



# Índice

<b>INTRODUÇÃO.....</b>	<b>2</b>
<b>OBJECTIVOS.....</b>	<b>3</b>
<b>CLASSIFICAÇÃO DOS MOTORES DE REACÇÃO.....</b>	<b>4</b>
FOGUETÃO .....	5
ESTATORREACTORES .....	6
PULSORREACTOR .....	7
TURBORREACTORES.....	7
<i>Tipos de turborreactores.....</i>	<i>8</i>
<i>Ciclo de funcionamento .....</i>	<i>9</i>
<b>PARTES FUNDAMENTAIS DOS TURBORREACTORES.....</b>	<b>11</b>
DIFUSORES DE ADMISSÃO .....	11
COMPRESSORES .....	12
<i>Compressores centrífugos.....</i>	<i>13</i>
<i>Compressores axiais.....</i>	<i>14</i>
DIFUSOR PÓS COMBUSTÃO .....	15
CÂMARA DE COMBUSTÃO .....	16
TIPOS DE CÂMARA DE COMBUSTÃO.....	17
<i>Câmara de combustão tipo CAN.....</i>	<i>18</i>
<i>Câmara de combustão tipo CANNULAR.....</i>	<i>19</i>
<i>Câmara de combustão tipo ANNULAR.....</i>	<i>20</i>
<i>Modo de funcionamento da câmara de combustão .....</i>	<i>21</i>
<i>Contaminação.....</i>	<i>26</i>
TURBINAS .....	27
<i>Inconvenientes para as pás das turbinas.....</i>	<i>28</i>
SISTEMA DE ESCAPE.....	29
<b>SISTEMAS AUXILIARES DO MOTOR.....</b>	<b>29</b>
<b>SISTEMAS DE AUMENTO DO RENDIMENTO.....</b>	<b>30</b>
INJECCÃO DE ÁGUA .....	31
PÓS COMBUSTÃO.....	31
<b>COMBUSTÍVEIS E LUBRIFICANTES.....</b>	<b>32</b>
<b>MODIFICAÇÕES AOS MOTORES TURBOJACTO.....</b>	<b>33</b>
TURBOFAN.....	33
TURBOÉLICE .....	34
<b>CONCLUSÃO.....</b>	<b>37</b>
<b>BIBLIOGRAFIA.....</b>	<b>38</b>



## Introdução

A ideia de utilizar o princípio da reacção em grande escala, através de foguetes, é actualmente atribuída aos chineses e terá ocorrido durante o século XIII. No entanto, foi só após a 2ª Guerra Mundial que a tecnologia do uso de foguetes se desenvolveu e evoluiu por forma a considerar-se praticável o seu uso seguro para viagens espaciais.

Em 150 a.c., Hero um habitante de Alexandria no Egipto inventou um dispositivo constituído por um torniquete esférico, com vários tubos interiores dispostos radialmente, alimentado a vapor. À medida que a pressão e o caudal do vapor aumentavam faziam rodar com maior velocidade o torniquete. Este dispositivo é tomado como um rudimento da turbina a gás.

Em 1687 o grande filósofo e matemático inglês *Sir Isaac Newton* formula as 3 leis do movimento que estão na base da moderna propulsão, as quais se resumem aos seguintes princípios teóricos:

- Qualquer corpo permanecerá em repouso ou em movimento uniforme (velocidade constante) a menos que uma força externa se exerça sobre ele e lhe modifique esse estado;
- A resultante das forças que actuam sobre um corpo é igual ao produto da massa desse corpo pela aceleração produzida por tais forças;

Para cada força que se exerce sobre um corpo, este reage através duma força igual de sentido oposto, segundo a mesma direcção.

Actualmente os motores de turbina de gás são o meio de propulsão mais eficientemente usado na propulsão de aeronaves tendo, inclusivamente, destronado os motores alternativos que até ao final dos anos 60, eram usados em grande escala.



## Objectivos

Este trabalho tem como objectivos o estudo sobre os constituintes relativos a turborreactores e turbojactos, bem como os seus modo de funcionamento.

