



Desempenho de Aeronaves

Sistema de propulsão

Generalidades

Para que uma aeronave voe é necessária uma força de tração em sentido oposto ao arrasto. Esta tração ou força propulsora é proporcionada por motor do tipo térmico, que por meio de uma combustão interna converte a energia térmica de um combustível em energia mecânica.

Os dois tipos de motores de combustão interna amplamente utilizados na aviação atualmente são o motor a pistão e o motor a jato.

7.1- Motores convencionais (outros nomes: “alternativos”, “a pistão”)

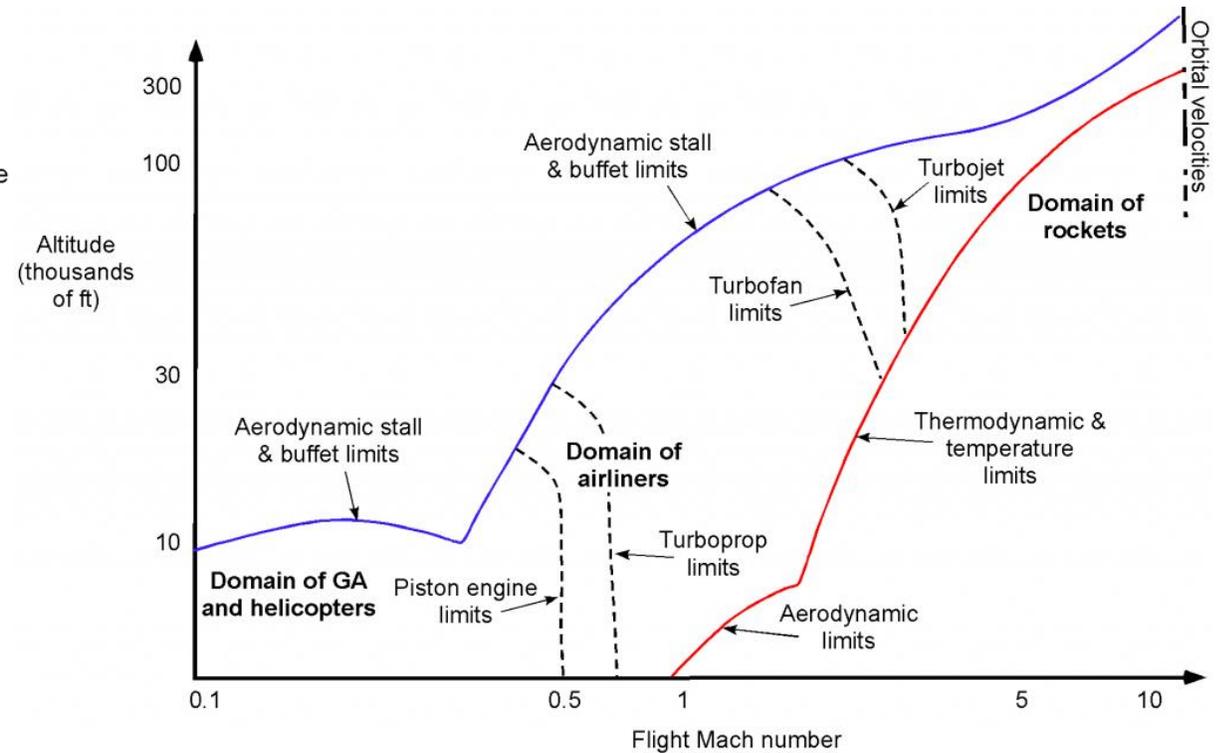
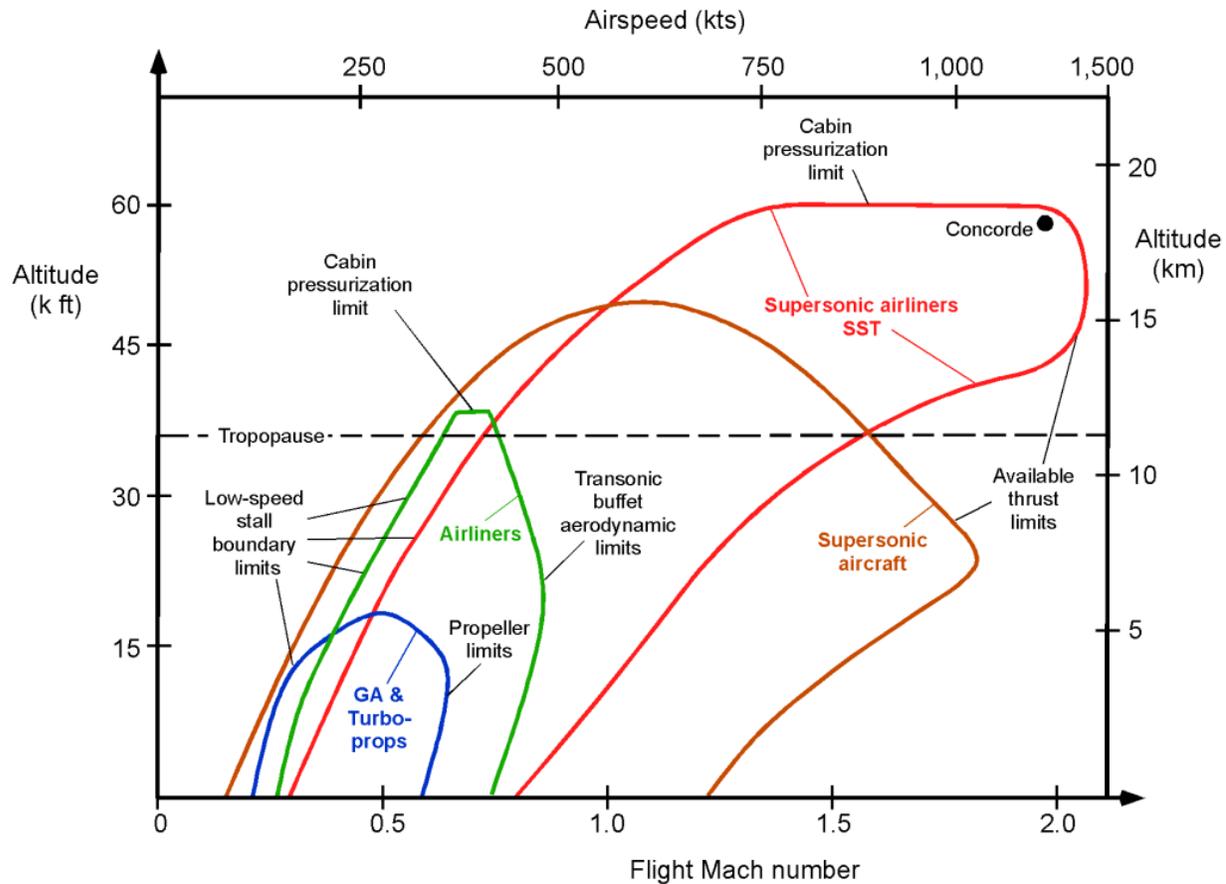
A palavra *alternativo* quando referida a um motor designa um movimento repetitivo de um ponto a outro. Aplicado ao pistão do motor, alternativo significa que o pistão move-se de um ponto para outro dentro do cilindro. O movimento do pistão é resultado da expansão dos gases gerador pela queima da mistura de combustível vaporizado e ar, no interior do cilindro. O movimento alternado é convertido em movimento de rotação pelo eixo de manivela ou virabrequim.

Ciclo do motor convencional

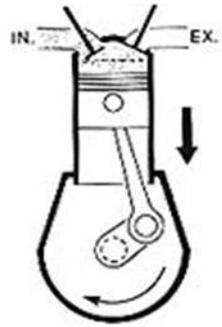
Ciclo de um motor é uma série de operações ou eventos que um motor a combustão interna deve executar, numa dada seqüência (ciclo) para operar, continuamente, e produzir trabalho. O movimento do pistão aspira a mistura de combustível e ar e a comprime. A mistura é queimada no final do tempo de compressão pela ação de uma centelha elétrica, causando a expansão dos gases. Esses gases expandidos empurram o pistão para baixo, girando o eixo de manivela. O pistão, então, é movido para cima pela força inercial do eixo manivela, causando a expulsão dos gases queimados para fora do cilindro.

Esta série de eventos em seqüência exata, que ocorrem em quatro tempos, é chamado de ciclo do motor.

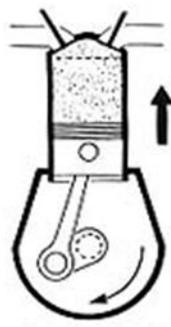
Sistema de propulsão



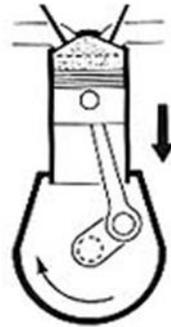
Sistema de propulsão



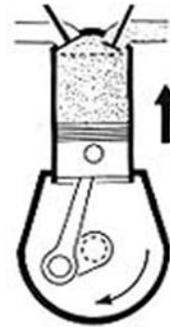
admissão



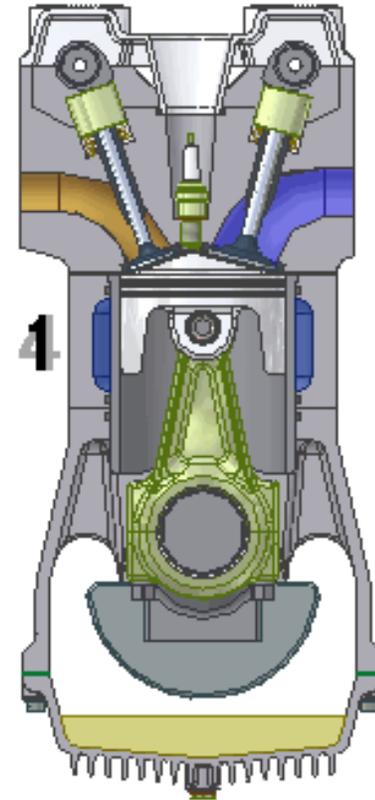
compressão



expansão



escape



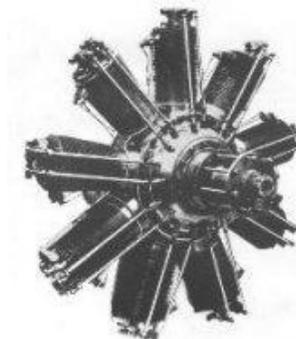
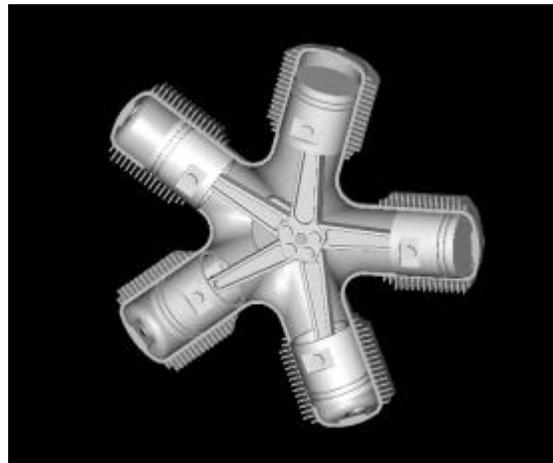
Sistema de propulsão

Tipos de Motores alternativos

Os motores convencionais são classificados conforme a disposição de seus cilindros.

