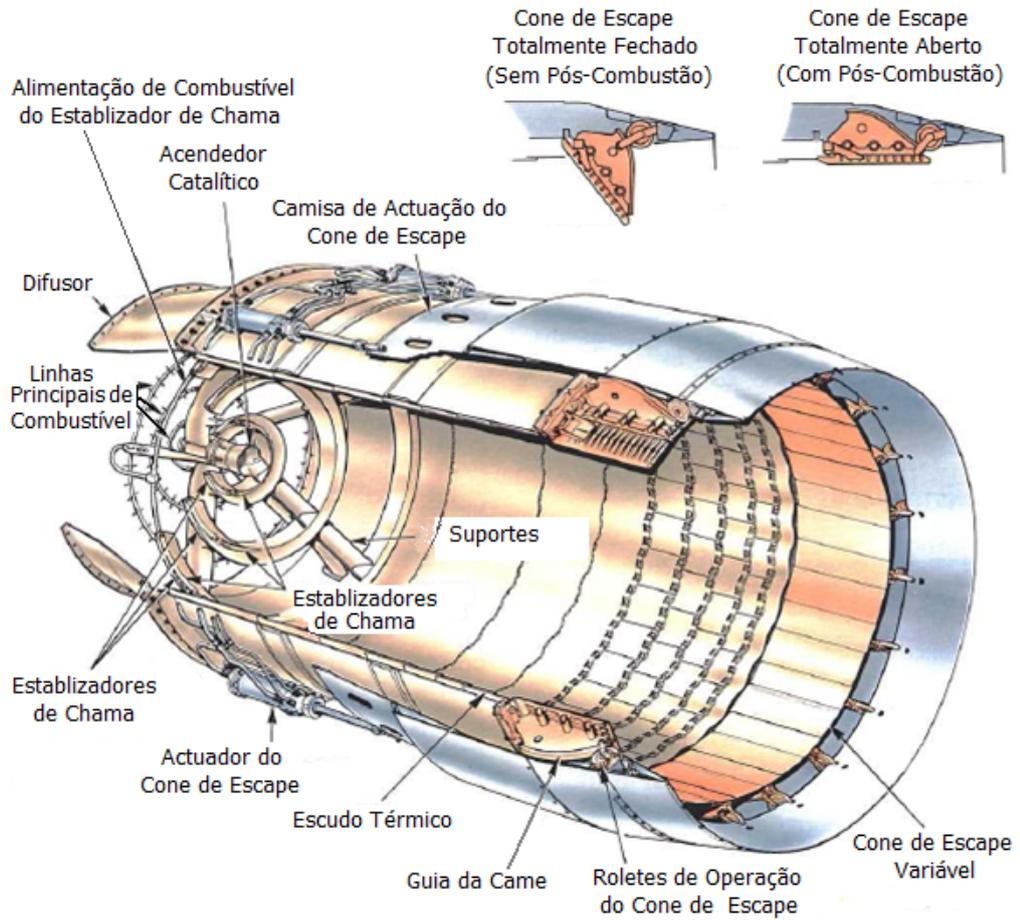


Figura 102 – Constituição de um sistema de pós-combustão

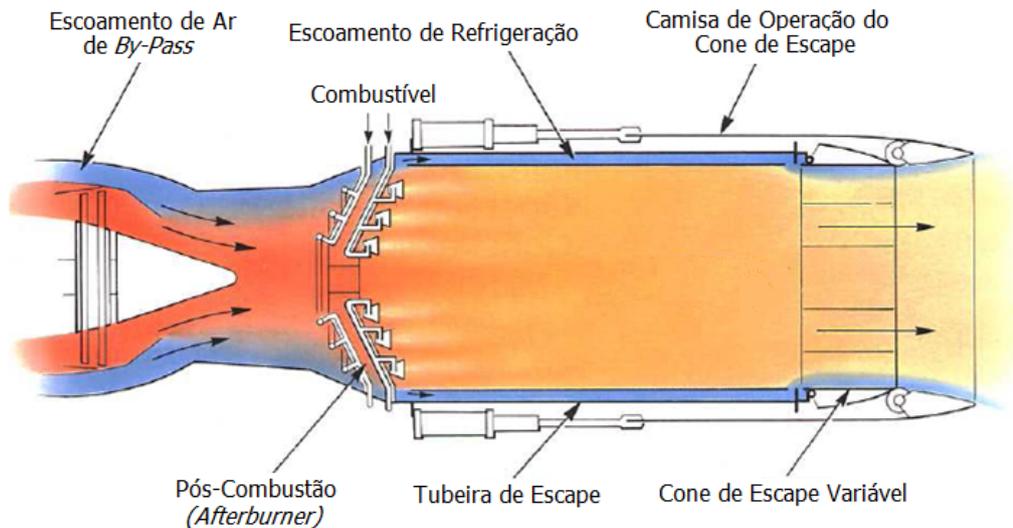


Figura 103 – Refrigeração do sistema de pós-combustão

A queima de combustível nos injectores colocados na conduta de escape, logo após à turbina, é assegurada por meio de um de três processos:

- **Acendedor catalítico** – A ignição é provocada por uma reacção química da mistura ar/combustível com uma placa de platina;
- **Vela de ignição** – Utilização de uma vela de ignição próxima dos injectores;
- **Chama localizada** – Utilização de uma chama localizada no interior de um tubo de corrente de combustão que vai desde a câmara de combustão até aos injectores da pós-combustão. O comando operacional deste sistema é feito pela manete de débito que também comanda as conchas que servem para alterar a área do cone de saída dos gases.

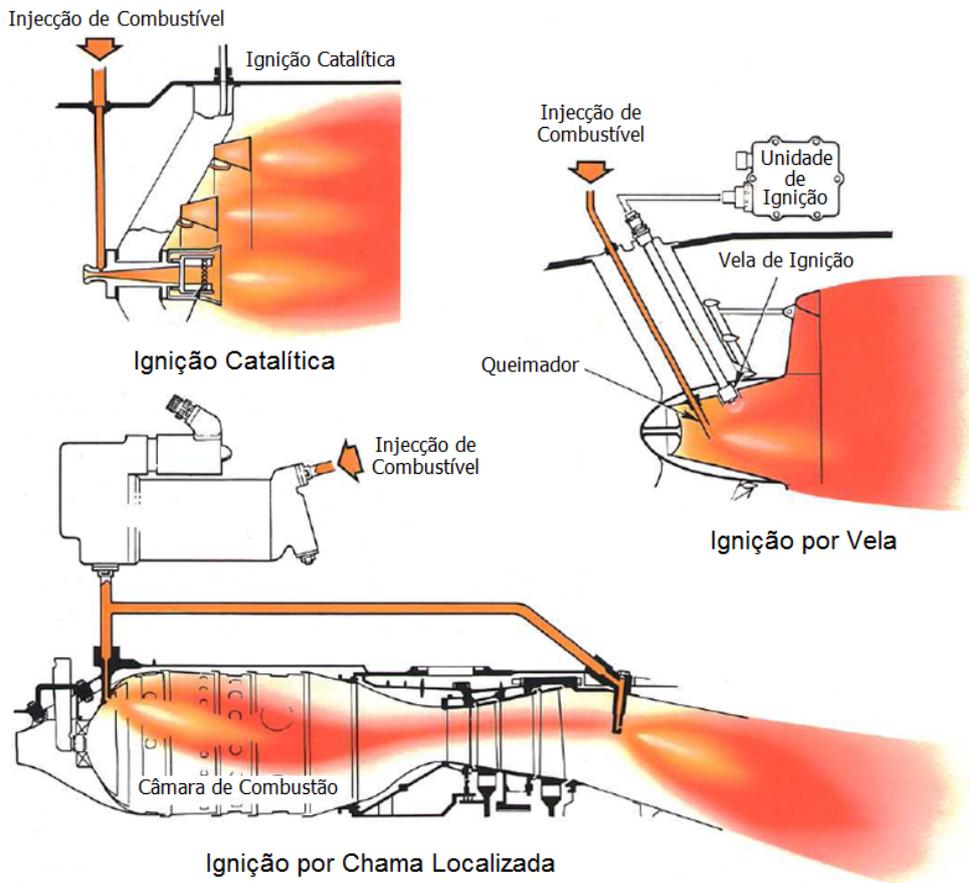


Figura 104 – Sistemas de ignição da pós-combustão

INJEÇÃO DE ÁGUA

A injeção de água é um método eficaz para aumentar o impulso de um turbo rector em condições de elevada altitude e/ou temperatura. A injeção de água provoca uma diminuição da temperatura do ar (aumento de densidade) e pode ser efectuada em dois locais:

- **À entrada do compressor** – Sistema utilizado em alguns motores com compressores centrífugos e em pequenos motores com compressor axial. A injeção de água aumenta a densidade do fluxo

do ar aumentando assim a sua quantidade. Tem um efeito semelhante ao provocado por um dia de muita humidade e de baixa temperatura.

- **Nas câmaras de combustão** – Provoca um aumento do fluxo e uma menor queda de pressão na turbina (não existe trabalho extra para o aumento do fluxo) e ainda uma maior pressão na tubeira de escape

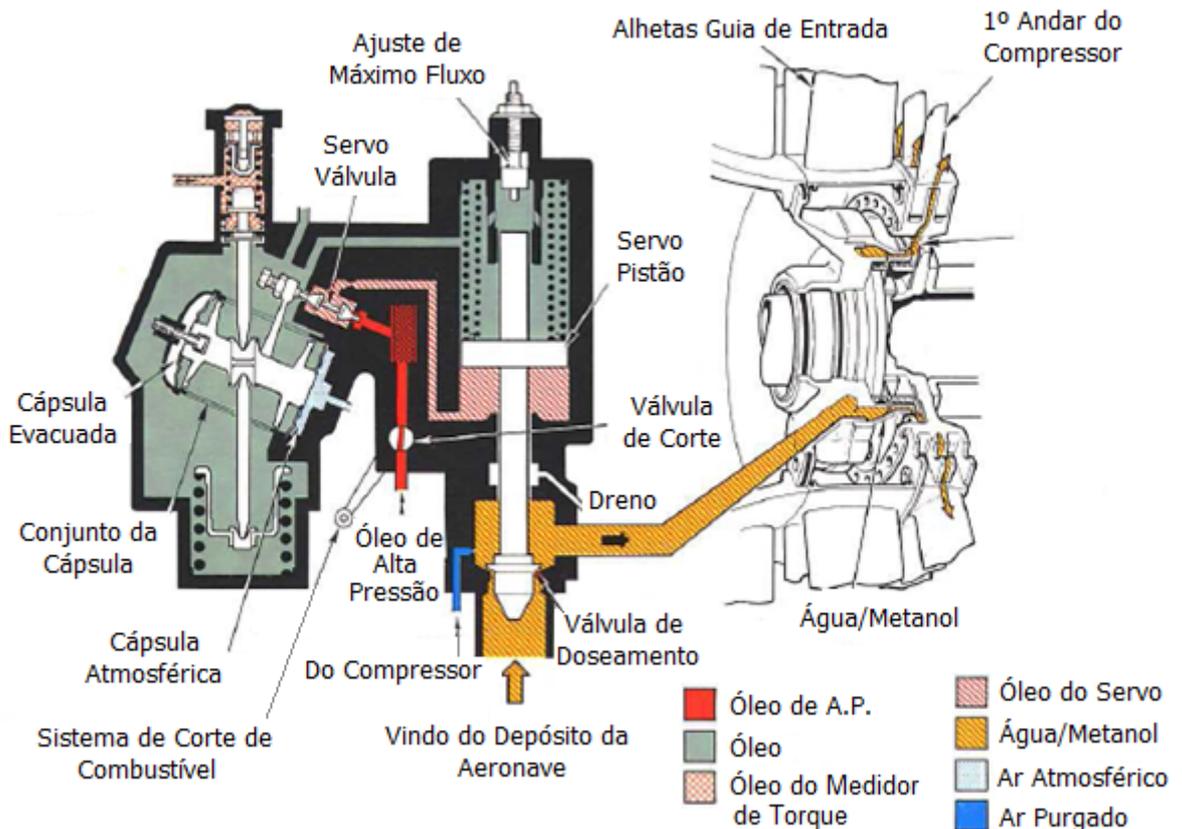


Figura 105 – Injecção de água à entrada do compressor

Normalmente é adicionado à água o metanol (combustível à base de álcool) como anti-congelante. Além das vantagens referidas da injeção de água, a queima do metanol provoca um aumento de temperatura e de expansão dos gases e um conseqüente aumento das rotações e do impulso do motor. É necessário regular a quantidade de água e de metanol de modo a controlar o aumento da temperatura. A percentagem de metanol na mistura não ultrapassa os 40%.