Faz-se uma classificação aos motores de reacção. E uma abordagem ao tipo e ao ciclo de funcionamento dos turborreactores e aos outros turbos, incluindo turbinas a gás.

Como elementos constituintes destas máquinas térmicas, os diferentes tipos de compressores, câmaras de combustão e sistemas de escapes .

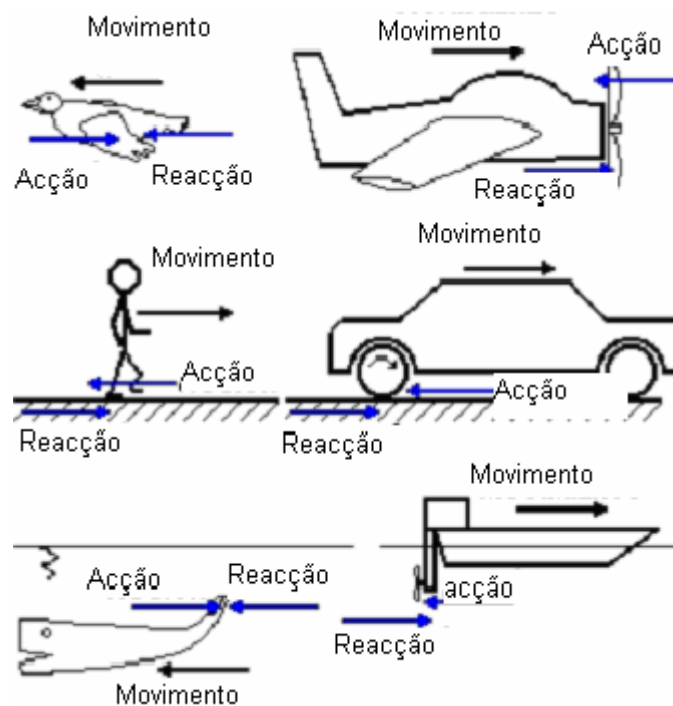
Efeitos da velocidade e altitude dos diferentes tipos de motores.

Por fim, falamos das modificações a motores turbojactos.

## Classificação dos motores de reacção

Num motor de reacção o sistema de propulsão baseia-se na aplicação das leis de Newton:

- Qualquer corpo permanecerá em repouso ou em movimento uniforme (velocidade constante) a menos que uma força externa se exerça sobre ele e lhe modifique esse estado;
- A resultante das forças que actuam sobre um corpo é igual ao produto da massa desse corpo pela aceleração produzida por tais forças;



**Fig.1\_ Esquematização do movimento das forças**

Então podemos considerar que os motores de reacção são todos aqueles que utilizam uma série de gases, que são expulsos a grande velocidade e a pressões elevadas, exercem uma força em sentido contrario que podemos chamar de impulso ou avanço. Dentro dos grupos de motores de reacção podemos dividir em quatro grandes grupos.



## Foguetão

O foguetão é diferente do turbojacto ou do motor de reacção por ter o agente oxidante carregado juntamente com a máquina. Em lugar de depender do ar circunvizinho para queimar o combustível, o foguetão é auto-suficiente. Isto significa que o foguete opera no vácuo, como no espaço sideral. Na verdade o desempenho será melhor no vácuo, pois não há dispêndio de qualquer parcela do impulso para vencer as forças de atrito.

Existem dois tipos de combustível para motores de foguete: sólido e líquido, que permitem a construção de motores a combustível sólido, líquido e híbridos. Nos motores de combustível sólido, a mistura propulsante, a que se dá o nome de grão e é composta pelo oxidante + combustível + aglutinante, é transportada na mesma câmara onde se dá a combustão. Em geral, são motores com um tempo de queima muito curto (alguns segundos) e um impulso extremamente elevado. Neste tipo de motores o grão pode ser distribuído de duas maneiras: ou enche de forma maciça todo o espaço da câmara ou é deixado um túnel oco por dentro da mistura e ao longo da câmara. Estas diferenças destinam-se a modificar a área de combustão e, em consequência, a pressão na câmara e o impulso do motor.