Radial

O motor radial consiste de uma ou mais linhas de cilindros dispostos radialmente no cárter ou alojamento do virabrequim. Números ímpares de cilindros são geralmente empregados para suavizar a operação. Os motores radiais são resfriados pelo fluxo de ar que passa pelos cilindros, removendo o calor. Sua aparência frontal é larga e provoca um grande arrasto, que pode ser diminuído pela instalação de carenagens aerodinâmicas. Motores radiais de grande potência foram produzidos com até 28 cilindros e usados amplamente em aviões militares e de grande porte até o advento dos motores a jato depois da II Guerra Mundial.



Sistema de propulsão

Cilindros opostos

Esse tipo de motor tem pares de cilindros opostos, uns aos outros, de cada lado do cárter. Os motores de cilindros opostos foram projetados para possuir de dois a oito cilindros. Atualmente, os motores de cilindros opostos são os mais usados. Sua área frontal é pequena quando comparada aos motores radiais, produzindo portanto pouco arrasto. Os motores de cilindros opostos equipam a maioria das aeronaves leves, pois possuem uma alta relação de potência por peso. São altamente seguros e de fácil manutenção.



Em Linha

Os motores em linha, são refrigerados a ar ou a água. Alguns motores em linha foram projetados com os cilindros na parte superior do cárter e outros na parte inferior. Esse último é chamado de motor em linha invertido. Hoje, quase não são usados.



Em-V

Os motores em V (normalmente V-8), usam geralmente líquido para seu resfriamento. Existem também motores em V invertidos.



Sistema de propulsão

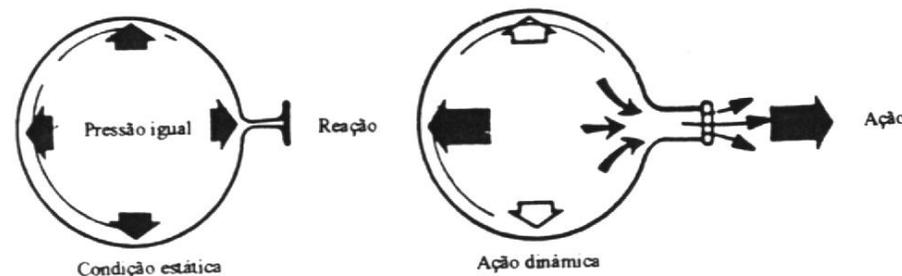
Motores a Reação (“motores a jato”)

Aplicações da teoria da ação e reação

Quando uma criança sopra um balão, ela na verdade o infla com ar comprimido. Enquanto ela mantiver o bico do balão fechado, esse se mantém imóvel. Soltando o bico, o balão voará em volta da sala, sem direção. Por que ele se movimenta dessa maneira?

De acordo com a terceira lei de Newton, quando o bico do balão é solto, permitindo que a pressão escape, há uma ação que corresponde a uma reação igual, e em sentido contrário.

A velocidade e a força com que os gases escapam (ação) devem ser equalizadas por igual força que age contra o interior do balão, em sentido oposto à abertura do bico (reação). A falta de direção do balão é devido à muitas variáveis. A constante troca de forma do balão, enquanto ele desinfla e os movimentos do bico, variam a direção da saída dos gases (ação) e assim a força oposta (reação). A ação básica do foguete é um outro exemplo. A pólvora queimando na câmara de combustão se expande. Como está confinada entre as paredes da câmara, é criada uma pressão em todas as direções exceto para trás, onde há um orifício (escapamento). A ação desses gases deixando a câmara de combustão é balanceada por igual reação e em sentido contrário, lançando o foguete para frente.

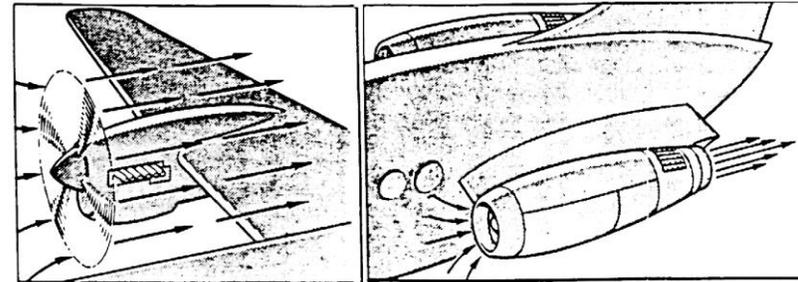


Sistema de propulsão

Jato versus motor convencional e hélice

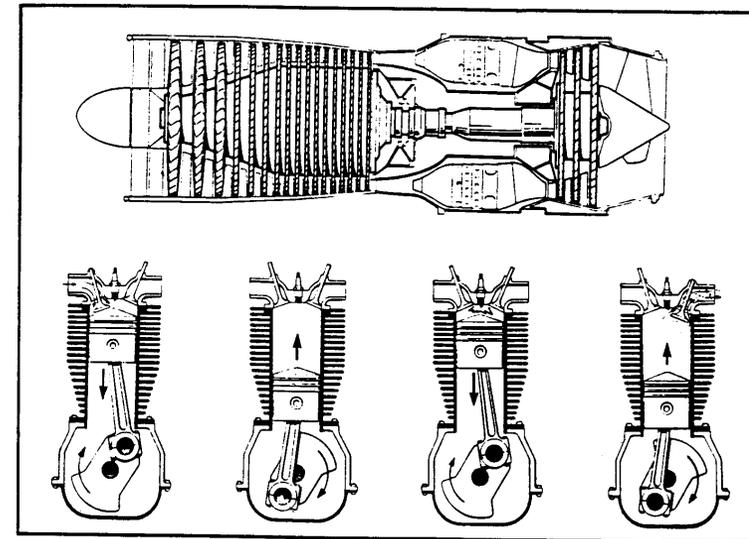
Um motor a jato produz tração de forma similar á combinação motor/hélice, porém, enquanto a hélice impõe uma pequena aceleração a uma grande massa de ar, o jato impõe uma grande aceleração a uma pequena massa de ar.

Os dois motores são do tipo combustão interna, mas enquanto o motor convencional tem um ciclo que ocorre em quatro instantes de tempo distintos no interior do cilindro, o motor a jato tem funcionamento contínuo no tempo e cada fase ocorre em uma região do motor.



grandes massas de ar
a velocidades relativamente
pequenas.

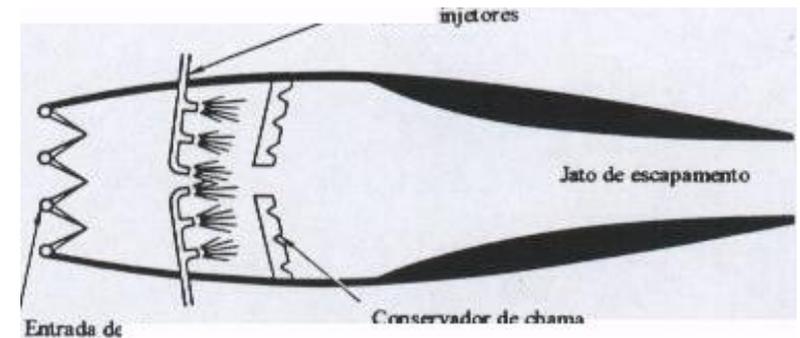
pequenas massas de ar
a grandes velocidades.



Sistema de propulsão

Pulso Jato

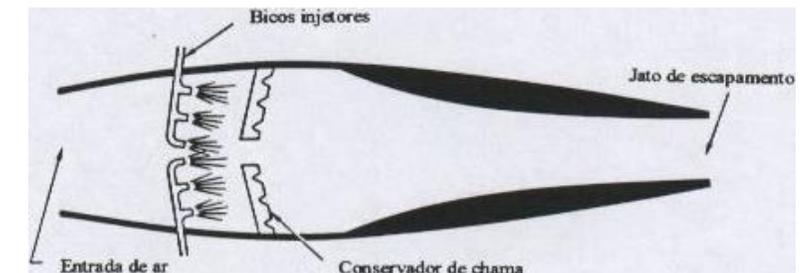
Basicamente, o motor pulso jato consiste de uma câmara de combustão, uma entrada de ar (que pode ser fechada com um dispositivo chamado *check valve*) e um escapamento. Para que possa funcionar, é necessária uma velocidade inicial conseguida, normalmente, com foguetes. O ar entra na câmara de combustão através da *check valve*, onde se mistura com o combustível. Uma vela de ignição fornece uma centelha para queimar essa mistura, A pressão resultante dos gases queimados força o fechamento do *check valve*, permitindo que essa massa de gases expandidos seja expelida somente pelo escapamento.



Estatojato

Como o pulso jato, o estatojato também precisa de uma velocidade inicial para começar a funcionar. Porém, ele não possui peças móveis. O ar forçado a entrar na câmara de combustão é comprimido; o combustível é adicionado e a mistura é queimada pela ação de um ignitor.

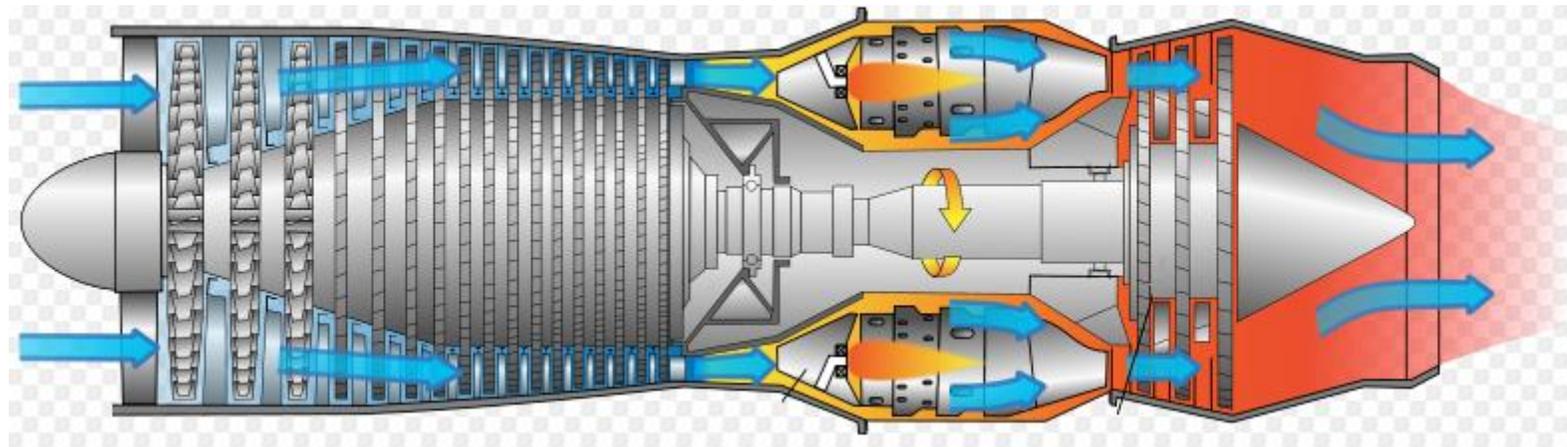
Um dispositivo de conservação de chama mantém a câmara acesa. A pressão do ar que penetra no motor e age como uma parede da câmara de combustão. Por isso, é necessário que seja mantida uma velocidade mínima de 300 milhas/ hora ao nível do mar. Teoricamente, quanto mais rápido o estatojato se deslocar, maior velocidade poderá ganhar. Ele se torna mais eficiente à velocidades acima do som.