A quantidade de água, ou de mistura água-metanol, necessária para um determinado aumento de impulso é limitada pela saturação do ar na entrada do compressor ou pela saturação do volume de massa a queimar nas câmaras de combustão, cujo limite é muito maior. Por exemplo, o avião Boeing 707 transporta cerca de 1350 litros de mistura água-metanol, por motor, para injeção, durante três minutos, à descolagem e subida.

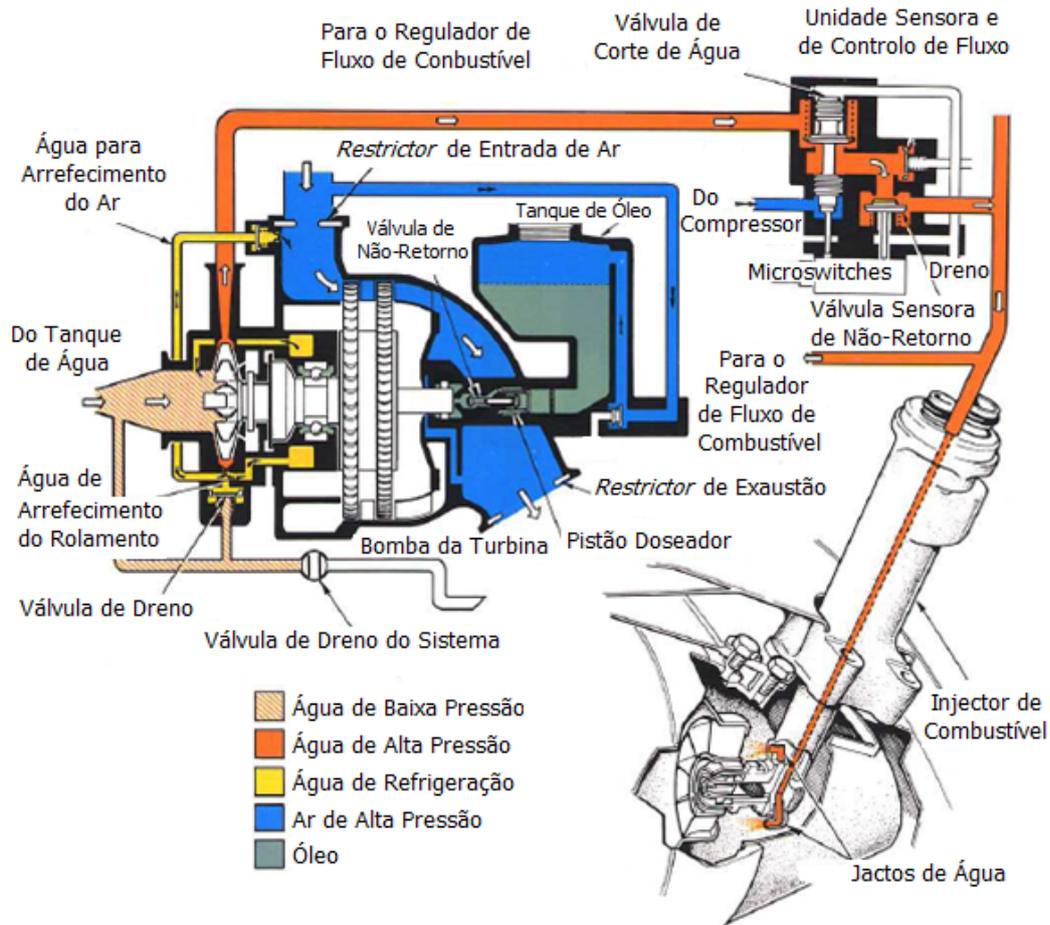


Figura 106 – Injecção de água nas câmaras de combustão

SISTEMAS DO MOTOR

SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO

O sistema de lubrificação de um motor a reacção tem como objectivo diminuir o atrito entre as peças em movimento melhorando o rendimento mecânico e reduzindo o desgaste, manter o motor limpo (remoção de impurezas) minimizar a corrosão nos rolamentos e actuar o mecanismo de variação de passo dos hélices dos motores turbo-hélice.

A lubrificação no motor de reacção é mais fácil que no motor alternativo uma vez que o primeiro tem menor número de peças móveis em contacto uma com as outras. O óleo lubrifica apenas os rolamentos de apoio do compressor e da turbina e as engrenagens da caixa de acessórios. Nos motores turbo-hélice o óleo lubrifica também o mecanismo de redução de velocidade do hélice e actua o sistema de controlo das pás.

ÓLEOS LUBRIFICANTES

Nos primeiros motores de reacção era usado o mesmo óleo que era utilizado nos motores alternativos (óleo de origem mineral). Este óleo perdia rapidamente as suas características de lubrificação devido às elevadas temperaturas desenvolvidas nos motores. Passaram então a ser utilizados óleos sintéticos (96% ácidos inorgânicos e álcool e 4% de aditivos) com as seguintes características:

- Baixa volatilidade, a fim de evitar a evaporação a altas altitudes;
- Alto ponto de ignição;
- Elevada gama de temperatura de operação (entre -45 °C e 115 °C);
- Baixa viscosidade (facilita a fluidez a baixas temperaturas);
- Alto índice de viscosidade (manutenção da viscosidade com o aumento da temperatura);
- Elevada facilidade de manutenção de uma película de lubrificação (Facilidade com que as moléculas de óleo permanecem aderentes umas às outras quando sujeitas a cargas de compressão e facilidade com que aderem às superfícies quando sujeitas a forças centrífugas).

TIPOS DE SISTEMAS DE LUBRIFICAÇÃO

O sistema de lubrificação dos motores de turbina é do tipo de recirculação ou cárter seco. A distribuição do óleo em torno do motor (pontos a lubrificar) é efectuada através de bombas de pressão e de sucção de óleo. Existem dois sistemas básicos de recirculação:

- Sistema com válvula de alívio de pressão;
- Sistema de fluxo total.

No sistema com válvula de alívio de pressão é mantida uma pressão constante no sistema. A válvula de

alívio regula a pressão nas linhas de abastecimento e controla o fluxo de óleo nas câmaras dos rolamentos.

No sistema de fluxo total a bomba de pressão fornece o fluxo de óleo necessário à lubrificação do motor podendo existir variações de pressão no sistema em função do regime do motor.

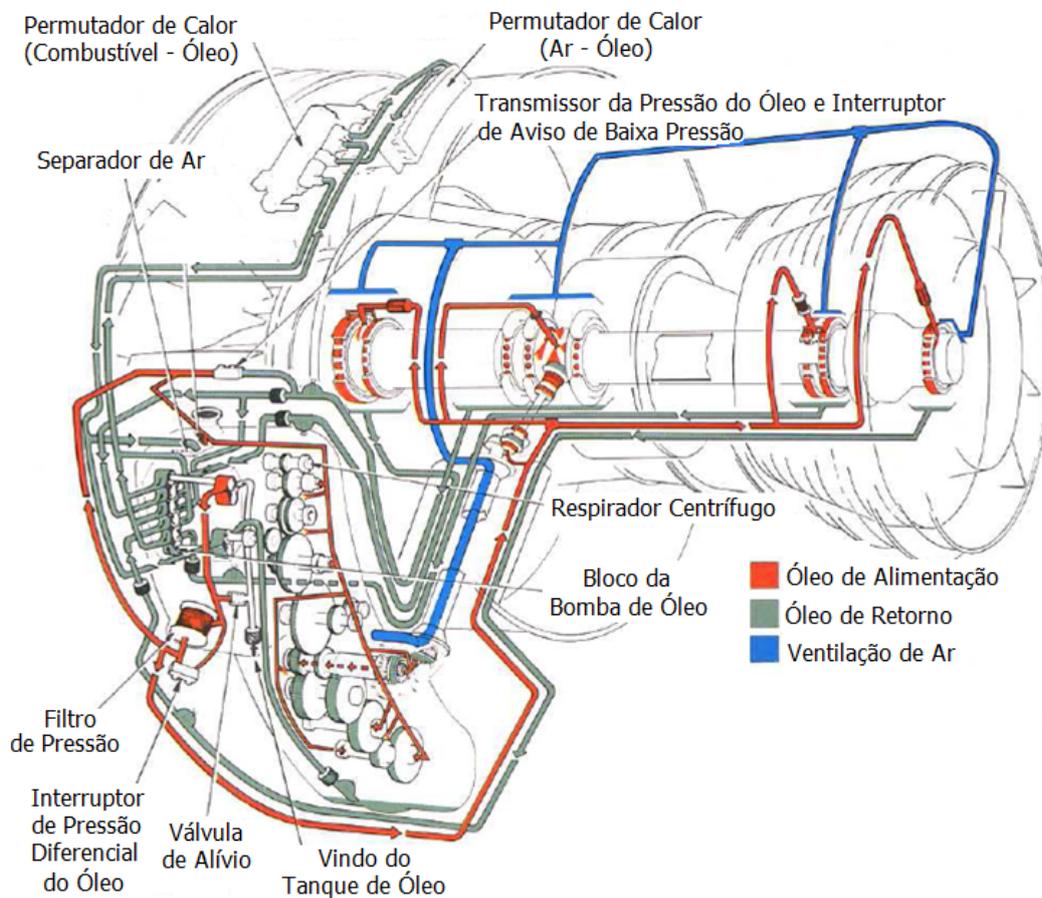


Figura 107 – Esquema de um circuito de óleo de lubrificação de fluxo total

COMPONENTES DO SISTEMA

Os componentes básicos do sistema de lubrificação são os seguintes:

- Depósito de óleo;
- Bomba de pressão e bombas de sucção;
- Filtros;
- Galerias de distribuição;
- Sistema de aviso de baixa pressão de óleo;
- Separador de ar;
- Válvulas de "by-pass";

- Permutador de calor;
- Detectores de partículas magnéticos.