Nos motores de combustível líquido, o combustível e o oxidante são transportados em contentores separados e injectados na câmara onde deflagram. Nestes motores podemos regular o impulso a cada instante variando a entrada dos fluidos na câmara de combustão. São caracterizados por um impulso bastante inferior aos sólidos mas possuem um tempo de queima muito mais elevado (vários minutos). Os híbridos são compostos por uma câmara com um combustível sólido, onde é injectado um oxidante líquido. Apresenta a vantagem de ter um impulso elevado, do motor sólido, e facilmente regulável, do motor líquido. Acontece que a sua tecnologia é algo complexa, e na maioria das aplicações torna-se mais viável a utilização de um foguete de dois andares, com um sólido e outro líquido, do que a utilização de um único andar híbrido.

## Estatorreactores

Os estatorreactores são motores a reacção auxiliares que carecem de compressores e turbinas, pois a compressão efectua-se pela alta pressão dinâmica devido á alta velocidade que é necessário imprimir ao estatorreactor para o seu funcionamento. O ar depois de comprimido, submete-se a um processo de combustão numa câmara e depois a expansão no sistema de escape. Tem de se ter em conta que esta forma de trabalho é contínua. O principio de funcionamento dos estatorreactores é o mesmo em todos os motores de reacção, ou seja, a variação da quantidade de movimento do ar á entrada e do gás ar-combustível á saída é igual.

Tecnologicamente, os estatorreactores são os mais sensíveis dos motores de reacção, porque não contêm nenhuma peça mecânica em movimento, à excepção da bomba de combustível. Os componentes principais dos estatorreactores desde a admissão até escape: são o difusor de admissão, câmara de combustão e sistemas de escape. É então um sistema muito simples que funciona de maneira contínua: o ar que é submetido a uma grande pressão ( devido a grandes velocidades do suposto avião) entra no difusor de admissão do estatorreactor onde encontra um espaço reduzido pelo qual a sua pressão e temperatura aumenta de maneira considerável. O seguinte passo é a combustão de todo esse ar, processo este que se executa na câmara de combustão, onde se encontram ejectores que expandem o combustível finamente atomizado de maneira contínua. Quando o combustível e o ar se encontram na câmara de combustão realizam-se uma série de faíscas encarregadas de inflamar a mistura, passo este chamado de combustão que como na maioria dos motores libertam uma grande quantidade de calor (700° C apesar da sua refrigeração), pelo qual é necessário um revestimento de cerâmica especial para as paredes do estatorreactor. A mistura final sai a grande velocidade pela saída de escape.

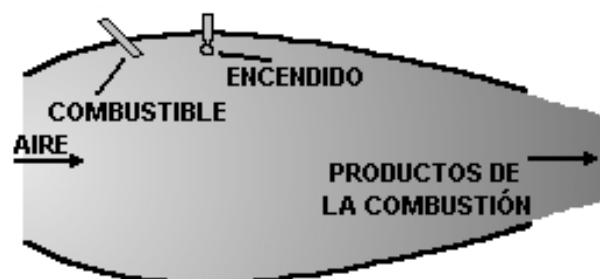


Fig. 2 \_Estatorreactor

## Pulsorreactor

Os pulsorreactores também são motores de reacção, são muito parecidos aos estatorreactores, porque carecem de compressores e turbinas. A principal diferença é no interior. Os estatorreactores têm um funcionamento de maneira continua enquanto que os pulsorreactores dispõem dum sistema de válvulas no interior que permitem executar a combustão de maneira intermitente aos impulsos de alta frequência. Muitos pensam que este sistema intermitente aumenta a potência e o rendimento do motor graças á precisão do seu sistema de regulação da combustão, outros pensam que esse aumento é mínimo mas por ser um motor com mais componentes móveis que os estatorreactores existe maior risco de avarias mecânicas.