Sistema de propulsão

Turbojatos

As reações operam na mesma seqüência de eventos de um motor convencional. Num motor turbojato, a tração é produzida como resultado da admissão, compressão, combustão, e escapamento. A figura abaixo mostra um turbojato típico, em corte. O ar é aspirado através da entrada de ar; o compressor comprime essa massa a um valor, muitas vezes o da pressão atmosférica, forçando-a para dentro da câmara de combustão. Então, o combustível é atomizado e queimado, continuamente, como um maçarico. Os gases queimados se expandem rapidamente e escapam para trás, onde passam através de um disco de aletas, chamado turbina. Essa converte parte dessa energia em energia rotacional e, por sua vez, essa energia é transmitida através de um eixo ao compressor, o qual fornece mais ar. Após passar pela turbina, os gases quentes deixam o motor através do escapamento. Assim, tivemos admissão, compressão, potência (queima) e escapamento. O motor turbojato é capaz de operar independente de rampa de lançamento ou outro dispositivo de partida. Ele tem seu próprio compressor e, quando girado com um motor de partida, pode comprimir o ar a um valor para iniciar o seu funcionamento. Como a turbina é conectada ao compressor através de um longo eixo, ele continua a forçar ar para a câmara de combustão. Com a velocidade, o efeito do ar de impacto melhora a eficiência do motor turbojato.



Sistema de propulsão

- O turbojato é notório por sua capacidade de queimar combustível com grande rapidez. A baixas altitudes, o arrasto do avião é tal que o vôo torna-se antieconômico devido à alta taxa de consumo de combustível. Todavia, em altitudes maiores, onde o arrasto é menor, os motores turbojato se tornam mais econômicos.
- O pós queimador é um dispositivo para aumentar a tração do motor turbojato. Os gases de escapamento desse motor conservam uma grande quantidade de oxigênio não queimado. Como a velocidade dos gases de escapamento é maior no tubo de escapamento do que dentro do motor, adicionando-se combustível a esses gases consegue-se um substancial aumento de tração. O consumo de combustível, no entanto, é excessivamente alto e, por essa razão, o pós queimador é usado somente em condições especiais, como decolagem e subida.



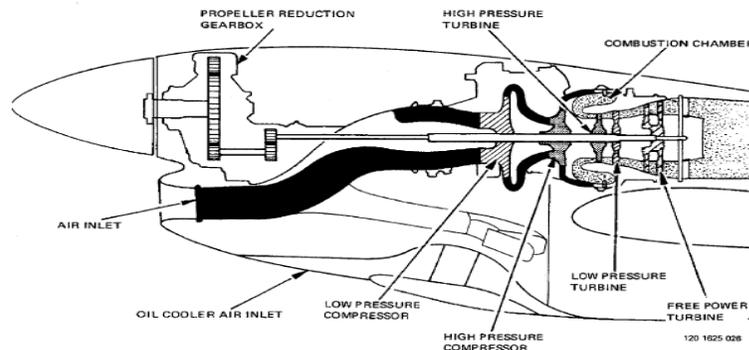
Sistema de propulsão

Turbo-hélice/turboeixo

Um motor turbo-hélice utiliza a força de expansão dos gases para girar uma hélice. Como num turbojato, os gases quentes passam através do motor girando uma turbina, a qual, por sua vez, gira um compressor. Os gases passam, então, através de outra turbina chamada de turbina de potência. Essa turbina está acoplada a um eixo que movimenta a hélice através de uma caixa de engrenagens de redução. O eixo da turbina que gira o compressor, e o eixo da turbina que aciona o caixa de engrenagens podem ser coaxiais.

Um motor turboeixo é similar ao turbo-hélice, porém é conectado a um sistema de transmissão que movimenta o rotor de um helicóptero ou a diversos equipamentos como geradores, motores auxiliares de locomotivas, motores de navios, etc.

Considerando que a velocidade da hélice (rotação) deve ser limitada a aproximadamente 2.000 rpm, caso contrário, a velocidade nas pontas das pás pode resultar em perda de eficiência, a potência do motor deverá ser transmitida através de uma caixa de redução. Como essas hélices geralmente mantêm-se a uma velocidade constante, sua capacidade em variar o ângulo assegura uma variação de potência enquanto a rpm do motor se mantém constante.



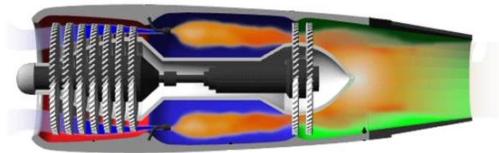
Sistema de propulsão

Turbofan

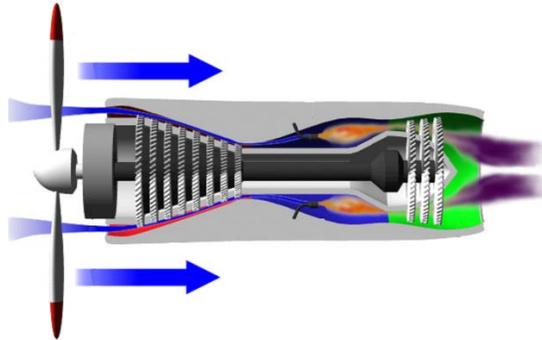
O motor turbofan é basicamente igual ao motor turbojato, porém acrescido de um "fan" (constituído de um ou mais discos). O "fan" é movido por uma segunda turbina (ou conjunto de turbinas), localizada atrás da turbina primária, que aciona o compressor principal. Parte do ar é canalizada, passando por fora da câmara de combustão, refrigerando-a e sendo aquecido (uma troca de calor). Esse ar é canalizado (desviado) para o escapamento misturando-se aos gases que escapam do motor. A pressão de ar auxiliar produzida pelos "fans" gera um grande aumento de tração e baixo consumo de combustível em certas velocidades subsônicas e supersônicas.



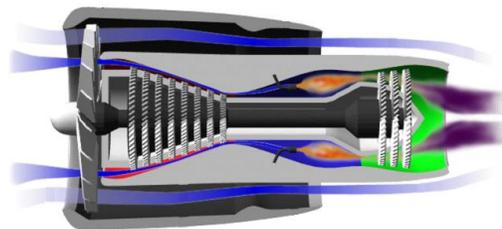
Sistema de propulsão



**Motor
Turbojato**



**Motor Turbo-
hélice**



**Motor
Turbofan**

Sistema de propulsão

COMPONENTES DO MOTOR A JATO

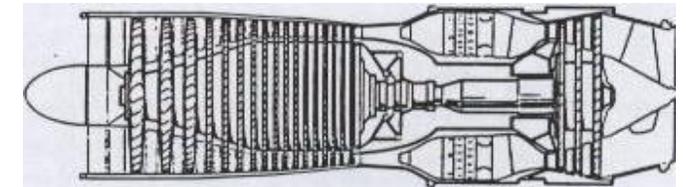
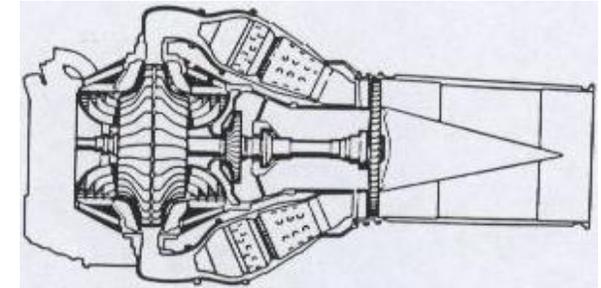
Compressor de fluxo centrífugo

O compressor de fluxo centrífugo consiste de um estator e um rotor montados em um alojamento. Como as aletas do rotor giram devido à rotação do eixo ao qual estão presas, o ar é sugado da atmosfera e enviado para dentro do motor. A força centrífuga lança o ar para a periferia do rotor (extremidade das aletas). O ar é, então, comprimido e atinge a câmara de combustão com grande pressão. Maior pressão pode ser obtida pelo uso dos múltiplos estágios de compressor.

Compressor de fluxo axial

O compressor de fluxo axial consiste de uma série de aletas montadas em ângulo e dispostas radialmente em relação ao eixo central. Com a rotação do rotor, o ar é aspirado da atmosfera e pressionado para trás, em direção aos próximos estágios de aletas, que são gradativamente menores e, finalmente, para a câmara de combustão. Entre cada conjunto de aletas rotoras, há uma série de aletas estatoras para receber e direcionar corretamente o ar para o próximo estágio.

O compressor axial movimenta maior massa de ar com pressão menor, enquanto que o compressor centrífugo movimenta menor massa de ar com pressão maior



Sistema de propulsão

Câmaras de combustão

O ar, forçado para dentro da câmara de combustão pelo compressor, é misturado com combustível (querosene) e imediatamente queimado, num processo contínuo. Aproximadamente 25% do ar forçado para dentro dos combustores participa do processo de queima; a outra parte é canalizada para envolver as câmaras a fim de resfriá-las. A temperatura atinge valores como 3.000° F (1.664°C) no interior das câmaras e não pode atingir suas paredes que são envoltas por uma camada de ar de refrigeração. Toda queima deve ser completada antes de deixar as câmaras e atingir a roda da turbina. Nos modelos com câmaras múltiplas, tubos de interligação alimentam as câmaras com a chama inicial proveniente da primeira câmara a queimar, durante a partida.

Turbina

Quando os gases penetram na seção da turbina, a temperatura atinge aproximadamente 1.500a F (830°C aproximadamente) e a uma velocidade de cerca de 2.000 pés por segundo. A passagem dos gases pelas aletas da turbina faz com que a mesma gire e este movimento é transmitido para o compressor (motores tipo turbofan e turbo-hélice possuem um segundo conjunto de turbina para acionar o eixo que movimenta o fan ou a hélice)

Tubo de escapamento

Quando a massa dos gases deixa o motor, sua temperatura baixa para cerca de 1.000° F (551°C) e sua velocidade para, aproximadamente, 3.800 fps (pés por segundo). Uma peça em forma de venturi auxilia os gases queimados para que deixem mais rapidamente o tubo de escapamento, reduzindo a pressão nessa área.