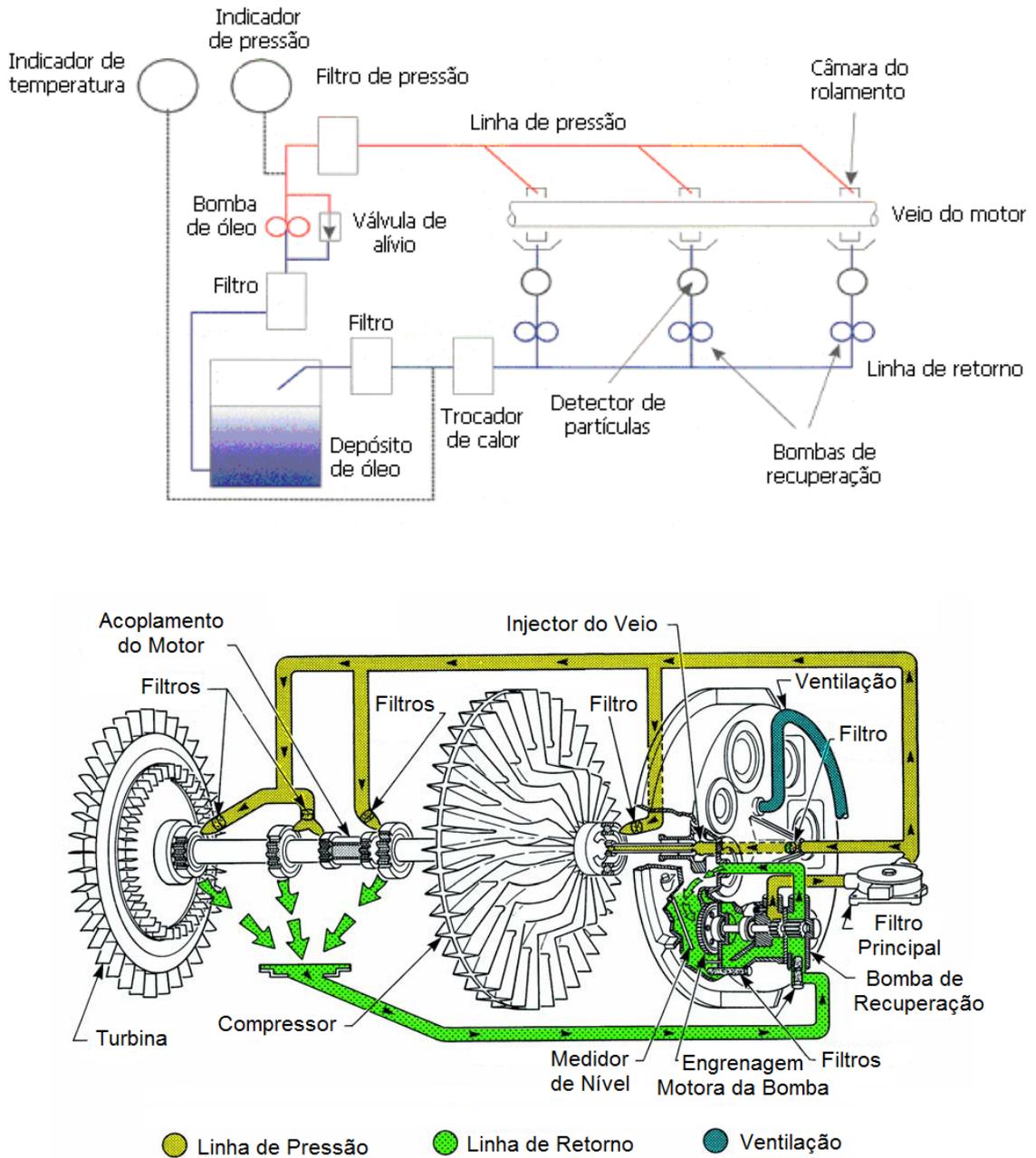


Figura 108 – Esquemas de sistemas de lubrificação

Depósito de Óleo

O depósito pode fazer parte do próprio motor (integrado na caixa de acessórios) ou constituir uma unidade separada. Possui dispositivos para o abastecimento e drenagem, um indicador de nível e um sistema de pressurização. Nos depósitos de óleo dos aviões com motor turbo-hélice existe uma tomada

de óleo independente para a bomba do sistema de actuação das pás do hélice para a posição de bandeira, situada a um nível inferior ao da saída para a bomba de pressão do sistema de lubrificação. Desta forma é assegurada uma reserva de óleo que garante a possibilidade do posicionamento do hélice em bandeira no caso de uma fuga de óleo no sistema que obrigue à paragem do motor.

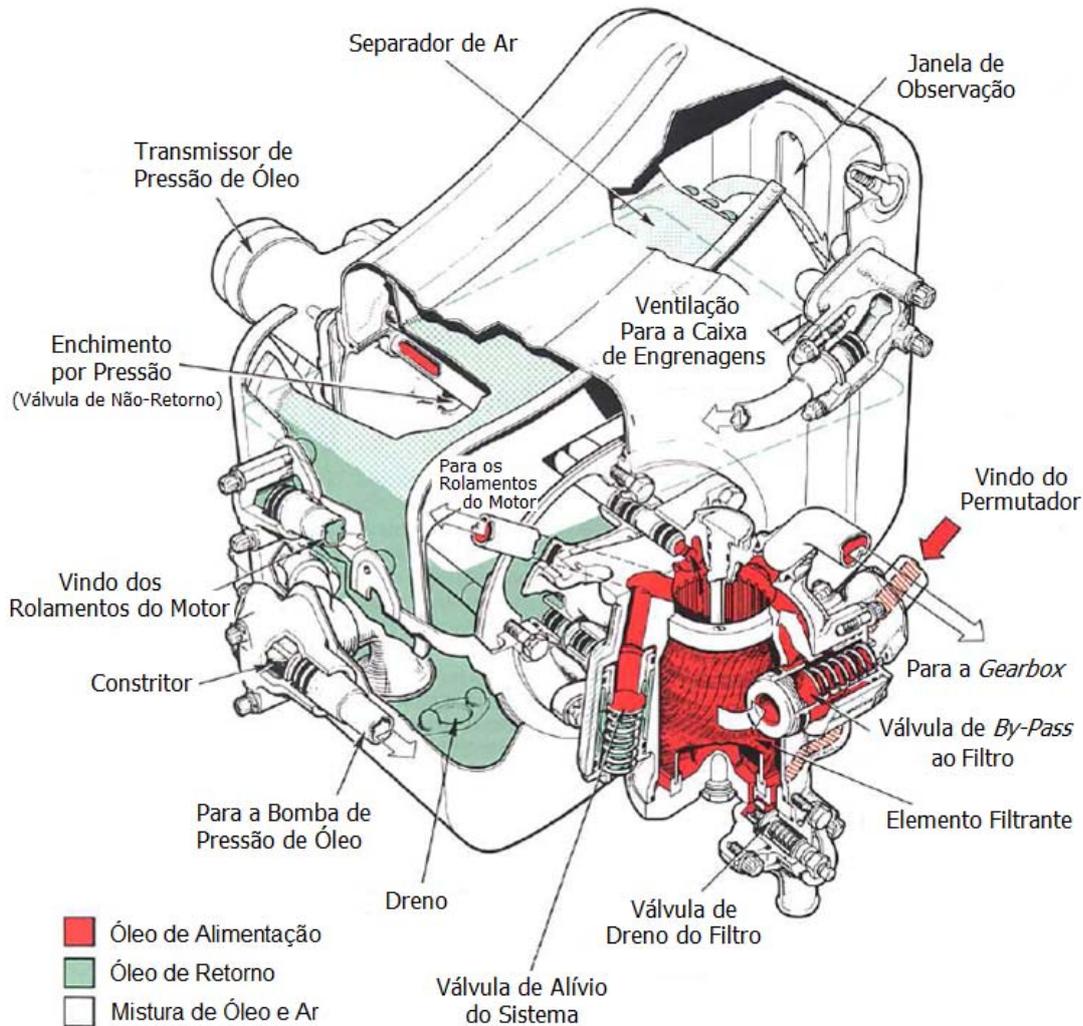


Figura 109 – Esquema do depósito e bomba de óleo

Bombas de Pressão e de Recuperação

As bombas usadas no sistema de lubrificação são do tipo de engrenagens com carretos em aço e corpo ou carcaça em alumínio. Existe uma bomba de pressão e várias bombas de recuperação. Estas últimas têm maior capacidade que a bomba de pressão para se evitar a acumulação de óleo nos pontos de recuperação na zona dos rolamentos.

Alguns motores dispõem de uma bomba específica para fornecer óleo, com fluxo controlável, aos rolamentos do apoio dianteiro do compressor de baixa pressão a fim de se evitar a inundação com o óleo, durante o arranque do motor, quando o compressor de alta pressão é accionado.

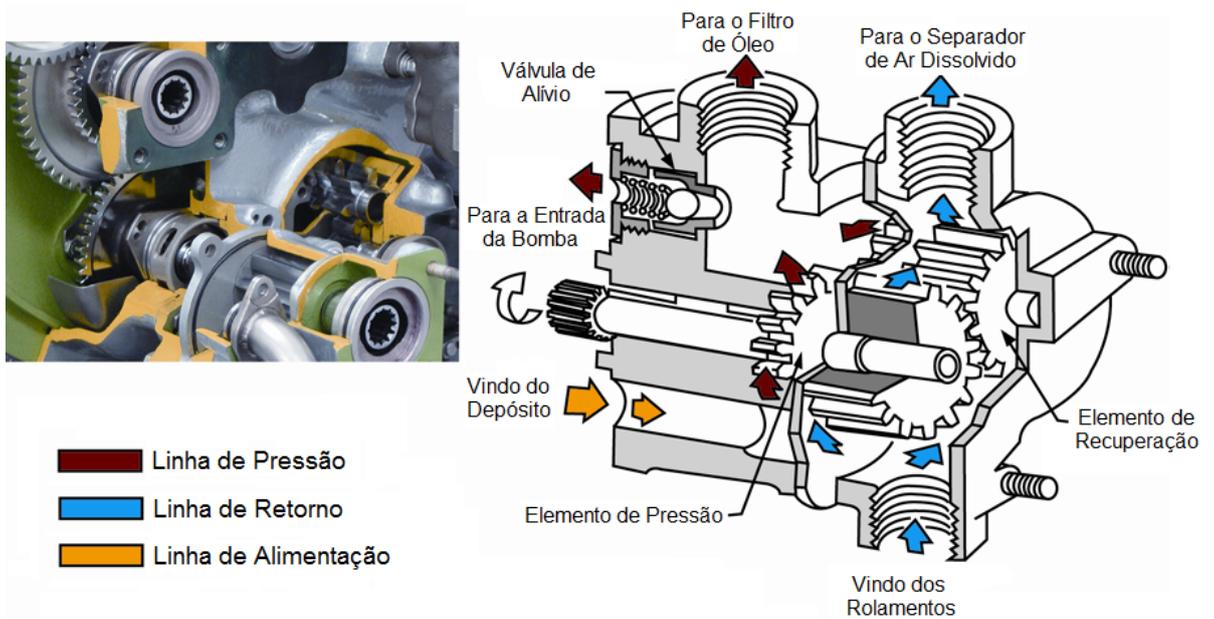


Figura 110 – Bomba de carretos

Válvulas de Desvio (*By-pass*)

São geralmente válvulas de esfera com mola sem regulação. Estabelecem um “by-pass” e evitam a paragem da circulação do óleo nos órgãos como filtros e permutadores de calor quando estes se encontram colmatados. Podem conter um sensor eléctrico que acciona um sistema de aviso na cabina quando existe colmatagem em algum dos órgãos.

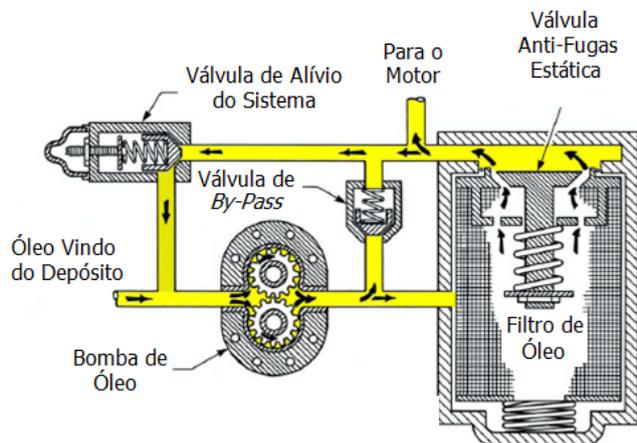


Figura 111 – Válvulas de alívio e desvio

Filtros

Existe um elevado número de filtros no sistema de lubrificação que evitam que as impurezas circulem continuamente com o óleo em torno do motor. Existe um filtro na linha de sucção da bomba de pressão e um filtro de pressão a seguir a esta. Existem filtros nos injectores de óleo para os rolamentos (última oportunidade de filtragem do óleo antes da lubrificação dos rolamentos) e filtros nas linhas de retorno

de óleo. Alguns filtros possuem um "switch" de pressão diferencial e um pino indicador de colmatagem.