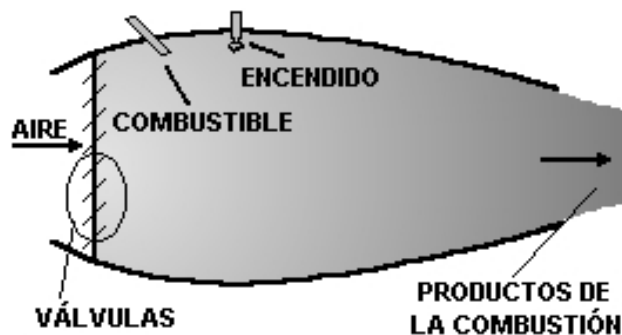


Fig. 3 \_ Pulsorreactor

## Turborreactores

Os turborreactores são motores pertencentes ao grupo das turbinas de ciclo aberto, com uma única diferença para que se chame de turborreactor é necessário ter um compressor ou um turbocompressor, daí vem o seu prefixo de “turbo”. Na actualidade os turborreactores não só estão incorporados na maior parte dos aviões militares, sendo cada vez mais utilizados em aviões de passageiros.

Os turborreactores são máquinas com alto rendimento o que também tem os seus defeitos, por exemplo têm insuficiência potencial na descolagem, para evitar este inconveniente recorre-se ao sistema de pós combustão.

O ar atmosférico é captado, comprimido e enviado para a câmara de combustão por uma entrada de ar e um compressor. Ele é misturado com o carburante injectado na câmara e queimado de forma contínua. Os gases resultantes da combustão são evacuados para trás através de uma turbina e um sistema de escape. Uma parte da energia do gás é utilizada pela turbina para por em movimento o compressor e os acessórios necessários ao funcionamento do grupo.

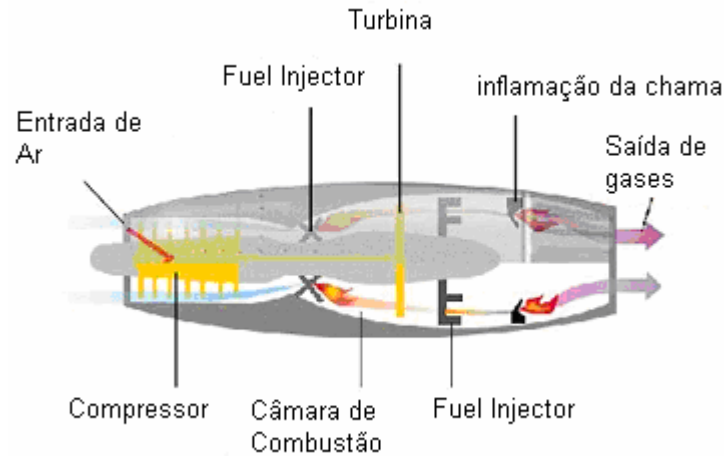


Fig. 4 \_ Turborreator

### Tipos de turboreactores

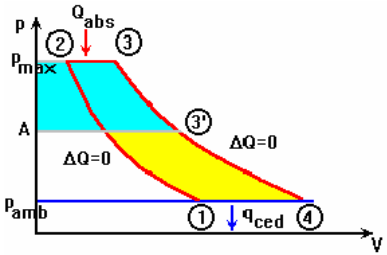
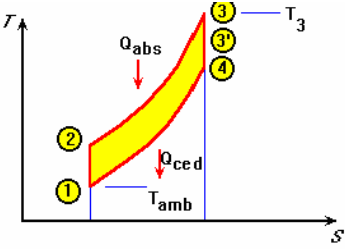
Actualmente podem-se diferenciar até oito tipos diferentes de turboreactores. Diferenciam-se entre si primariamente pelo fluxo, único ou duplo, dentro de cada um destes podem-se também diferenciar segundo o numero de compressores utilizados, simples ou duplos e finalmente podem-se dividir os oito grupos segundo o tipo de compressor utilizado e a disposição deste.

A principal diferença entre os reactores de fluxo único ou duplo é que nos de fluxo único todo o ar que entra no motor submete-se á compressão e depois a uma combustão parcial expandindo-se nas turbina para captar a energia necessária para mover o compressor. Nos de duplo fluxo somente uma parte do ar entra no motor, a outra parte do ar não é submetida á combustão acelerando unicamente pela acção das lâminas do compressor, conseguindo um aumento do impulso com a quantidade do movimento obtida.