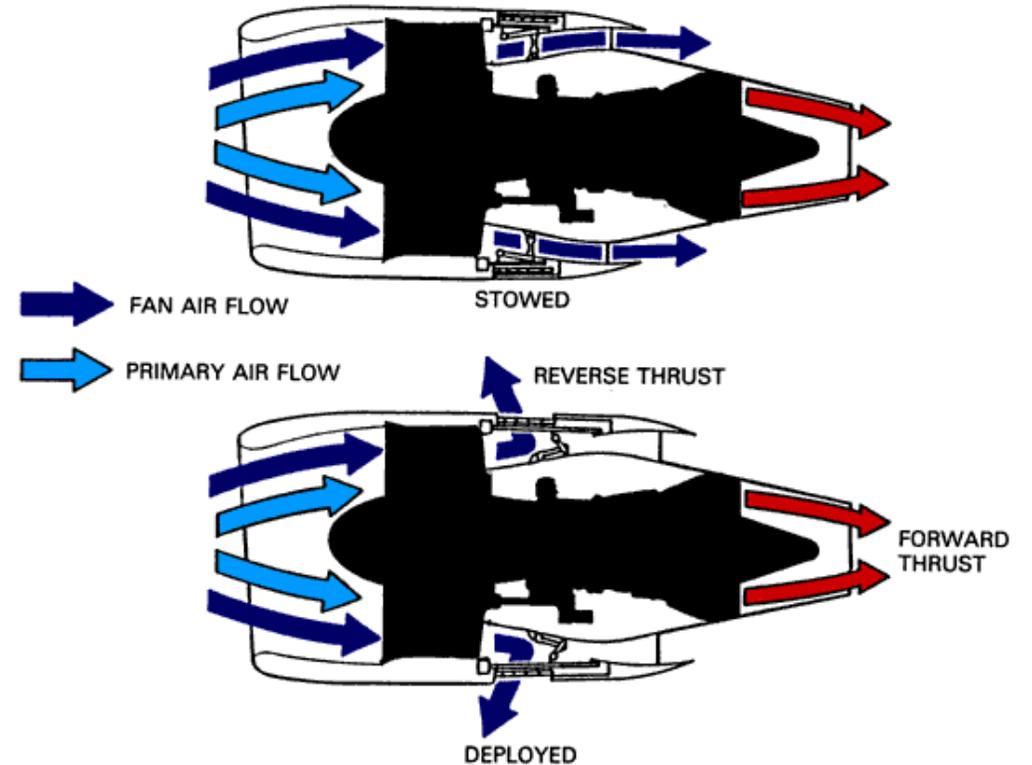
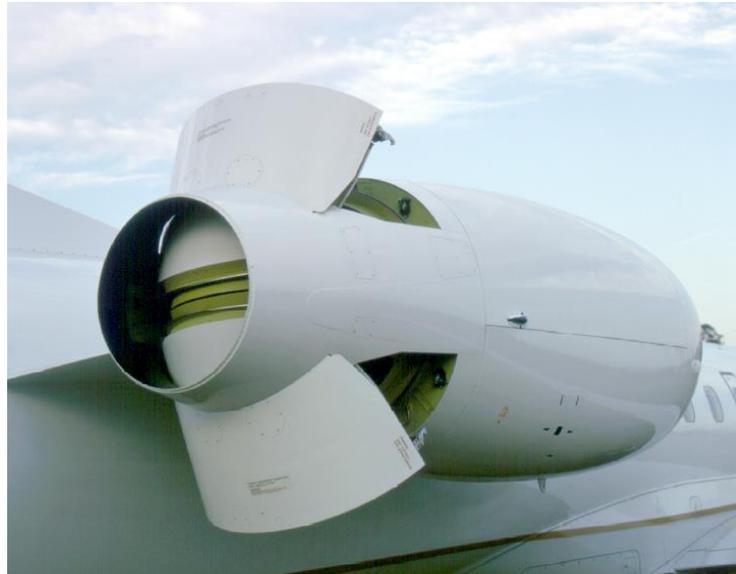
Supressor de ruído

O ruído é uma das maiores objeções ao uso de motores a jato. O ruído é produzido pelo ar saindo em alta velocidade pelo tubo de escapamento. Esse som é de baixa frequência, bem na faixa da audição humana. A engenharia está tentando resolver esse problema instalando silenciadores nos motores, os quais dividem o jato de escapamento em várias partes, de maneira que uma boa porção de ruído fique acima da faixa de frequência da audição humana.

Sistema de propulsão

Reversor

Um outro problema com as aeronaves equipadas com motores a jato é a inabilidade em desacelerar após o pouso como nos aviões equipados com hélice, que desaceleram utilizando a inversão angular das pás. Um tipo de tração reversa usada para freiar a aeronave, redireciona os gases de escape para frente, o que cria uma ação que se sobrepõe ao princípio da ação e reação. Um conjunto de portas, tipo conchas, quando ativadas, direciona os gases para frente, produzindo uma reação para trás.



Sistema de propulsão

Estruturas Associadas ao Motor

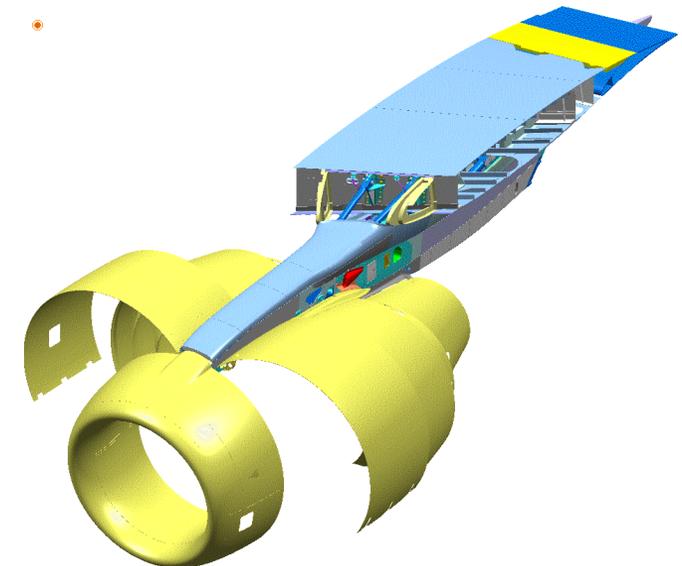
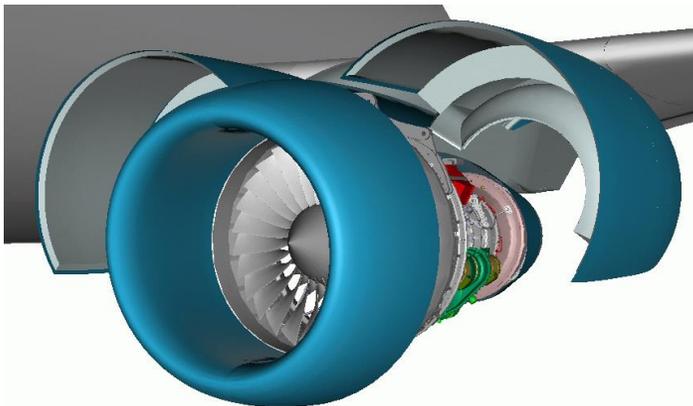
Pilones

Os pilones tem como função interligar o grupo propulsor a aeronave. O espaço interno do pilone é utilizado para a instalação de alguns componentes dos sistemas relacionados com o motor.



Naceles

As naceles são estruturas que carenam o motor, protegendo seus componentes e reduzindo o arrasto do conjunto.



Sistema de propulsão

Controle Eletrônico do Motor (EEC) - *Electronic Engine Control*

FADEC (*Full Authority Digital Electronic Control*) é um controle eletrônico digital instalado em motores de turbina a gás, que controla toda a operação do motor.

O FADEC sequencia os eventos durante a partida, controla a geometria do compressor, dosa o combustível para os injetores de maneira a evitar aumento momentâneo de potência e condições de sobre-temperatura. O FADEC fornece informações ao EICAS (*Engine Indication and Crew Alerting System*) que gera informações à tripulação sobre as condições de funcionamento do motor.

Unidade Auxiliar de Potência - APU (*Auxiliar Power Unit*)

A APU é um pequeno motor a jato, fonte para os sistemas elétricos, ar condicionado e pneumático. Ela fornece ar comprimido para a partida dos motores independentemente de uma fonte externa, e fornece energia elétrica para as operações no solo ou energia suplementar em vôo.



Sistema de propulsão

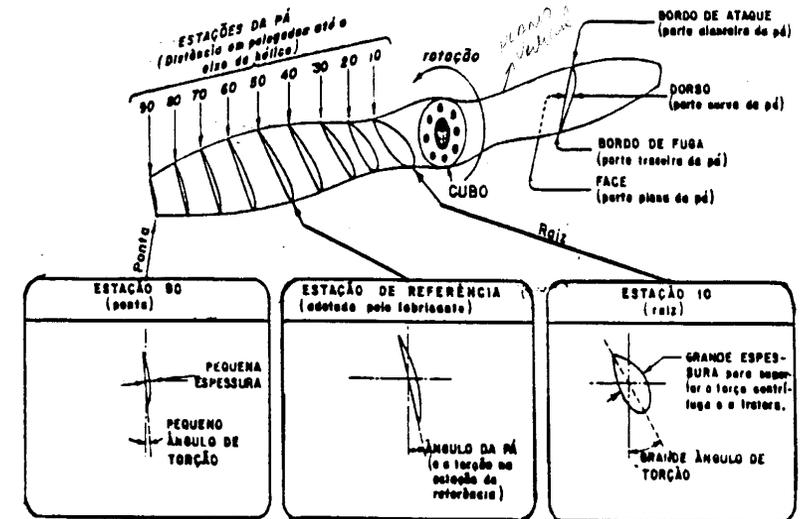
HÉLICES

Generalidade

Em uma vista transversal, a hélice de uma aeronave se assemelha ao aerofólio de uma asa. O aerofólio de uma hélice tem um ângulo de ataque relativamente grande próximo à raiz. O ângulo diminui em direção à ponta. Menor ângulo de ataque é necessário na ponta da pá para produzir sustentação por causa da maior velocidade nesta região.

Considerando que a hélice deve absorver a potência do motor, ela deve ser capaz de suportar as forças impostas sobre ela: centrífuga, torção, e tração. Ela deve ser flexível e manter a propriedade de retornar à sua posição normal sem distorções.

Numa vista transversal, a hélice pode ser comparada a uma asa que produz sustentação numa direção horizontal, chamada tração. Também, aplicando-se a terceira lei de Newton, podemos notar que, quando a hélice desloca o ar para trás, haverá uma reação igual e em sentido contrário. Essa reação resulta no deslocamento para frente, isto é, a tração criada pela hélice.