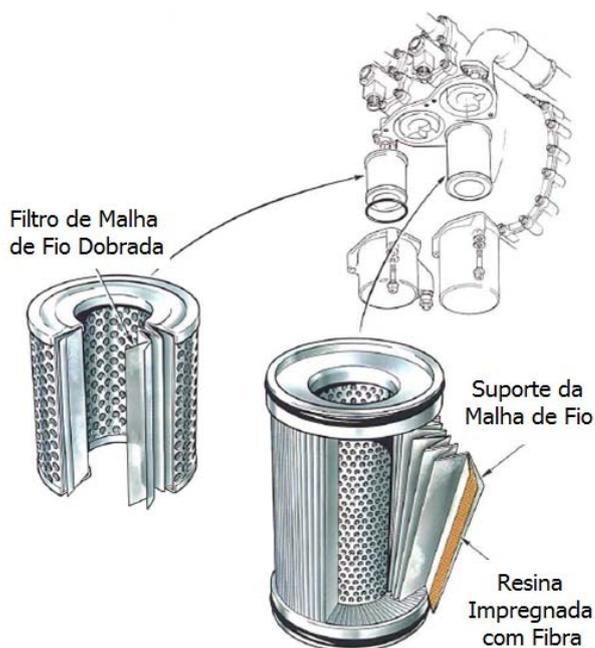


Figura 112 – Composição de um filtro de óleo

Permutador de Calor

Os permutadores de calor são instalados na linha de retorno e destina-se a arrefecer o óleo de lubrificação mantendo-o numa temperatura entre os 60 °C e os 80 °C. Este órgão consiste basicamente num radiador podendo o fluxo de arrefecimento ser o ar ou o combustível da aeronave. Este último tipo, permutador de calor óleo-combustível, tem a vantagem de, ao mesmo tempo que o óleo é arrefecido, aquecer o combustível que vai para as câmaras de combustão eliminando ou evitando a formação de gelo.

No permutador existe uma válvula termostática que regula a quantidade de óleo que passa pelo interior do permutador, para ser arrefecido, em função da temperatura do mesmo.

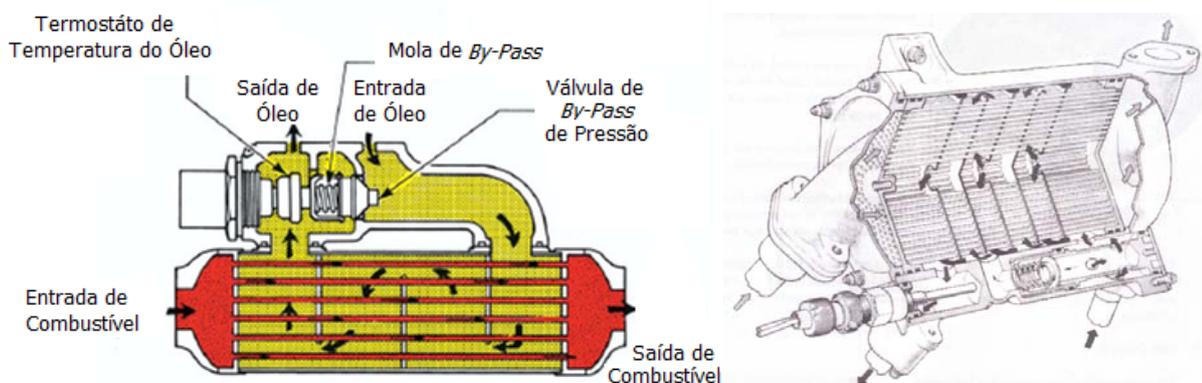


Figura 113 – Esquema de um permutador de calor

Detectores de Partículas Magnéticas

São detectores instalados nas linhas de retorno que retêm as partículas metálicas transportadas pelo óleo. São examinados periodicamente para se quantificar e eventualmente identificar a origem das partículas. Esta análise permite verificar se existe desgaste excessivo do motor e qual o órgão, ou órgãos, com maior desgaste. Sendo conhecidas as ligas metálicas em que os diferentes órgãos do motor são fabricados, identificando as partículas retidas nos detectores identifica-se o órgão de onde são provenientes.

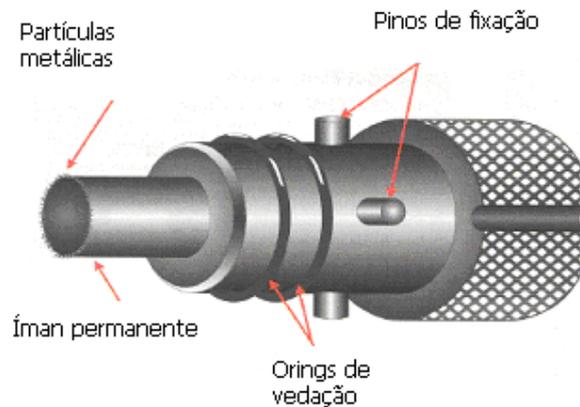


Figura 114 – Detector de partículas magnético

Separador de Ar

A vedação do óleo de lubrificação nas câmaras dos rolamentos é efectuada através de ar que é retirado do compressor havendo sempre alguma mistura de ar com o óleo nas linhas de retorno. Para que não hajam pressões excessivas nas câmaras dos rolamentos e na caixa de acessórios é necessário um respiro de ar. É também necessário efectuar a separação do ar e do óleo e evitar que haja derrame deste último através do respiro de ar. O componente onde é efectuada a separação é um separador centrífugo instalado na caixa de acessórios.

O separador roda a grande velocidade impelindo o óleo contra as paredes exteriores sendo depois recuperado na caixa de acessórios. O ar sendo mais leve (menor inércia) mantém-se na zona central do separador saindo para o exterior através do respiro.

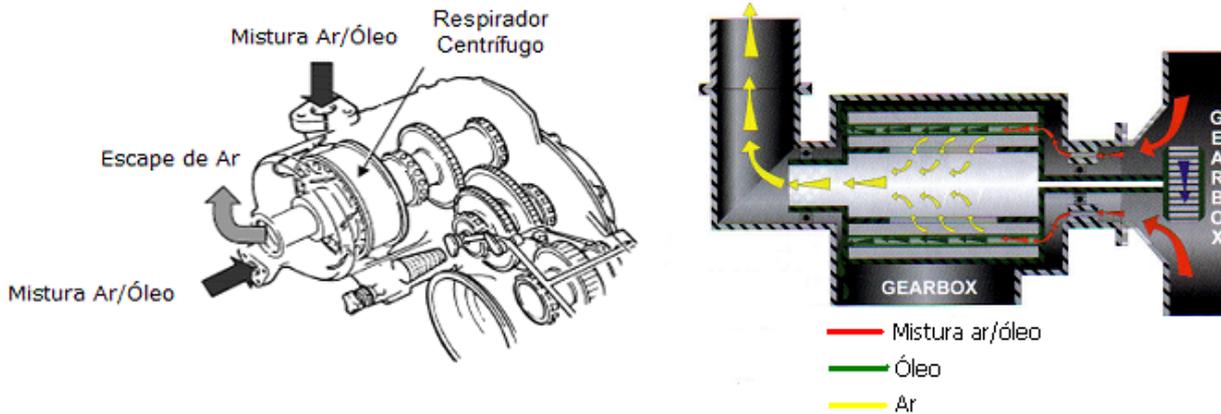


Figura 115 – Separador de ar

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

O sistema de combustível do motor é constituído por uma série de componentes que filtram, monitorizam e alimentam de combustível os injectores numa razão correcta, em função da massa de ar que passa ao longo do motor e da posição da alavanca de potência.

Embora o sistema de combustível do motor se encontre interligado com o sistema de combustível da aeronave, este estudo diz respeito ao sistema do motor. O estudo do sistema da aeronave é efectuado na disciplina de Estruturas e Sistemas.

COMPONENTES DO SISTEMA

O número de componentes depende da complexidade de cada tipo de motor, mas podem considerar-se os seguintes componentes básicos:

- Válvula de corte de baixa pressão;
- Bomba de baixa pressão;
- Bomba de alta pressão;
- Válvula de corte de alta pressão;
- Permutador de calor;
- Aquecedor de combustível;
- Filtro;
- Indicador de consumo, de pressão e de temperatura do combustível;
- Unidade de controlo de combustível;

- Depósito de drenos.

Válvula de Corte de Baixa Pressão

Esta válvula separa os sistemas de combustível do motor e do avião e permite a paragem do motor em caso de emergência.

Bomba de Baixa Pressão

Esta bomba encontra-se na caixa de acessórios do motor e fornece combustível à bomba de alta pressão. Faz a sucção do combustível dos depósitos em caso de falha das “booster pumps” do sistema de combustível da aeronave.

Bomba de Alta Pressão

É normalmente uma bomba de êmbolos, instalada na caixa de acessórios, e fornece a quantidade de combustível adequada ao impulso requerido.

Válvula de Corte de Alta Pressão

Esta válvula ou torneira de corte fecha a passagem de combustível entre a Unidade de controlo de combustível e os injectores. É o controlo normal para o arranque e para a paragem do motor. Pode ser controlada mecanicamente, através de uma alavanca, a partir da cabina ou controlada através de um actuador eléctrico que por sua vez é controlado, também na cabina, através de um de um interruptor.

Permutador de Calor

A maioria dos motores de turbina têm instalada esta unidade, vulgarmente conhecida por FOCC (“Fuel Cooler Oil Cooler”). A sua finalidade é a de arrefecer o óleo do sistema de lubrificação do motor e aquecer o combustível que é fornecido ao motor eliminando possíveis cristais de gelo.

Aquecedor de Combustível

Este componente trabalha conjuntamente com o permutador de calor, FOCC, a fim de manter uma temperatura pré-determinada do combustível fornecido ao motor. Utiliza ar quente retirado do compressor do motor podendo trabalhar de forma automática ou ser controlado manualmente.

Filtro

O filtro encontra-se instalado na linha de baixa pressão e retém possíveis impurezas existentes no combustível protegendo a bomba de alta pressão e a unidade de controlo de combustível.

Indicadores de Consumo, de Pressão e de Temperatura

O indicador de consumo (“Flow Meeter”) mede o fluxo de combustível instantâneo, em Galões/hora, quilogramas/hora ou Libras/hora. Pode incluir um totalizador que indica a quantidade de combustível gasta desde o arranque do motor.

Os indicadores de pressão e de temperatura do combustível fornecido ao motor permitem a monitorização permanente do sistema no que a estes dois parâmetros diz respeito.

Depósito de Drenos

Consiste num pequeno reservatório para onde é canalizado o combustível não queimado durante a paragem do motor ou após um arranque falhado. Com o motor em funcionamento, uma válvula actuada através da pressão existente nas câmaras de combustão fecha a passagem para o depósito de drenos.