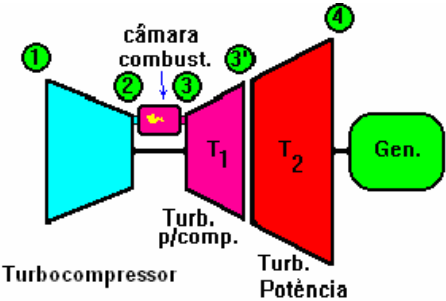
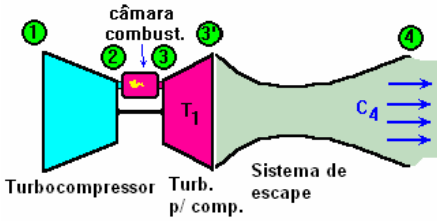
## Ciclo de funcionamento

O ciclo de funcionamento de um motor é uma das características mais importantes já que se pode apreciar o rendimento em cada uma das suas fases. O processo a que se submete o ar e o gás ar-combustível para o funcionamento das turbinas de gás e turborreactores é o ciclo de Brayton:

	<ul style="list-style-type: none"><li>• Em 1 entra o ar que é comprimido até 2 numa compressão adiabática. Logo que o ar entra na câmara de combustão o ar é comprimido. Ali junta-se uma quantidade de combustível e é queimado. Ao produzir-se a combustão realiza-se a evolução 2-3. Tipicamente é isobárica. Como na câmara de combustão entra tanto fluido como sai, a pressão quase não varia. A temperatura T<sub>3</sub>, é uma temperatura crítica pois corresponde á maior temperatura do ciclo e de maior pressão. Portanto os elementos submetidos á T<sub>3</sub> serão os mais solicitados.</li></ul>
	<ul style="list-style-type: none"><li>• Na continuação vem a expansão dos gases até á pressão ambiente. Esta expansão deve-se dividir em 2 fases. Na primeira (3-3') o trabalho da turbina recupera-se para accionar o compressor. Na segunda fase (3'-4) existem duas opções:<ol style="list-style-type: none"><li>1. Entre 3' e 4 instala-se uma turbina o trabalho de expansão converte-se em trabalho mecânico. Trata-se de um turbopropulsor o que normalmente se chama turbina a gás.</li><li>2. Entre 3' e 4 segue com a expansão dos gases na tubeira, o trabalho de expansão converte-se em energia cinética nos gases. Esta energia cinética serve para impulsar o motor. Trata-se de um turborreactor o que normalmente se chama motor de reacção.</li></ol></li><li>• Finalmente os gases de combustão evacua-se para a atmosfera em 4. A evolução 4-1 é virtual e corresponde ao arrefecimento dos gases até á temperatura ambiente.</li></ul>

Se bem que este ciclo se realiza normalmente como ciclo aberto também é possível realiza-lo como ciclo fechado. Ter um fluido de trabalho que siga as evoluções do ciclo, entre 2 e 3 introduz-se calor externo e entre 4 e 1 retira-se. Também é possível realizá-lo sem combustão interna,

Os componentes principais da máquina:

 <p><b>Alternativa 1: Turbopropulsor</b></p>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Um turbocompressor que toma o ar ambiente (a <math>P_1</math> e <math>T_1</math>) comprime-o até <math>P_2</math> (evolução 1 - 2). Este processo pode-se supor adiabático. Em geral é politropica.</li><li>• Logo que o ar é comprimido até <math>P_2</math> passa á câmara de combustão. Ali introduz-se uma certa quantidade de combustível que se queima. A temperatura dos gases sobe até <math>T_3</math>. A combustão é praticamente isobárica (evolução 2-3).</li><li>• Na continuação dos gases quentes e a alta pressão expandem-se na turbina <math>T_1</math>. A turbina acciona o turbocompressor por meio de um eixo. A expansão na turbina até 3' é uma expansão politropica (evolução 3-3').</li></ul> <p>Logo os gases de escape se seguem expandindo através de uma segunda turbina de potência até alcançar a pressão ambiente <math>P_4</math> (evolução 3'-4). Esta turbina de potência fornece trabalho ao exterior. Tipicamente o trabalho serve para accionar um gerador ou outro mecanismo (hélice no caso de aviões com turbopropulsor ou hélices no helicóptero).</p>
 <p><b>Alternativa 2: Turborreactor</b></p>	<p>Este caso é similar ao anterior até ao ponto 3'. A diferença é que dali em diante a segunda turbina é substituída por um sistema de escape. O potencial de pressão dos gases de escape em 3' é convertido em energia cinética. Os gases saem em <math>C_4</math>.</p> <p>O trabalho de expansão convertem-se em energia cinética e os gases do motor saem a grande velocidade, produzindo um impulso pelo princípio de acção reacção.</p>