Sistema de propulsão

Limitações

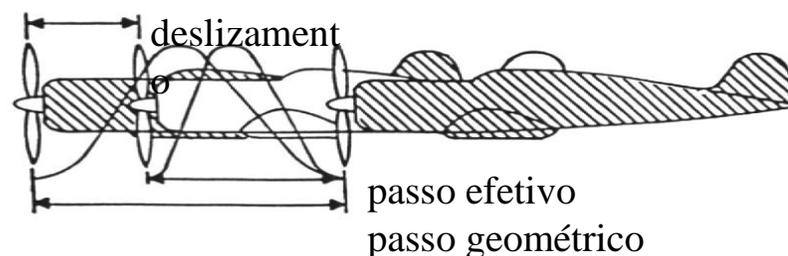
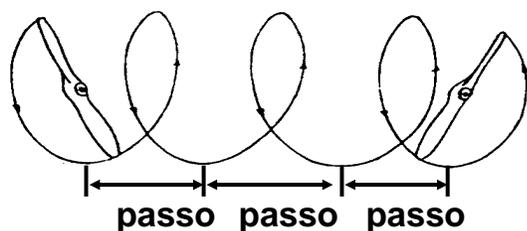
A limitação dos vãos em alta velocidade é a própria velocidade. Independente de quão potente o motor seja, se a ponta das pás de uma hélice se aproximar da velocidade do som ou de cerca de 700 fps (pés por segundo), a hélice perderá alguma eficiência. A uma velocidade de ponta de pá de 900 fps, a eficiência da hélice é de 86%, enquanto que a 1200 fps, a eficiência cai para 72%. Quanto maior for o comprimento da pá, menor deve ser a velocidade da hélice, para manter a velocidade de ponta da pá abaixo da velocidade do som. Essa é uma das maiores razões porque as aeronaves providas de hélice, não atingem a velocidade do som em voo nivelado.

Passo

O passo de uma hélice, como o passo da rosca de um parafuso, é a distância que a hélice avança em uma volta completa (revolução). Diferente do parafuso, a hélice gira mergulhada num gás (a atmosfera) e como o ar é compressível, a hélice não avança tanto quanto o ângulo da pá poderia indicar. Esta perda de deslocamento para frente é chamada de *deslizamento*.

Assim, há dois tipos de passo de hélice; o passo *teórico* (geométrico) e o passo *efetivo* (verdadeiro). O passo efetivo mais o deslizamento são iguais ao passo teórico.

Passos elevados produzirão melhor resultado em grandes altitudes porque o ar é mais rarefeito. Em altitudes menores um passo excessivamente alto sobrecarregaria o motor e sua rotação cairia em virtude da maior densidade do ar.



Sistema de propulsão



Sistema de propulsão

Tipos de Hélice

1) Passo fixo. Desenvolve a máxima eficiência a uma altitude e a uma velocidade, somente. Pode ser de liga de alumínio ou madeira, sendo esta de construção mais barata, porém menos e robusta.

2) Passo ajustável. Consiste de um cubo de hélice no qual as pás podem ser travadas. Elas tem a vantagem de permitir a variação do ângulo, porém os ajustes são feitos somente no solo.

3) Passo variável. Única que permite o passo ser mudado em vô. Durante a decolagem e subida, o passo mínimo é desejável pois permite que o motor desenvolva máxima rpm, assim liberando a potência máxima. Durante o vô de cruzeiro ou vôs em grandes altitudes, um passo maior, produzirá maior velocidade. As hélices de passo variável podem ser de três tipos:

Hélice de velocidade constante incluem um governador, o qual, quando ajustado pelo piloto através da manete de hélice, varia automaticamente o passo para manter a velocidade do motor (rpm) constante.

Hélice embandeirável. Esse tipo de hélice permite que, caso o motor pare em vô, ela seja embandeirada, isto é, as pás sejam perfiladas com o vento, para diminuir o arrasto. Naturalmente, esse tipo de hélice só será encontrado em aeronaves multimotoras, com a finalidade de diminuir o arrasto assimétrico durante os vôs com um motor inoperante;

Hélice de passo reversível. Permite ao piloto reverter o passo, (não a direção de rotação) com a finalidade de produzir um efeito de frenagem e, assim, diminuir a aceleração da aeronave durante o pouso. Nesse caso, a hélice empurra o ar para frente em vez de puxá-lo para trás. O mecanismo de atuação necessário para alterar o passo durante o vô envolve tanto motores elétricos, no cubo da hélice, como pressão hidráulica oriunda do sistema de suprimento de óleo lubrificante do motor, atuando um pistão no interior do cubo.

Sistema de propulsão

• Hélice

Todos os sistemas propulsivos produzem empuxo modificando a quantidade de movimento de uma massa da ar.

Teoria de Rankine Froude:

O fluxo de uma massa de ar passando pelo disco da hélice é:

$$\dot{m} = \rho AV_P$$

O empuxo produzido pela hélice:

$$T = m \frac{dV}{dt} = \dot{m} \Delta V = \rho AV_P (V_S - V_\infty)$$



Sistema de propulsão

• Hélice

O Empuxo também é igual ao diferencial de pressão em ambos os lados do disco

$$T = A(P'_1 - P_1)$$

Utilizando Bernoulli:

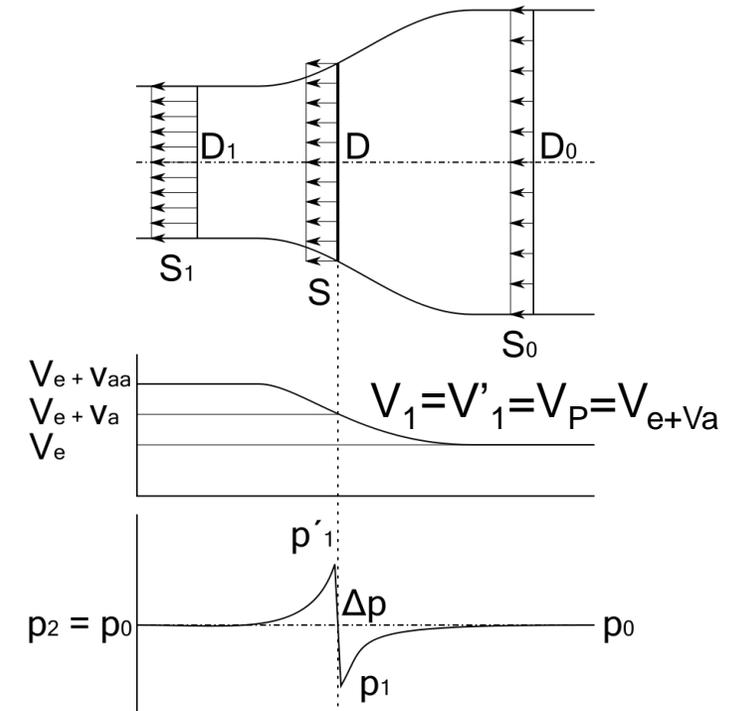
$$P_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho V_P^2$$

e

$$P_3 + \frac{1}{2}\rho V_P^2 = P_\infty + \frac{1}{2}\rho V_S^2$$

Portanto:
$$P_3 - P_2 = \frac{1}{2}\rho(V_S^2 - V_\infty^2)$$

$$V_S = V_{e+V_{aa}}$$



Sistema de propulsão

• Hélice

Combinado a equação anterior com a do empuxo, temos:

$$V_P = \frac{1}{2}(V_S + V_\infty)$$

Portanto:

$$T = \frac{1}{2}\rho A(V_S^2 - V_\infty^2)$$

A velocidade no disco da hélice pode ser considerada como a velocidade do ar distante acrescida de um ΔV :

$$V_P = V_\infty + \omega \quad V_S = V_\infty + 2\omega$$

Segue que: $T = \rho A(V_\infty + \omega)2\omega = 2\dot{m}\omega$

Sistema de propulsão

• Hélice

Portanto, ω pode ser escrito em termos de V_∞ e T :

$$\omega = \frac{1}{2} \left[-V_\infty + \sqrt{V_\infty^2 + \frac{2T}{\rho A}} \right]$$

A eficiência ideal pode ser obtida comparando a potência de entrada com a de saída:

$$P_{out} = TV_\infty \quad \text{e} \quad P_{inp} = TV_P$$

Portanto:

$$\eta = \frac{P_{out}}{P_{inp}} = \frac{TV_\infty}{TV_P} = \frac{V_\infty}{\frac{1}{2}(V_S + V_\infty)} = \frac{V_\infty}{V_\infty + \omega}$$

Sistema de propulsão

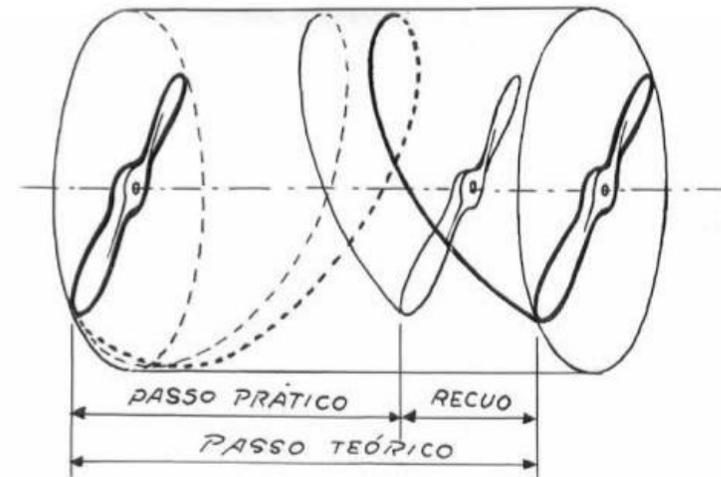
• Hélice

Portanto:
$$\eta = \frac{2}{\frac{V_S}{V_\infty} + 1} = \frac{1}{1 + \frac{\omega}{V_\infty}}$$

Essa seria a eficiência ideal, ou um limite superior teórico.
Note que $\eta=0$ para $V_\infty=0$ e se aproxima de 1 para ω tendendo a 0.