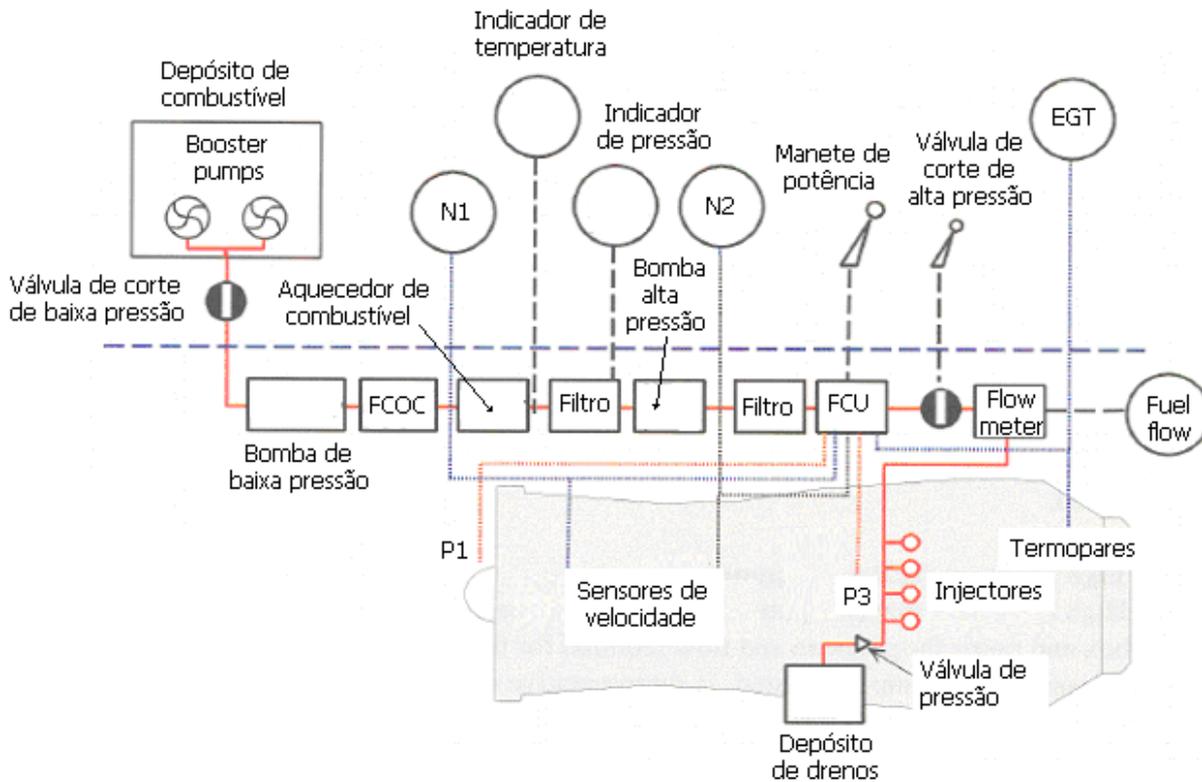


Figura 116 – Componentes do sistema de combustível

Unidade de Controlo de Combustível

Esta unidade, "Fuel Control Unit – FCU" ou "Fuel Flow Regulator – FFR", de grande importância para a correcta operação do motor, controla o fluxo de combustível fornecido aos injectores para um determinado ajuste de potência do motor. É constituída por vários dispositivos que permitem o ajuste correcto do fluxo de combustível em função de vários parâmetros como a pressão na entrada de ar, a posição da manete de potência, a temperatura dos gases de escape (EGT) e a pressão à saída do compressor. As unidades de controlo internas do FCU são as seguintes:

- Controlo de altitude;
- Controlo da aceleração;
- Limitador da temperatura dos gases de escape;
- Limitador de potência;
- Limitador de RPM.

Controlo de altitude - Para variações na pressão de entrada de ar (P1) provocadas pela variação de altitude é necessário ajustar o fluxo de combustível para os injectores para que as rpm do motor se mantenham constantes (em função da posição da manete de potência). A regulação do fluxo é conseguida através da expansão e contracção de uma cápsula influenciada pela P1. Esta cápsula é conhecida como cápsula de pressão barométrica ("Barometric Pressure Capsule – BPC") e está localizada na unidade sensor de altitude do FCU.

Controlo de aceleração – Para que haja uma aceleração do motor é necessária uma quantidade suplementar de combustível. Contudo, um rápido aumento da quantidade de combustível pode provocar perda no compressor devido a um rápido aumento de pressão nas câmaras de combustão. Para que tal não aconteça, a unidade que controla a aceleração do motor recebe informação da pressão na entrada de ar (P1) e da saída do compressor (P3) e utiliza esta informação para ajustar o fluxo de combustível de modo a que o motor atinja a máxima aceleração sem que haja perda no compressor.

Limitador da temperatura dos gases de escape – A temperatura dos gases de escape é provavelmente o parâmetro mais importante num motor de turbina. Para se obter a máxima eficiência o motor deve trabalhar à temperatura mais alta possível, mas sempre abaixo do ponto de fusão dos materiais, nomeadamente os que constituem a turbina. Por esta razão, existe uma unidade automática que monitoriza a temperatura dos gases de escape e influencia o fluxo de combustível. Permite ao piloto seleccionar máxima potência, em qualquer altura, sem que haja o risco de danos na turbina. Os sensores de temperatura estão colocados no fluxo dos gases, próximo da turbina, e o sinal de saída dos sensores é utilizado para obtenção de indicação de temperatura do motor para a cabina e para o amplificador de sinal de controlo de temperatura. Este amplificador fornece potência eléctrica a um solenoide que indirectamente controla o fluxo de combustível.

Limitador de Potência – A pressão interna do compressor é limitada à resistência dos materiais de que é feito. Se for sujeito a pressões demasiado elevadas pode fracturar com consequências graves. Para prevenir esta situação o controlo de combustível (FCU) tem um dispositivo limitador de potência. Esta unidade recebe informação de pressão de entrada do compressor (P1) e de saída do compressor (P3). A combinação destes sinais através de cápsulas e alavancas controlam o fluxo de combustível de modo a que a máxima razão de compressão não seja ultrapassada.

Limitador de RPM – A velocidade do veio do compressor deve ser limitada para evitar excessivas forças centrífugas. Existem basicamente dois métodos de limitação. O primeiro método, depende de um sinal eléctrico proporcional à velocidade do veio. Um gerador taquímetro ou um sensor electrónico de velocidade colocados no veio adequado enviam um sinal para um amplificador, normalmente o mesmo circuito de limitação de temperatura. Quando o sinal do gerador taquímetro se aproximar de um determinado valor, o fluxo de combustível será regulado para prevenir que o máximo de rpm seja excedido. O segundo método é normalmente usado para controlar a velocidade

do veio do compressor de alta pressão (HP). Este veio transmite movimento à caixa de acessórios que é responsável por movimentar a bomba de combustível de alta pressão. Esta bomba tem associado um governador hidromecânico que utiliza a pressão hidráulica do combustível que é proporcional à velocidade do motor. Se a pressão no governador hidromecânico ultrapassar um valor pré-determinado é aberta uma válvula que alivia a pressão limitando o fluxo de combustível para os injectores.

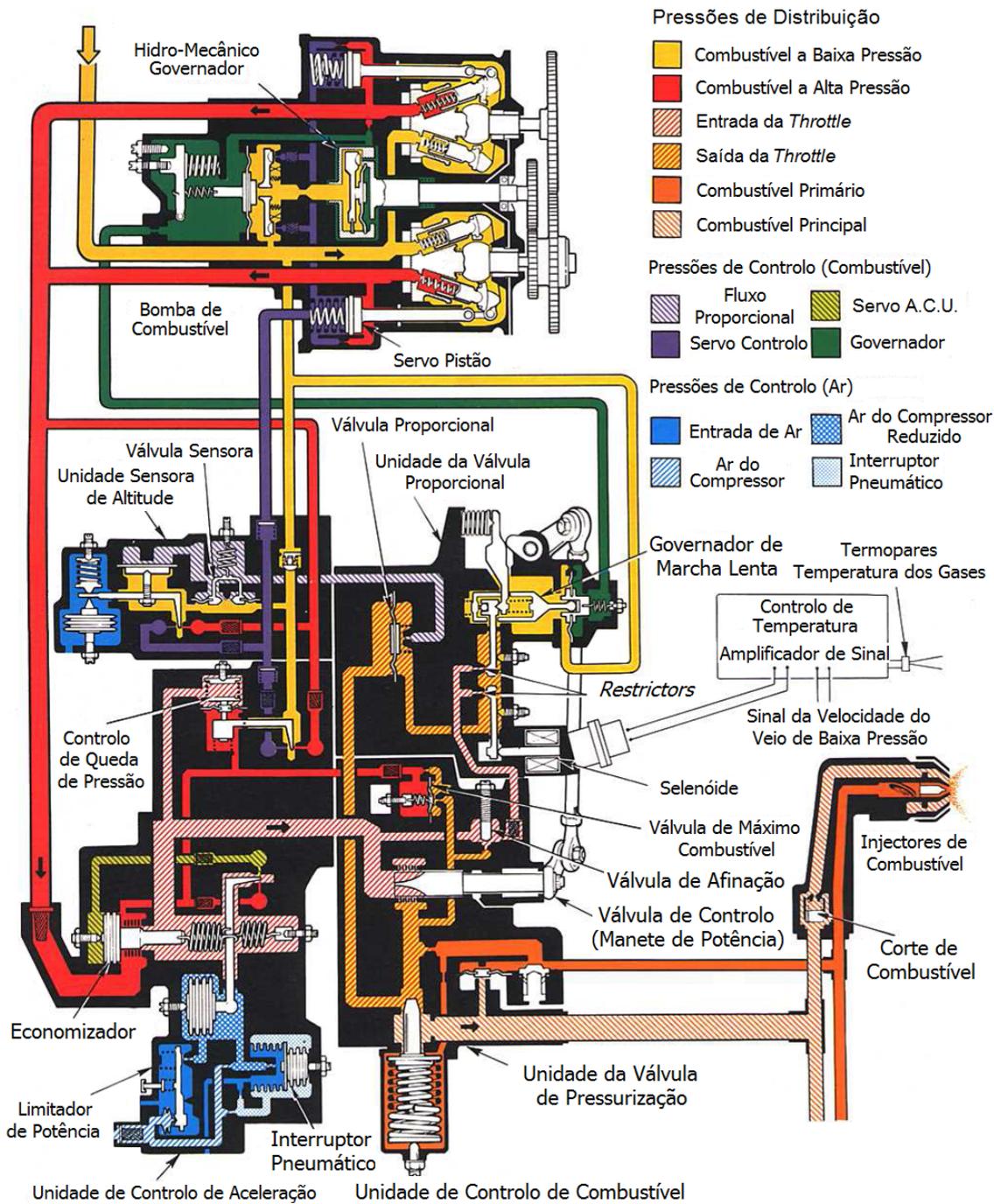


Figura 117 – Sistema proporcional de controlo do fluxo de combustível

CONTROLO ELECTRÓNICO DO MOTOR

Os modernos motores de turbina utilizam um controlo electrónico do motor que permite uma maior economia de combustível, maior segurança na operação e aumentar o tempo de vida do motor. Existem dois tipos de controlo electrónico:

- Supervisory Engine Control System (EEC);
- Full Authority Engine Control System (FADEC).

Supervisory Engine Control System

Este sistema utiliza um computador que recebe informações dos vários parâmetros de operação do motor e controla um dispositivo hidromecânico do controlo de combustível (FCU). O controlo de combustível responde aos comandos do dispositivo electrónico (EEC) e realiza as funções necessárias para a operação do motor e a sua protecção. O computador monitoriza o EPR, o ângulo da alavanca de potência, o nº de Mach, a pressão de entrada (P1), a temperatura e ainda irá manter um impulso constante indiferente às mudanças na pressão do ar, temperatura e condições de voo. Qualquer falha no sistema electrónico (EEC) provocará a passagem do sistema ao controlo manual.

Full Authority Engine Control System

Este sistema recebe todos os dados necessários para a operação do motor e faz o controlo de todas as condições de funcionamento, estáveis e transitórias, incluindo o controlo do fluxo de ar no compressor. Os componentes do sistema de combustível podem por isso ser reduzidos a uma bomba, uma válvula de controlo e uma torneira de corte não sendo necessária a unidade hidromecânica tradicional.

O sistema FADEC monitoriza todos os parâmetros normais para prevenir que sejam excedidos limites do motor e controla todos os modos de operação tais como: arranque, ralenti, aceleração, desaceleração, descolagem, subida, voo de cruzeiro, em relação à posição da alavanca de potência ou dos pedidos de potência do computador de gestão de voo ("flight management computer").

A figura 101 é um exemplo de uma unidade de controlo de combustível de um motor de turbina de gás. O piloto move a alavanca de potência para alterar o fluxo de combustível para o motor. A unidade de combustível sente a mudança no peso do ar que entra na câmara de combustão devido à velocidade de rotação, pressão e temperatura. A unidade de controlo irá automaticamente variar o fluxo de combustível para manter a razão correcta de ar/combustível para a combustão. Isto é um exemplo de um sistema hidromecânico, as mudanças no fluxo podem ser operadas electricamente nos sistemas modernos.