## Partes fundamentais dos turborreactores

### Difusores de admissão

O sistema de admissão de ar num motor de reacção tem de cumprir um requisito indispensável, a correcta canalização do fluxo do ar até ao compressor, este fluxo de ar deve estar livre de distorções, com estabilidade e ser capaz de transformar a maior parte da energia cinética em energia devido á pressão. Uma das características muito importantes dos difusores de admissão é a forma da conduta de admissão que por vezes depende da situação do motor no avião, sendo as de melhor rendimento as de secção recta até ao eixo do motor, isto é sem mudança de direcção, isto é difícil de manter em casos como o de duplas condutas de admissão.

Isto mesmo ocorre nos aviões, segundo estes estão equipados para velocidades subsónicas ou supersónicas.

Difusores subsónicos: pode obter-se um alto rendimento de admissão, se as perdas por fricção nas paredes da conduta e a separação do fluxo de ar forem mínimas.

Difusores supersónicos: o requisito indispensável e que o faz diferente dos outros tipos de difusores, é que a conduta á entrada é convergente e divergente no momento que a velocidade do ar dentro da conduta for igual ao Mach 1 ( Mach 1=1024Km/h). O que o rendimento incrementa bastante mais se for utilizado uma conduta de admissão de geometria variada.

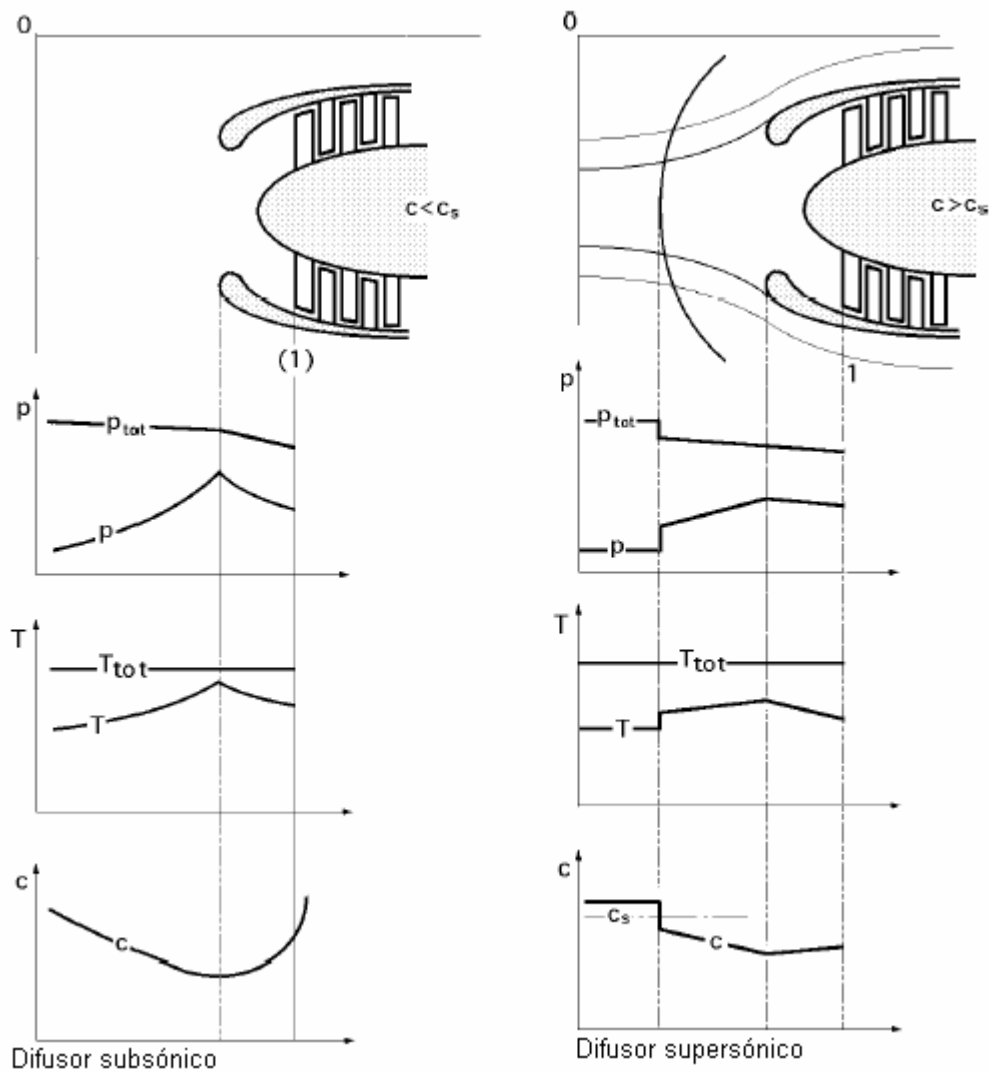


Fig. 5 – Curvas de variação de  $P$ ,  $P_{tot}$ ,  $T$ ,  $T_{tot}$  e  $C$  na admissão

## Compressores

Outra das partes que compõem os turborreactores são os compressores. O compressor é uma máquina, que como o seu próprio nome diz, se encarrega de comprimir o ar ou qualquer outro gás.

Há vários tipos de compressores segundo o seu tipo, medidas, materiais, capacidades, etc.; os mais utilizados na industria aeronáutica são os chamados centrífugos e os axiais.

## Compressores centrífugos

Os compressores centrífugos foram os primeiros utilizados em motores de reacção, a sua relativa facilidade de fabricação era e é compatível com a grande massa de ar que pode chegar a comprimir quando a elevação de pressão exigida não é muito elevada.

Este tipo de compressores está formado principalmente por três componentes: o rotor, o difusor e o colector. O rotor está montado sobre um eixo, é um conjunto que está apertado no cárter. Por uma parte o ar tem a sua entrada a este no difusor e depois de ter passado por uma espiral que depois de passar o rotor sai com diferentes pressões pelo colector. O efeito de que o ar se comprima é devido ao girar do rotor, a sua grande velocidade arrasta o ar pela acção de uma força centrífuga até á periferia, aparecendo assim o incremento de pressão, velocidade e temperatura.