Esse valor não pode ser atingido devido a perdas como:

- Rotação do escoamento;
- Empuxo não uniforme ao longo da pá da hélice;
- Arrasto de perfil;
- etc



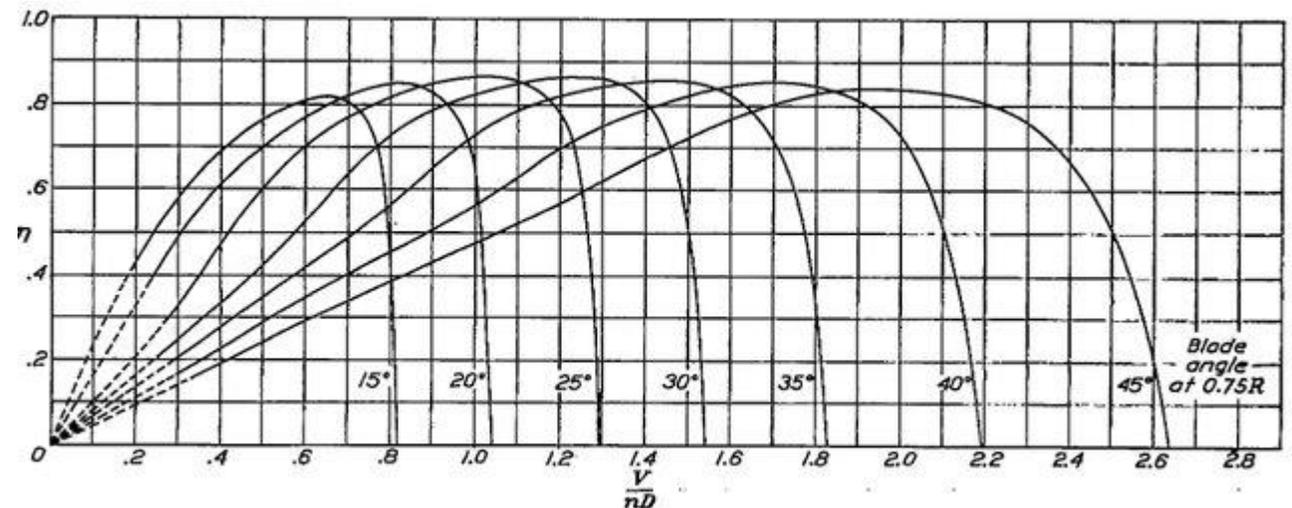
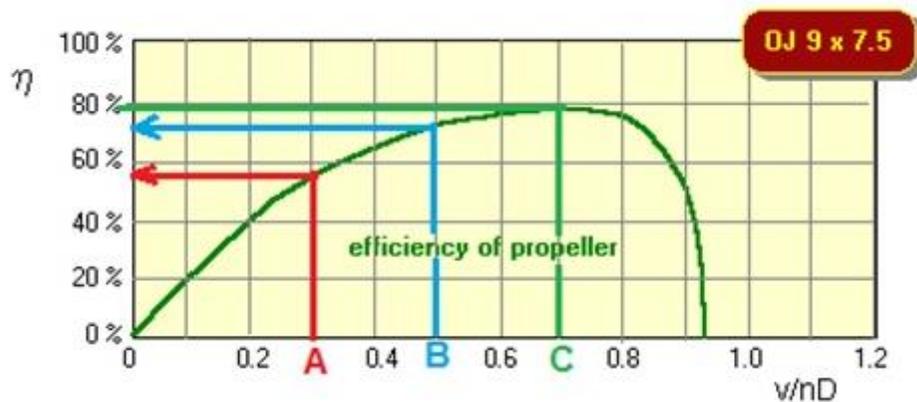
Sistema de propulsão

• Hélice

A razão de avanço pode ser escrita como: $J = \frac{V_\infty}{nD}$

Onde: n é a rotação da hélice (revolução/unidade de tempo) e D é o diâmetro do disco da hélice.

A razão de avanço de projeto é o valor máximo de J onde cada elemento da pá da hélice estará na condição de máximo C_L/C_D .



Sistema de propulsão

• Hélice

O empuxo (T), torque (τ) e potência (P) necessárias para manter uma dada rotação é dado por:

$$T = \rho n^2 D^4 C_T$$

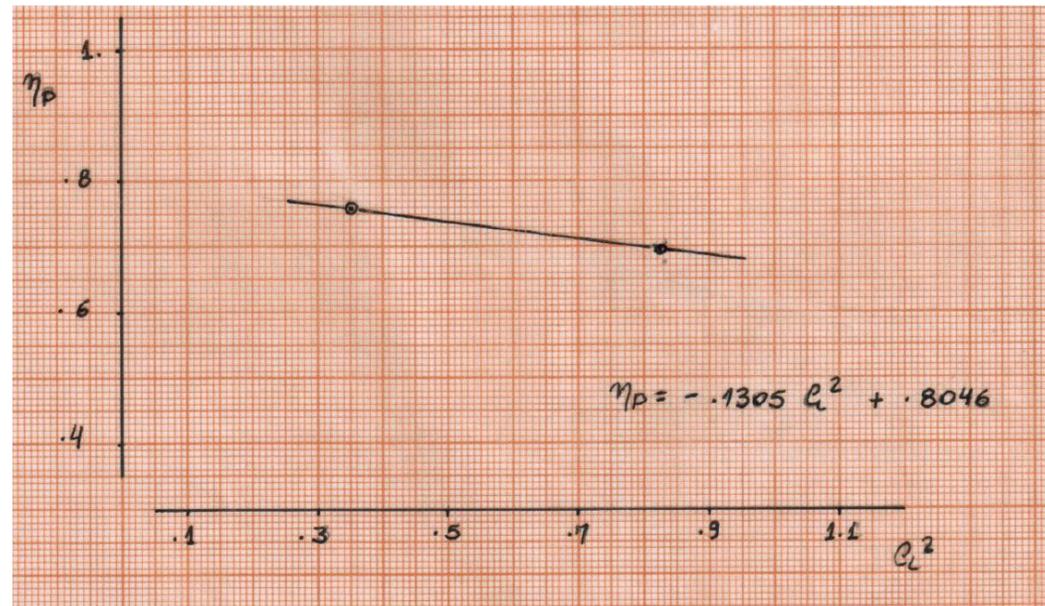
$$\tau = \rho n^2 D^5 C_\tau$$

$$P = \rho n^3 D^5 C_P$$

A eficiência real da hélice pode ser dada por:

$$\eta_P = \frac{TV_\infty}{P} = \frac{TV_\infty}{2\pi n\tau} = \frac{C_T}{2\pi C_\tau} \frac{V_\infty}{nD} = \frac{C_T}{C_P} J$$

Onde: $C_P = 2\pi C_\tau$



Sistema de propulsão

• Hélice

Fatores que influenciam o desempenho de um motor a pistão:

Perda de calor – A potência gerada pelo motor é proporcional ao calor liberado no pistão:

$$IHP = \frac{MEP \cdot d \cdot rpm}{792000}$$

IHP = Potência indicada

MEP é a pressão efetiva média agindo no pistão [lb/in²].

D é a cilindrada [in³]

Quando o calor liberado no pistão aumenta, a temperatura aumenta e MEP aumenta. Esse calor liberado é função do combustível e da mistura ar combustível.

Se a mistura de combustível ar (F/A) aumenta, mistura rica, a combustão pode não ser completa, e se a F/A diminui, a mistura pode ficar muito pobre e o calor liberado ser baixo e não ter potência suficiente.

Sistema de propulsão

- Hélice

Rotação máxima do motor: A potência produzida por um motor a pistão é diretamente proporcional a rotação do motor:

$$BHP = \frac{2\pi \cdot rpm \cdot \tau}{33000}$$

Ou

$$BHP = \eta_{mech} IHP$$

BHP é a potência no eixo e τ é o torque.

Sistema de propulsão

- **Hélice**

Altitude: A quantidade de ar que entra no cilindro, controla a quantidade de calor liberada para uma dada mistura de combustível e ar. Essa quantidade de ar é função da pressão de admissão no cilindro. Para uma queima completa de combustível, deve haver uma quantidade de ar suficiente. Se o ar é menos denso, o motor irá desenvolver uma potência menor.

Turbinar o motor pode ajudar a resolver esse problema.

Sistema de propulsão

• Hélice

Hipóteses assumidas para o calculo do desempenho para um motor a pistão-hélice:

A potência, para esses motores, é assumida ser independente da velocidade.

Para uma dada posição da manete, a potência irá variar com a altitude seguindo a seguinte relação:

$$\frac{P}{P_{SL}} = \begin{cases} \sigma^{0.765}; & h \geq 36089 ft \\ 1.331\sigma; & h > 36089 ft \end{cases} \quad \text{Para um motor sem turbo.}$$

$$\frac{P}{P_{SL}} = \begin{cases} 1; & h \leq h_{critical} \\ \frac{\sigma}{\sigma_{critical}}^{0.765}; & h_{critical} < h \leq 36089 ft \\ \frac{1.331\sigma}{\sigma_{critical}^{0.765}}; & h > 36089 ft \end{cases} \quad \text{Para um motor com turbo.}$$

Sistema de propulsão

- **Hélice**

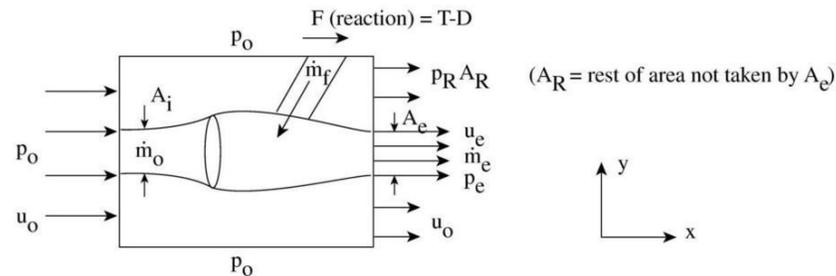
As equações do slide anterior fornecem a potência necessária para fazer a hélice girar (potência no eixo), não é a potência disponível.

A eficiência da hélice é considerada independente da posição da manete e altitude, mas irá variar com a velocidade.

Sistema de propulsão

• Motores a reação

Considere o seguinte volume de controle:



Da equação de conservação da massa, escrita na forma Euleriana, temos:

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \int_{\Gamma} \rho \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} d\Gamma = 0$$

Para o caso de regime permanente:

$$\int_{\Gamma} \rho \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} d\Gamma = \dot{m}_a + \dot{m}_f - \dot{m}_e = 0 \quad \longrightarrow \quad \dot{m}_a + \dot{m}_f = \dot{m}_e$$

Sistema de propulsão

• Motores a reação

Da equação da conservação do momento linear:

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} \rho V d\Omega + \int_{\Gamma} V(\rho V \cdot V) d\Gamma = \sum F$$

Para regime permanente:

$$\int_{\Gamma} V(\rho V \cdot V) d\Gamma = \sum F = [T + A_e(P_{\infty} - P_e)]\vec{i} + 0\vec{j} + 0\vec{k}$$

Como a velocidade do fluido passando pela fronteira do volume de controle pode ser desconsiderada, a não ser na região de exaustão do motor, pode-se escrever a equação anterior como:

$$\int_{\Gamma} V(\rho V \cdot V) d\Gamma = \int_{\Gamma} (u_x\vec{i} + u_y\vec{j} + u_z\vec{k})(\rho V \cdot V) d\Gamma = \int_{\Gamma} \rho u_x^2 d\Gamma = \rho_e V_e^2 A_e$$

Sistema de propulsão

• Motores a reação

Portanto:

$$\rho_e V_e^2 A_e = T + A_e (P_\infty - P_e)$$

Essa equação é a equação para o empuxo bruto do motor, não considerando o movimento do motor e efeitos da instalação.

Considerando o movimento do motor, o empuxo fica:

$$T = \dot{m}_a [(1 + f)V_e - V_\infty] + (P_e - P_\infty)A_\infty$$

Onde f é a taxa de fluxo combustível por fluxo de ar: $f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$

Normalmente, $f \ll 1$.

Sistema de propulsão

• Motores a reação

O termo $(P_e - P_\infty)$ é usualmente 0, pois o escoamento é acelerado a pressão ambiente. Mesmo para bocais de saída convergentes ou para bocais de saída convergente-divergente, o termo $(P_e - P_\infty)$ é consideravelmente menor do que a mudança da quantidade de movimento. Portanto o empuxo líquido pode ser escrito como:

$$T = \dot{m}_a [(1 - f)V_e - V_\infty]$$

O motor a reação é bastante sensível aos parâmetros operacionais!