SISTEMAS AUXILIARES

SISTEMAS DE AR

Os motores de turbina são construídos de modo a poderem fornecer ar quente, frio ou com elevada pressão para diversos sistemas do avião ou do motor. O ar é retirado do compressor, em diferentes andares de compressão, de acordo com os requisitos de pressão e de temperatura do ar utilizado nos diferentes sistemas. Os sistemas que utilizam ar retirado dos compressores do motor são os seguintes:

- Ar condicionado e pressurização (avião);
- Sistema de arranque (motores);
- Sistema de inversores de impulso (motores);
- Sistema anti-gelo e degelo (motores, bordos de ataque das asas, empenagens, etc.);
- Pressurização de vários tipos de reservatórios;
- Vedação e arrefecimento interno do motor;
- Aquecedores de combustível.

Alguns dos sistemas referidos foram já abordados em parágrafos anteriores, outros são estudados na disciplina de Estruturas e Sistemas de Aeronaves Neste capítulo serão apenas abordados os sistemas anti-gelo e degelo do motor e o sistema de vedação e refrigeração interna do motor.

SISTEMA ANTI-GELO E DEGELO

Para evitar a formação de gelo na entrada de ar do motor, esta zona é aquecida através de ar quente, resistências eléctricas ou ainda através da passagem das tubagens de óleo do sistema de lubrificação do motor nesta zona.

O sistema de ar quente tem normalmente funcionamento automático. Existe uma unidade de controlo que, em função da temperatura verificada à entrada do compressor, abre ou fecha a válvula de saída de ar para o sistema, figura seguinte:

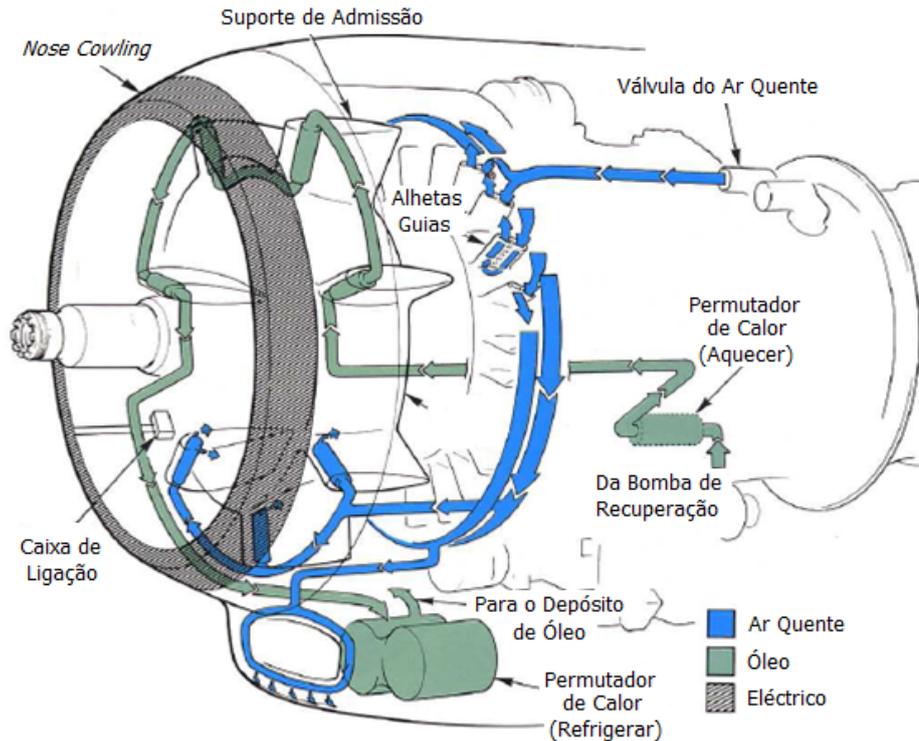


Figura 118 – Combinação de sistemas anti-gelo e degelo (ar quente, óleo e eléctrico)

SISTEMA DE VEDAÇÃO E DE REFRIGERAÇÃO INTERNA DO MOTOR

As zonas principais do motor que requerem arrefecimento interno são as câmaras de combustão e a secção da turbina. O modo como é efectuado o arrefecimento destas zonas foi já estudado nos parágrafos anteriores referentes ao estudo destes componentes.

A vedação através de ar é utilizada entre os andares da turbina (evita fugas dos gases) e câmaras dos rolamentos (evita fugas de óleo). No primeiro caso a vedação é conseguida fazendo passar o ar com elevada pressão através de labirintos (pequenas alhetas anulares). No segundo caso é formada uma câmara com ar em todo o perímetro do rolamento.

O ar retirado do compressor de alta pressão, depois de exercer a sua função de vedação e de refrigeração, injectado e misturado com os gases de exaustão. Os gases retirados do compressor de baixa pressão são descarregados para a atmosfera através de respiros. Em alguns motores é monitorizada a temperatura do ar descarregado para a atmosfera para se ter uma ideia da integridade interna do motor. Em caso de sobreaquecimento é iluminada uma luz de aviso na cabina.

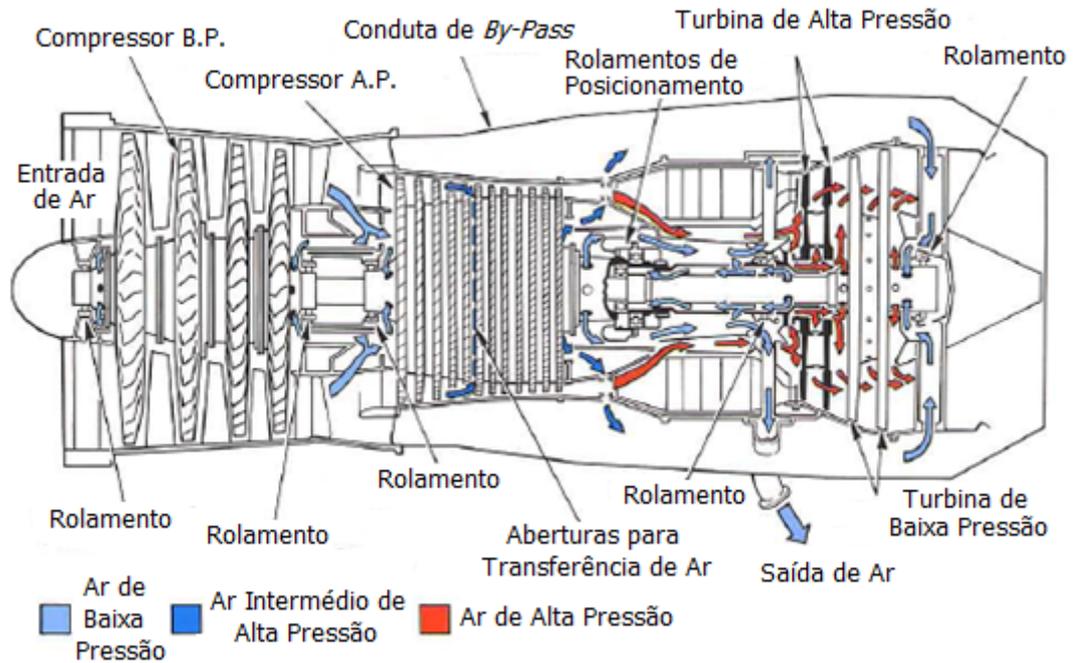


Figura 119 – Sistema de refrigeração interna do motor

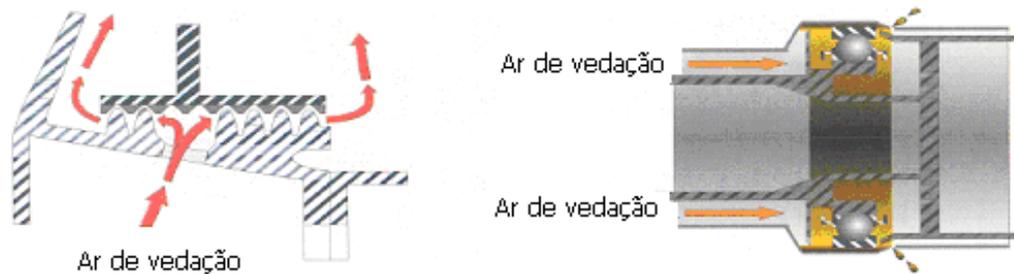


Figura 120 – Vedação dos andares da turbina e das câmaras de rolamentos através de ar

SISTEMAS DE ARRANQUE E DE IGNIÇÃO

Para se iniciar o funcionamento de motor de turbina é necessário fazer rodar o conjunto compressor/turbina a uma velocidade suficiente para alimentar um fluxo de ar capaz de manter o processo da combustão, existir ejeção de combustível nas câmaras de combustão e um sistema de ignição que dê início à queima da mistura ar/combustível

Em alguns motores mais antigos eram utilizados gases oriundos da explosão de um cartucho de ignição que faziam rodar uma turbina ligada ao compressor. Nos motores actuais os processos mais comuns de arranque do são o motor eléctrico e o motor de ar.

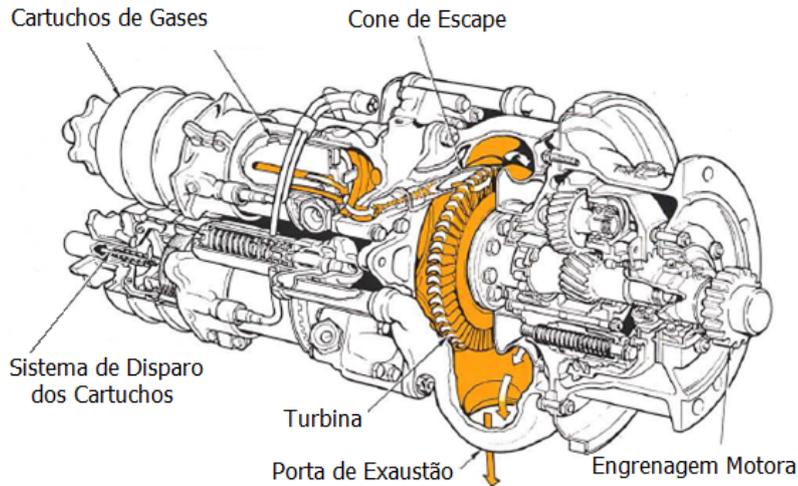


Figura 121 – Sistema de arranque por cartuchos

MOTOR ELÉCTRICO

O motor de arranque eléctrico encontra-se instalado na caixa de acessórios e transmite movimento ao veio do compressor. Quando o motor atinge a velocidade de auto sustentação, após a inflamação da mistura nas câmaras de combustão, o sistema de engate do motor de arranque ao veio do compressor é automaticamente desligado.

Em motores de baixa potência é normalmente utilizada uma fonte externa que fornece energia eléctrica ao motor eléctrico de arranque. Em motores de maior potência é normalmente utilizada uma Unidade de Potência Auxiliar, instalada na aeronave, que fornece energia eléctrica para o motor de arranque.

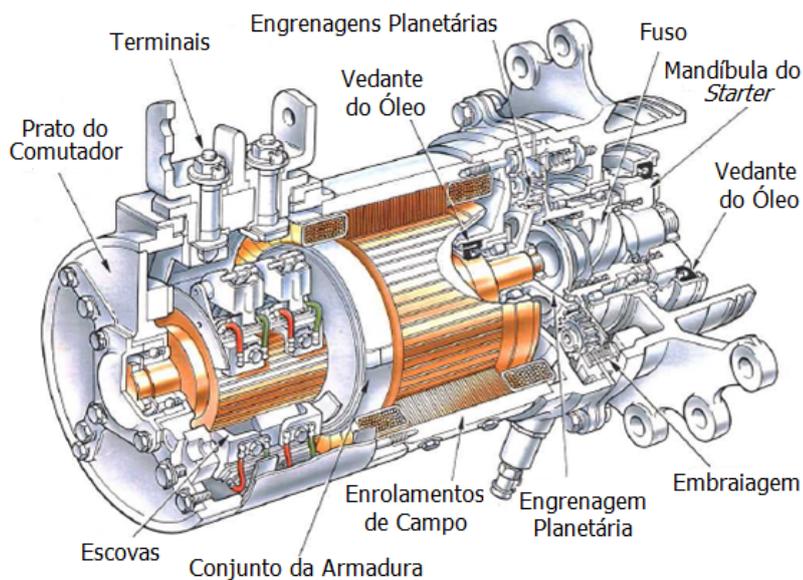


Figura 122 – Motor de arranque eléctrico

MOTOR DE AR

O motor de ar é talvez o sistema de arranque mais utilizado por ser leve, simples e económico (utiliza ar a baixa pressão. Este motor encontra-se instalado na caixa de acessórios e recebe ar de uma das seguintes fontes: unidade de potência auxiliar da aeronave, unidade de potência auxiliar de solo, ar retirado do compressor de outro motor da aeronave já em funcionamento.

O ar proveniente de uma das fontes referidas é canalizado, através de uma válvula eléctrica de controlo para a entrada de ar do motor de arranque, passa através de uma turbina fazendo-a rodar sendo depois libertado para o exterior. A turbina transmite movimento a uma caixa redutora que por sua vez transmite movimento ao veio do compressor do motor.

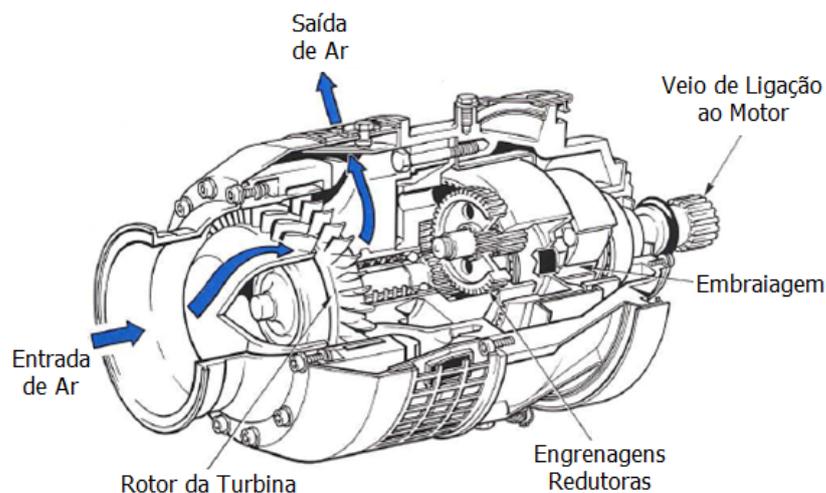


Figura 123 – Motor de arranque pneumático

UNIDADE DE POTÊNCIA AUXILIAR (AUXILIARY POWER UNIT – APU)

Esta unidade surge com a necessidade de uma fonte de energia para alimentar os vários sistemas da Aeronave, quando esta se encontra com os motores parados, sem a utilização de nenhuma unidade exterior. A APU é um pequeno motor de turbina que utiliza o mesmo sistema de combustível que os motores principais da aeronave e que fornece a potência necessária para operar os sistemas eléctrico, hidráulico e pneumático da aeronave. O tipo de motor utilizado é uma Turbina Livre ou um Turbo Veio. A combinação da Turbina Livre torna o motor mais flexível, uma vez que o compressor não é afectado pelas mudanças de carga da turbina livre a qual movimenta os acessórios através de uma caixa de acessórios. A turbina livre é normalmente projectada para operar a velocidade constante, assegurando deste modo que o gerador movido pela APU mantém uma frequência constante sem necessidade de uma unidade de velocidade constante adicional. Algumas Aeronaves utilizam ar do compressor do APU para os seus sistemas pneumáticos, mas o mais comum é a turbina livre movimentar um compressor separado para fornecimento destes sistemas.

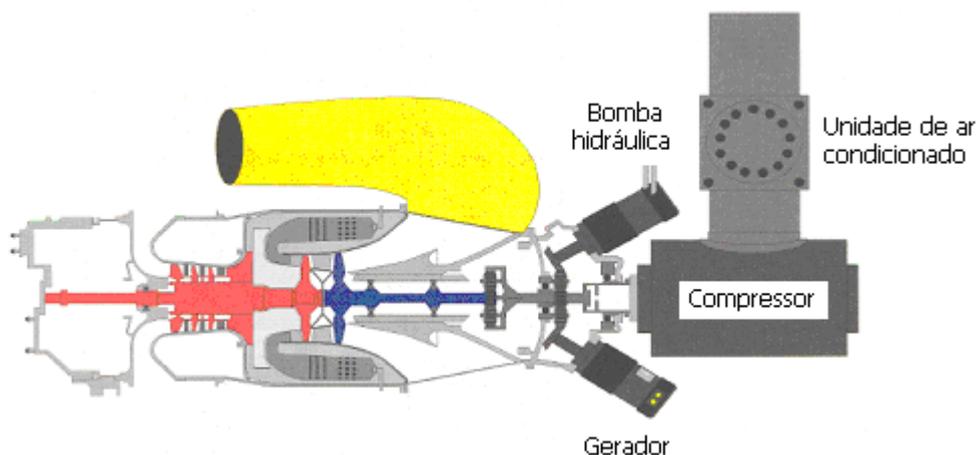


Figura 124 – Unidade de potência auxiliar

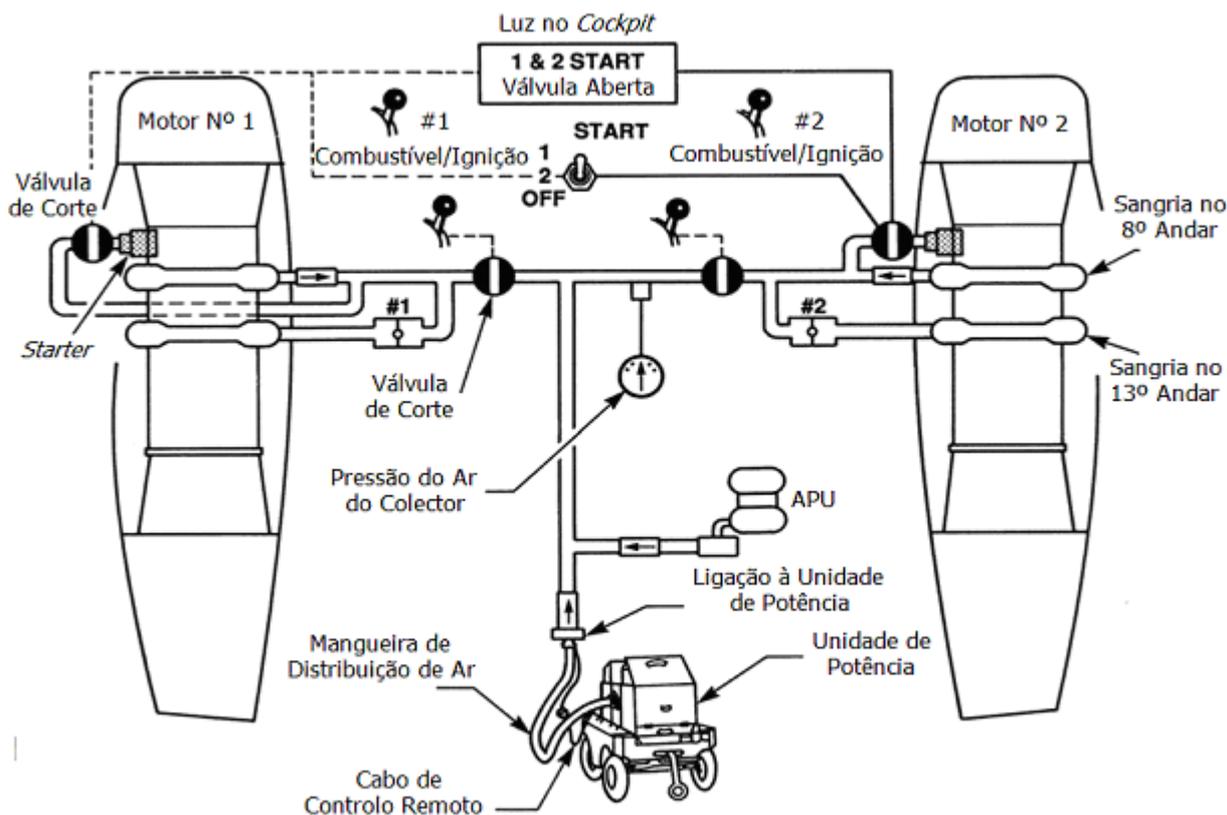


Figura 125 – Arranque utilizando uma unidade APU

IGNIÇÃO

A função do sistema de ignição é a de produzir um arco eléctrico (faísca) nas velas, nas câmaras de combustão, para se iniciar a combustão da mistura ar/combustível. Em motores com múltiplas câmaras estas encontram-se ligadas por tubos de chama de tal forma que, iniciando-se a chama numa câmara é

rapidamente propagada às câmaras restantes. Normalmente existem duas velas de ignição em câmaras intercalares.

O sistema de ignição utiliza unidades de alta energia capaz de fornecer cerca de 12 Joules (1 Joule corresponde a 1 Wat por segundo). Esta unidade é alimentada a 28 Volts DC e trabalha segundo o princípio de elevação de carga de uma grande capacitor. A alta energia é descarregada nas velas de ignição.

Em determinadas condições de voo é necessário ligar o sistema de ignição (ignição contínua). Como a alta energia provoca um grande desgaste nas velas de ignição, alguns motores possuem um sistema de baixa energia (3 a 6 Joules) para o sistema de ignição contínua e um sistema de alta energia para o arranque do motor. Normalmente o sistema de ignição é ligado e desligado automaticamente durante a sequência de arranque do motor.

Existem dois tipos básicos de velas de ignição. Um tipo mais antigo semelhante às velas de ignição dos motores alternativos que trabalham com uma voltagem da ordem dos 25000 Volts. Um segundo tipo que tem incorporado, na parte final do isolador, um material semiconductor que permite uma fuga eléctrica do eléctrodo para o corpo da vela. Neste tipo de vela são necessários apenas cerca de 2000 Volts para que exista arco eléctrico.

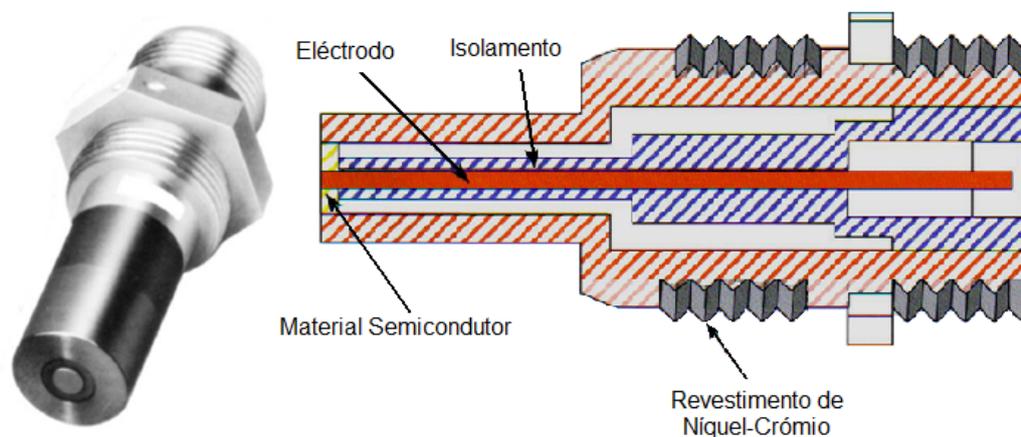


Figura 126 – Vela de ignição

MONITORIZAÇÃO DO FUNCIONAMENTO DO MOTOR

INSTRUMENTOS INDICADORES

Os parâmetros lidos por vários órgãos e sensores são expressos em instrumentos indicadores que dão uma informação permanente do estado funcional do motor. Estes instrumentos encontram-se agrupados no painel central da cabina da aeronave e dividem-se em dois grupos:

- Instrumentos principais para o controle do impulso da aeronave:
 - Indicador da razão de pressões do motor;
 - Indicador de RPM;
 - Indicador de temperatura dos gases de escape;
 - Indicador de débito de combustível;
 - Indicador da pressão de descarga na turbina;
 - Temperatura do ar na entrada da admissão.