Eficiência do motor a reação:

Consumo específico é definido como: $TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T}$

Eficiência em se produzir empuxo para uma dada taxa de combustível. Quanto menor o valor, mais eficiente o motor!

Sistema de propulsão

• Motores a reação

Reescrevendo a equação anterior:

$$TSFC = \frac{f}{(1+f)V_e - V_\infty} = \frac{f}{V_e(1+f - \frac{V_\infty}{V_e})}$$

Eficiência propulsiva: taxa entre a potência do empuxo sobre a taxa de energia cinética.

$$\eta_{pr} = \frac{TV_\infty}{\dot{m}_a[(1+f)(\frac{V_e^2}{2}) - \frac{V_\infty^2}{2}]} \approx \frac{2(\frac{V_\infty}{V_e})}{1 + (\frac{V_\infty}{V_e})}$$

Sistema de propulsão

• Motores a reação

Eficiência térmica:

$$\eta_{th} = \frac{\dot{m}_a \left[(1 + f) \left(\frac{V_e^2}{2} \right) - \frac{V_\infty^2}{2} \right]}{\dot{m}_f HV}$$

Onde HV é o “heating value” do combustível, dado em calor liberado por massa de combustível (exemplo, gasolina possui um HV de 18500 btu/lbm).

Eficiência total:

$$\eta = \eta_{pr} \eta_{th} = \frac{TV_\infty}{\dot{m}_f HV} = \frac{((1 - f)V_e - V_\infty)V_\infty}{f HV}$$

Sistema de propulsão

• Motores a reação

Curvas de desempenho do motor:

$$F_{net} = F_G - F_{RAM} = \left(\frac{w_a}{g} (V_e - V_\infty) \right)$$

$$F_G = \frac{w_a}{g} V_e$$

$$F_{RAM} = \frac{w_a}{g} V_\infty$$

Onde: F_{net} é a força total utilizável para acelerar a massa de ar;

F_G é a força total do motor (G=gross);

F_{RAM} é a força atuante na entrada do motor;

w_a é o fluxo de ar (kg/s);

g é a gravidade;

V_e é a velocidade do jato na exaustão;

V_∞ é a velocidade do escoamento livre.

Sistema de propulsão

• Motores a reação

O empuxo líquido é a diferença da força gerada na saída dos gases do motor com a força na entrada do motor:

Adicionando a massa de combustível:

$$F_{net} = \frac{w_a}{g}(V_e - V_\infty) + \frac{w_f}{g}V_e$$

w_f/g é pequeno, mas é usual considera-las nos cálculos, principalmente quando se utiliza computadores nos cálculos.

A terceira lei de Newton explica como que o empuxo é obtido pela ejeção dos gases.

Sistema de propulsão

• Motores a reação

É possível demonstrar que:

$$\frac{F_{net}}{\delta_{T2}} = \frac{P_{T7}}{P_{T2}} f(area, V, T)_{exaustao} - f(area, V, T)_{admissao}$$

δ_{T2} é a razão de pressão na admissão ($\delta=P/P_0$)

P_{T7} é a pressão na exaustão

P_{T2} é a pressão na admissão

Ou seja, F_{net} , é função da geometria do motor, das condições do ar admitido, das condições do escoamento na exaustão e da razão de pressão do motor (P_{T7}/P_{T2}).

Como as condições da saída são determinadas pelas de entrada, pela razão de compressão e pelo fluxo de combustível (posição da manete), conclui-se que F_{net} =função(EPR) (EPR=Engine Pressure Ratio) para um dado motor operado a dada velocidade, altitude, temperatura e posição da manete.

Sistema de propulsão

• Motores a reação

Hipóteses assumidas para o calculo de desempenho:

Motores a reação: A variação do empuxo para essa classe de motores pode ser aproximada (de maneira grosseira) por:

$$\frac{T}{T^*} = \left(\frac{\sigma}{\sigma^*}\right)^x \simeq \left(\frac{\sigma}{0.297}\right)^x$$

O * representa as condições na tropopausa (36089 ft)

O valor de x é dado por:

$$h \leq 36089 \text{ ft} \quad 0.5 \leq x \leq 0.9$$

↑ ↑
Turbojato Turbofan

$$h > 36089 \text{ ft} \quad x = 1$$

Sistema de propulsão

- **Motores a reação**

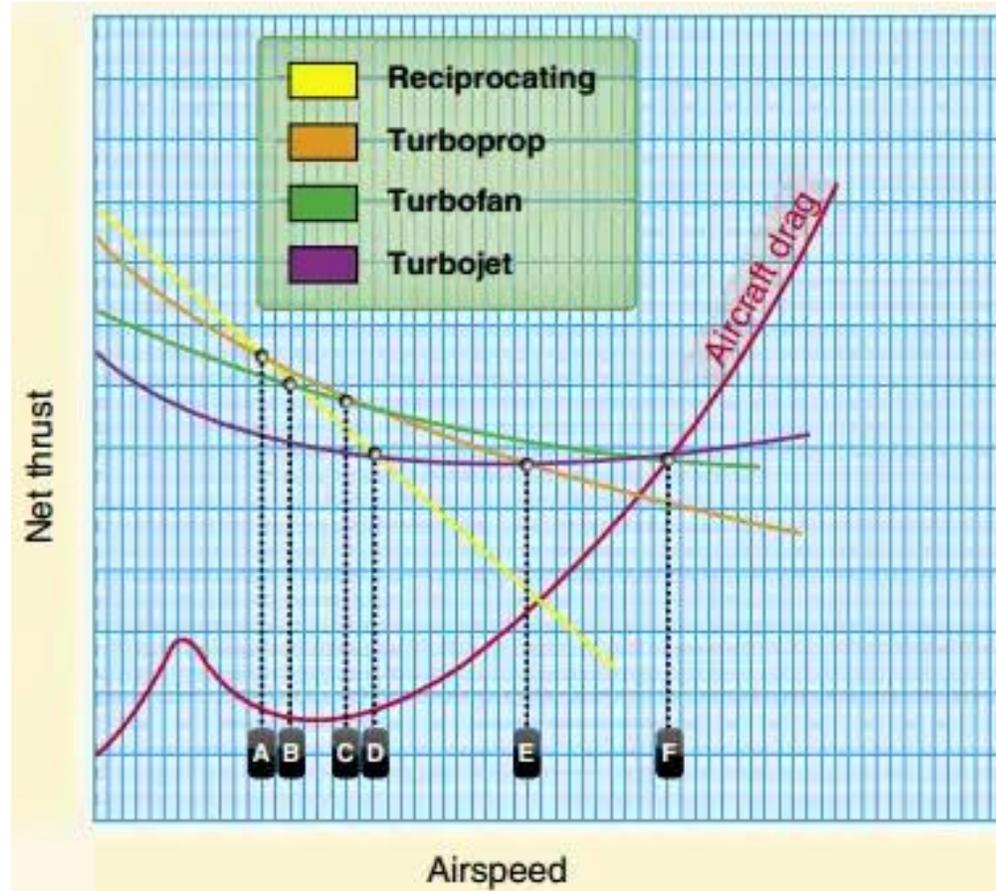
Segue que a equação anterior pode ser aproximada por:

$$\frac{T}{T_{SL}} = \begin{cases} \sigma^{0.7} & h \leq 36089 \text{ ft} \\ 1.439\sigma & h > 36089 \text{ ft} \end{cases}$$

Para o motor turbojato, pode-se assumir que o empuxo não irá variar com a velocidade, e que TSFC pode ser assumido como constante.

Sistema de propulsão

- Motores a reação



Sistema de propulsão

- **Motores a reação**

Regimes do motor (ratings):

Há um limite pratico para a temperatura permitida para que as palhetas da turbina possam resistir aos esforços de rotação. Esse limite prático define os regimes de operação do motor para as diferentes condições de operação (ajustes da manete)



Sistema de propulsão

• Motores a reação

Regimes do motor (ratings):

A temperatura máxima que a turbina pode suportar por um tempo limitado (em geral 5 a 10 minutos), define o regime de decolagem (TOGA). Essa temperatura pode alcançar 1400°C.

Em uma temperatura, aproximadamente, 100°C inferior, é definido o regime de potência máxima contínua (“maximum continuous”). Nesse regime, a tração máxima pode ser obtida continuamente, ainda que seja reservado para uso emergencial.

A seguir, define-se o regime de máxima subida (“maximum climb”) e de máximo cruzeiro (“maximum cruise”). A condição “idle” não é necessariamente um regime do motor, mas uma posição da manete apropriada para fornecer a tração mínima para operações tanto em voo como em solo. Nos motores de alto “by-pass”, é comum definir “approach idle” para aproximações e pouso com flaps e trem baixados, e também o “minimum idle” para as demais operações.

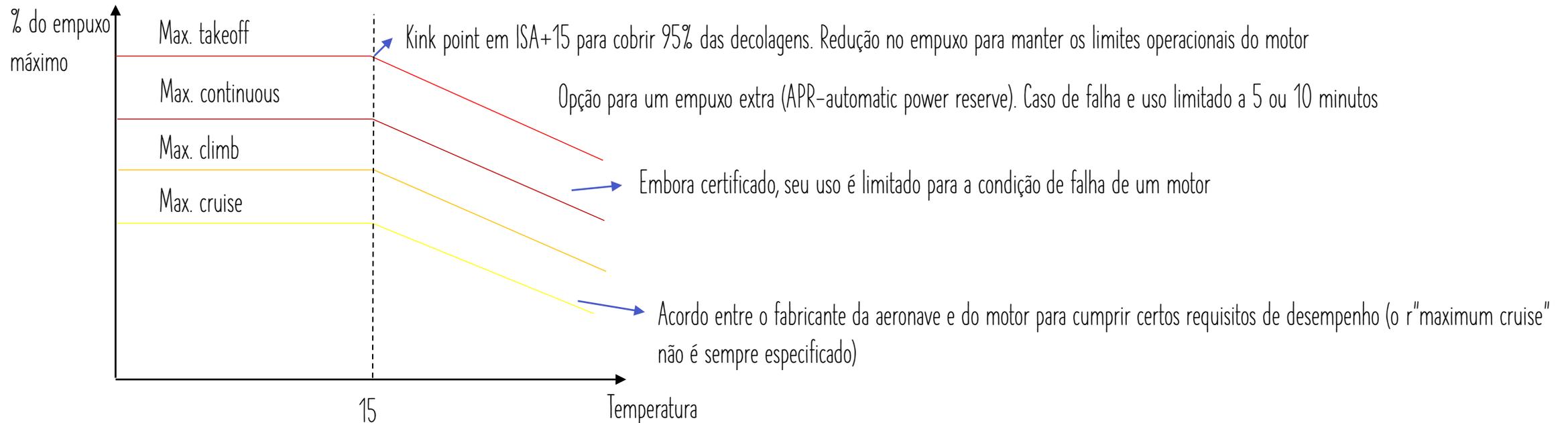
O “approach idle” facilita a aceleração do motor no caso de abortar o pouso. Também é usado quando é acionado o sistema anti-gelo.