- Instrumentos auxiliares para controlo funcional:
 - Controle de alimentação do combustível do motor:
 - Pressão do combustível;
 - Temperatura do combustível;
 - Indicador de combustível consumido.
 - Controle do óleo de lubrificação do motor.
 - Pressão do óleo;
 - Temperatura do óleo;
 - Indicador do óleo disponível.

Alguns destes instrumentos foram já referidos nos parágrafos respeitantes aos sistemas do motor. Seguidamente serão abordados alguns dos restantes.

Indicador da Razão de Pressões do Motor (“Engine Pressure Ratio – EPR”)

Este instrumento indica a razão da pressão da massa de ar à entrada e à saída do motor. Indica o valor do EPR como uma medida do impulso desenvolvido pelo motor. Se o indicador do EPR disser respeito a um motor de compressor simples apenas servirá como referência do impulso produzido cujo “setting” esteja de acordo com o rpm. Uma vez a pressão à entrada do compressor não pode ser medida directamente no local de admissão ao mesmo, mas tão próximo quanto possível, existirá uma pequena diferença entre os valores de pressão verdadeira e a pressão obtida. Esta diferença é compensada no próprio instrumento.

Indicador da Velocidade do Motor (RPM)

A velocidade do motor é medida pelas rpm correspondentes ao compressor. Os taquímetros são normalmente calibrados em valores de percentagem das rpm pelo que os diversos tipos de motores podem ser operados nas mesmas bases de comparação. Nos motores de compressor centrífugo ou nos de compressor axial simples as rpm do compressor servem directamente como indicação do impulso produzido. Estabeleceu-se que isto não é um procedimento recomendado para o caso de motores de

compressor duplo (N1, N2). Neste caso, a finalidade principal do taquímetro é a de fornecer indicações durante o arranque do motor, indicar condições de sobre velocidade e facilitar a detecção duma eventual avaria. Na elaboração de cálculos do impulso e em banco de ensaio o compressor de baixa pressão é também ligado ao taquímetro. O valor de 100% das rpm não indica necessariamente impulso máximo uma vez que, devido a tolerâncias de construção, é impossível definir com precisão o trabalho efectuado por cada um dos dois compressores. Por conseguinte, a velocidade do compressor de alta pressão ajusta-se às condições de funcionamento do motor até que este produza o seu máximo impulso.

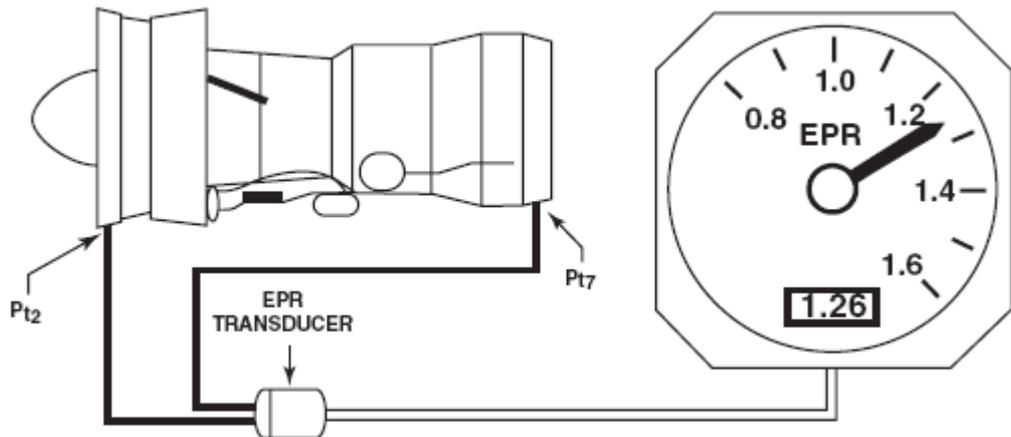


Figura 127 – Sistema de indicação de EPR

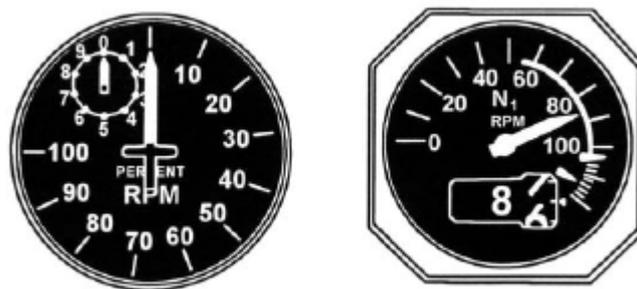


Figura 128 – Indicadores de RPM

Indicador da Temperatura dos Gases de Escape (“Exhaust Gás Temperature – EGT)

A temperatura dos gases de escape constitui uma forma de monitorizar o limite de operação do motor, tendo em vista a integridade mecânica das turbinas, bem como um modo de verificar as suas condições de operação, uma vez que a medição da temperatura à entrada da turbina se torna impraticável. Consequentemente, os dispositivos sensíveis às altas temperaturas (termopares) são introduzidos no local de descarga da turbina, fornecendo uma relativa indicação do valor que seria obtido à entrada da mesma. Ainda que a temperatura no local onde é medida seja muito mais baixa que a que ocorre à entrada da turbina, o seu valor habilita o piloto a manter certa vigilância sobre as condições de

operação interna do motor. Geralmente são utilizados vários dispositivos termopares, espaçados ao longo do perímetro da conduta de escape mais próximo da saída da turbina. O instrumento colocado na cabina de pilotagem indica a temperatura média obtida dos vários valores dos termopares. A determinada EPR, quando o impulso produzido se obtém apenas com elevada EGT e grande caudal de combustível é indicação de que o motor está a funcionar em más condições.

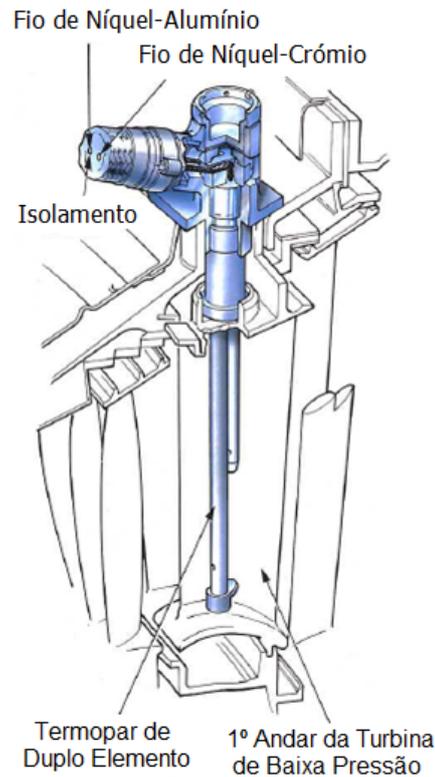


Figura 129 – Sonda de temperatura dos gases de escape

Indicador do Débito de Combustível (“Fuel Flow”)

Este instrumento indica o valor do caudal de combustível, normalmente expresso em libras por hora. O caudal de combustível é de importância fundamental para a manutenção do consumo durante o voo, bem como para a apreciação do rendimento do motor e para o controlo da potência em voo de cruzeiro.

Indicador de Pressão de Descarga da Turbina

Este instrumento indica a pressão total interna do motor, medida num local imediatamente a seguir ao último andar da turbina. Devido à sua simplicidade, este instrumento é um dos mais exactos nas indicações que fornece.

Em modernas aeronaves a informação respeitante aos motores pode ser visualizada, na forma digital, em um ou dois ecrãs LCD. Em alguns caso é possível seleccionar o ecrã com a informação que se pretende visualizar.



Figura 130 – Indicador digital

ARRANQUE DO MOTOR

Durante o arranque do motor as principais indicações a ter em conta são A temperatura dos gases de escape, as rpm do compressor de alta e de baixa pressão, o luxa de combustível, a pressão de óleo e a pressão de admissão.

O sistema de arranque deve ser capaz de levar o motor a aproximadamente 35% do seu máximo de rpm de modo a que seja assegurado um caudal de ar suficiente para um arranque em boas condições. A ignição é estabelecida a cerca de 10% das rpm máximas estabelecendo-se a partir deste ponto a injeção de combustível. Este ao inflamar-se dá origem a que o motor mantenha a sua aceleração, atinja a velocidade de auto-sustentação (cerca de 30% das rpm) e, finalmente, atinja as rpm correspondentes ao ralenti ("idling speed") que corresponde a cerca de 60% das rpm máximas.

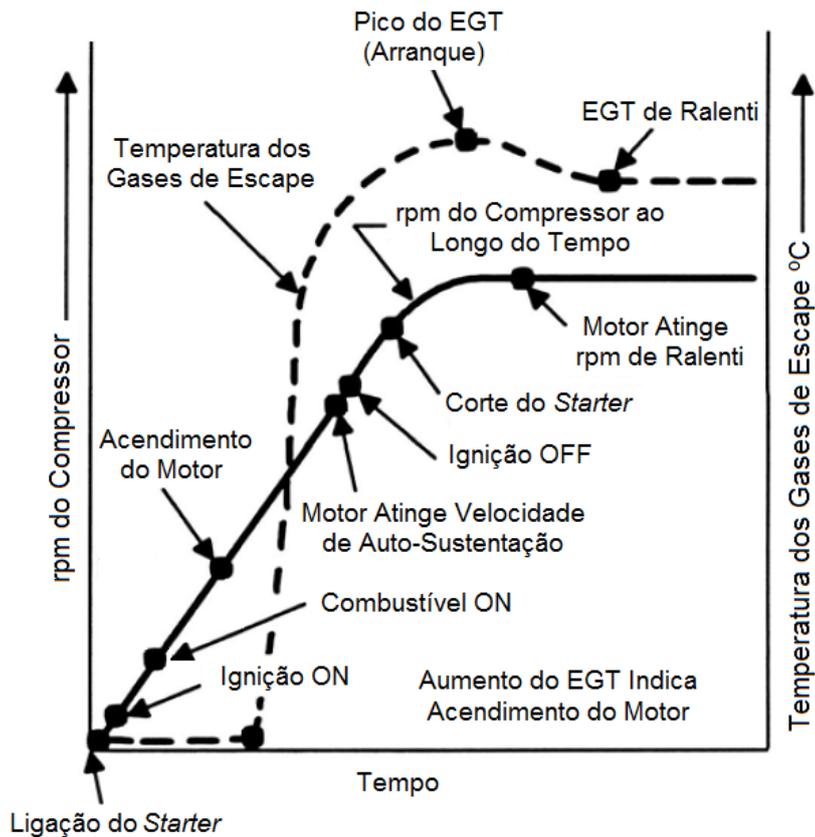


Figura 131 – Ciclo de arranque. Evolução das RPM e EGT

BIBLIOGRAFIA

Oxford Aviation – *Powerplant* – Frankfurt 2001, Publicações Jeppesen GmbH;

Federal Aviation Administration – *Airframe & Powerplant* – U. S. Department of Transportation Federal;

Jeppesen – *Powerplant* – Frankfurter 2004, Publicações Jeppesen GmbH;

Rolls – Royce PLC - *The Jet Engine* , The Technical Publications Department;

Álvarez, Martín Cuesta, *Motores de Reaccion*, Editorial Paraninfo, 1995

Diez, Valentín, *El Motor de Reaccion y Sus Sistemas Auxiliares*, Editorial Paraninfo, 1996

MDSINST 144-15 – *Propulsão Vol II* – Direcção do Serviço de Instrução, 1977.

LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR

PÁGINAS	EM VIGOR
CAPA (Verso em branco)	ORIGINAL
CARTA DE PROMULGAÇÃO (Verso em branco)	ORIGINAL
REGISTO DE ALTERAÇÕES (Verso em branco)	ORIGINAL
1 (Verso em branco)	ORIGINAL
3 a 10	ORIGINAL
11 (Verso em branco)	ORIGINAL
13 a 36	ORIGINAL
37 (Verso em branco)	ORIGINAL
39 a 102	ORIGINAL
103 (Verso em branco)	ORIGINAL
105 a 116	ORIGINAL
117 (Verso em Branco)	ORIGINAL
LPV-1 (Verso em branco)	ORIGINAL