Sistema de propulsão

• Motores a reação

Regimes do motor (ratings):

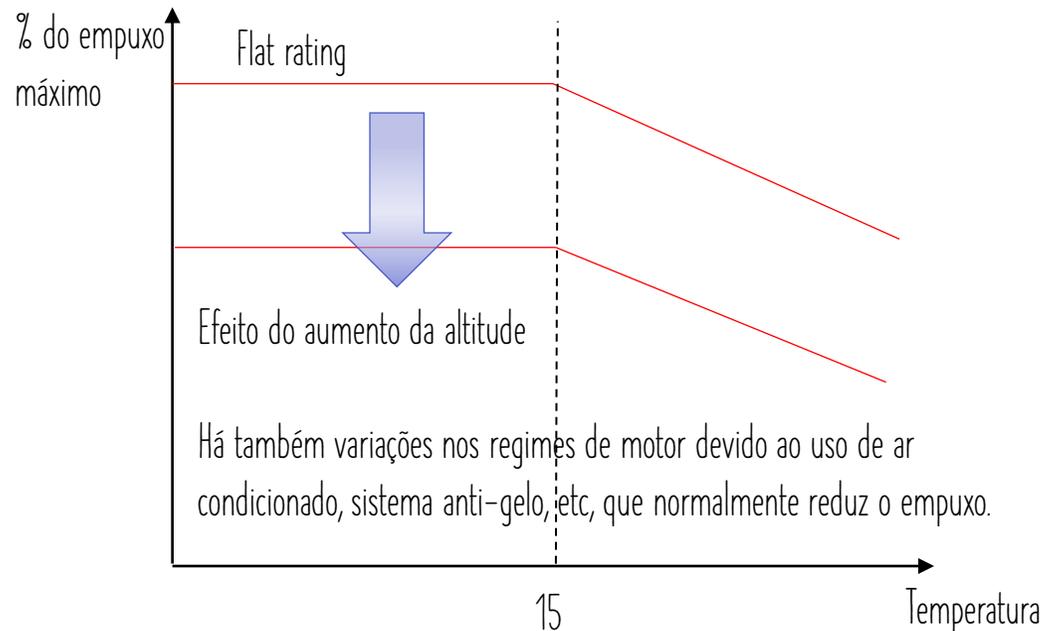
Os regimes do motor são especificados pelo fabricante, e publicados para condições ISA, msl, estática e sem “bleeds”



Sistema de propulsão

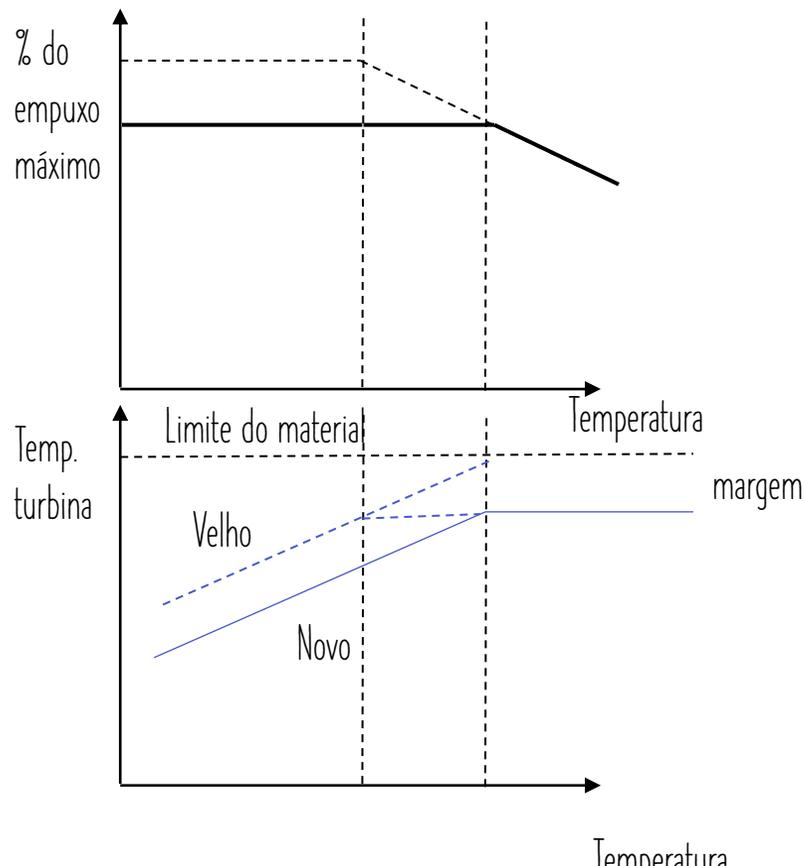
• Motores a reação

Normalmente, o fabricante comercializa o motor com base em um “flat rating”. É possível obter uma tração mais elevada, desde que a operação seja em Δ ISA inferior ao definido para o “flat rate”.



Sistema de propulsão

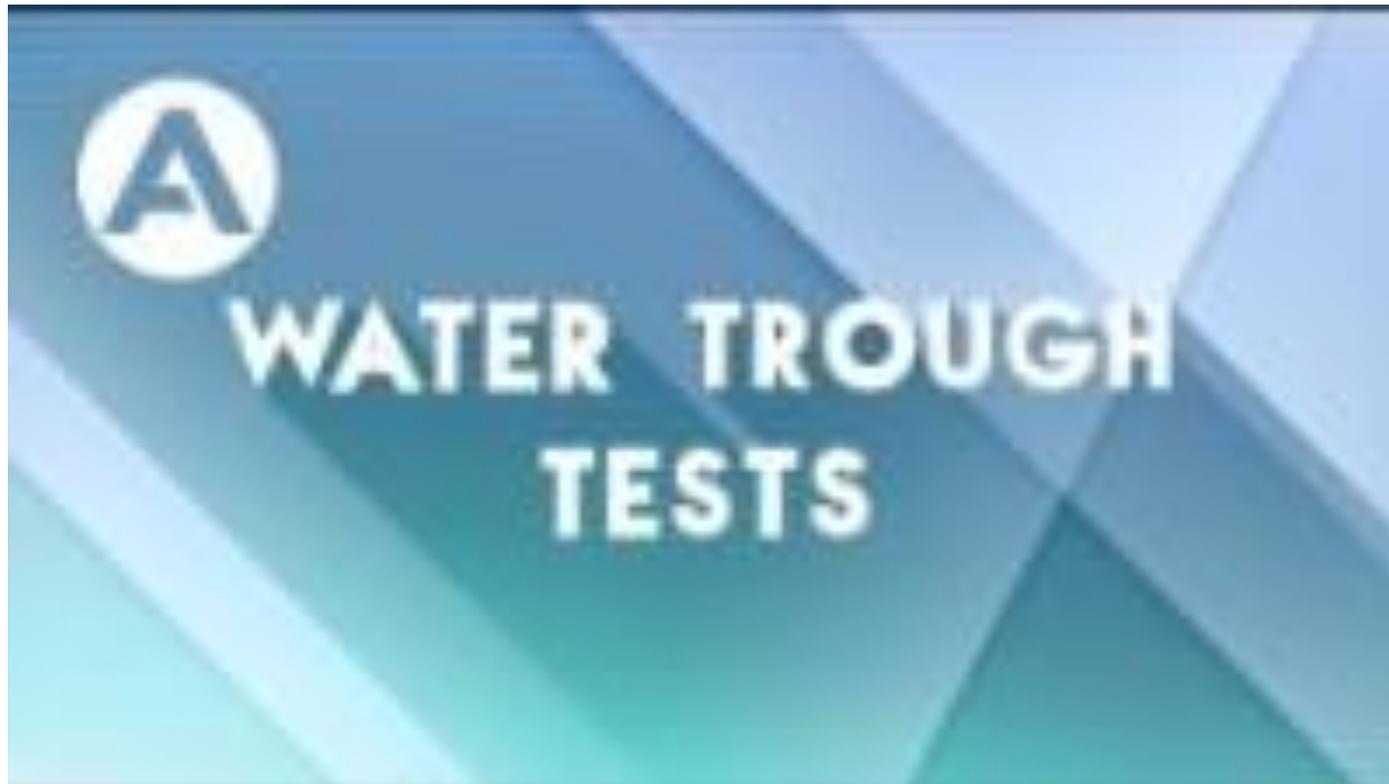
• Motores a reação



Com o tempo e desgaste, o motor precisa trabalhar mais “quente” para gerar o mesmo empuxo. A margem é dada no motor novo para que, com o tempo, não venha a ser superada a temperatura limite do material da turbina. No EMB 170 a margem é de 30°C (essa margem torna-se nula após 10000 ciclos com potencia máxima de decolagem)

Sistema de propulsão

- **Motores a reação**



Sistema de propulsão

- **Ensaio de margem de “buffeting” em voos de cruzeiro**

De acordo com a seção 25.251 do FAR Part 25, com o avião em configuração de cruzeiro, os fatores de carga de manobra positivos nos quais ocorre o início do buffeting perceptível devem ser determinados para as faixas de velocidade ou número Mach, peso e altitude para os quais o avião é para ser certificado. Os envelopes de fator de carga, velocidade, altitude e peso devem fornecer uma faixa suficiente de velocidades e fatores de carga para operações normais.

Procedimentos para ensaios:

Os testes de determinação do limite do buffet são realizados apenas na configuração de cruzeiro. Durante os testes, o avião é inicialmente compensado em vôo nivelado de asas a uma velocidade constante. Em seguida, o fator de carga normal é aumentado por meio de curvas inclinadas ou pull-ups, e o início do buffet é registrado. Várias combinações de velocidade e altitude são utilizadas para cobrir o envelope operacional da aeronave.

Sistema de propulsão

- **Ensaio de margem de “buffeting” em voos de cruzeiro**

Redução dos dados:

Em cada ponto de ocorrência do buffet, o C_L pode ser obtido da seguinte forma

$$C_L = \frac{n_z W}{q S_w} \quad q = \frac{1}{2} \rho_0 a_0^2 \delta M^2 \quad \text{ou} \quad q = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma V_T^2$$

Em seguida, o limite do buffet pode ser representado plotando o C_L para buffet em relação ao número de Mach.

Sistema de propulsão

- **Ensaio de margem de “buffeting” em voos de cruzeiro**

Expansão dos dados:

A expansão dos dados é obtida inserindo-se o gráfico mencionado no item anterior na velocidade ou número de Mach desejado e lendo o C_L correspondente. Então podemos calcular o nW/δ da seguinte forma:

$$\frac{nW}{\delta} = \frac{1}{2} \rho_0 a_0^2 C_L S_W M^2$$

Com o valor de nW/δ podemos obter o fator de carga normal no qual ocorre o início do buffet para cada peso e altitude (expresso na equação acima em termos de δ).