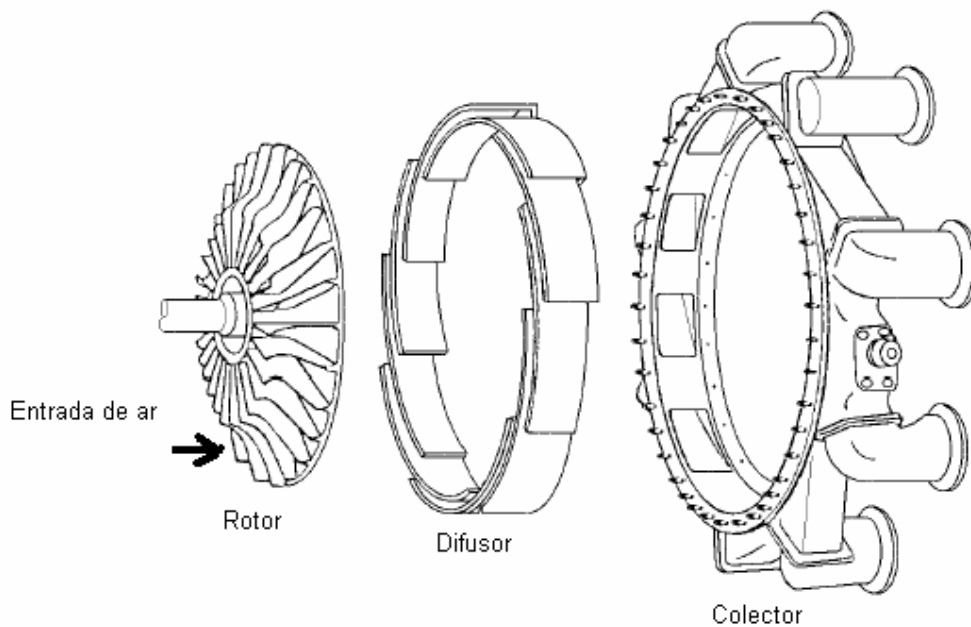
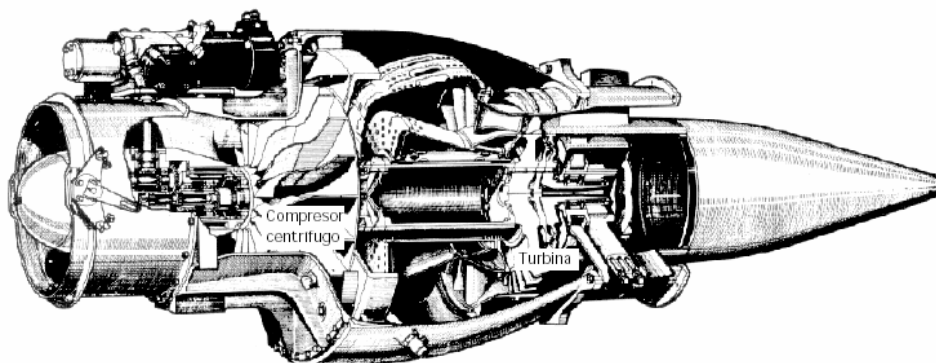


Fig. 6 \_ Compressores centrífugos



## Compressores axiais

Os compressores axiais pela sua configuração, elevado rendimento e facilidade de montagem e de vários escalões, tiveram um grande desenvolvimento na técnica da propulsão a reacção.

A principal diferença em relação ao centrífugo é que no axial a corrente de ar segue uma direcção sensivelmente paralela ao eixo do motor, a velocidade radial é nula. Distam também dos centrífugos pelo numero de partes de que são compostos, nos axiais os componentes básicos são o rotor e o estator ou difusor.

O seu funcionamento é um pouco diferente do centrífugo. Devido á rotação do jogo da s lâminas do rotor , o ar adquire uma velocidade tangencial a qual proporciona um momento cinético relativo ao eixo do rotor mediante a qual se comunica um trabalho ao ar para elevação da pressão.

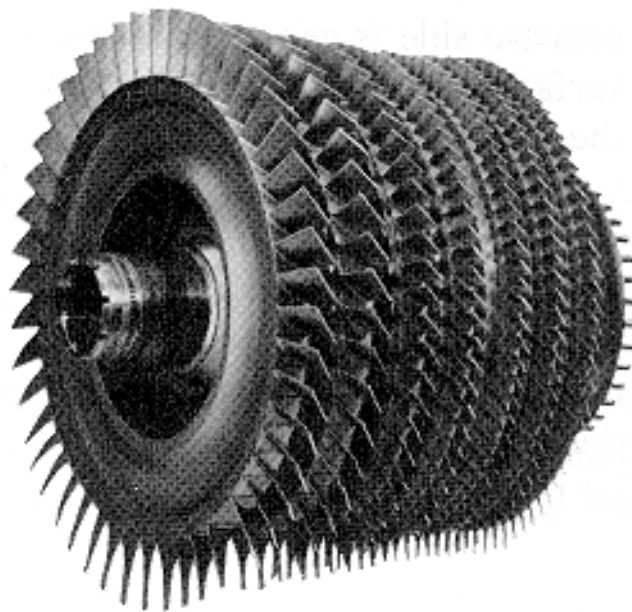


Fig.7 \_Compressor Axial

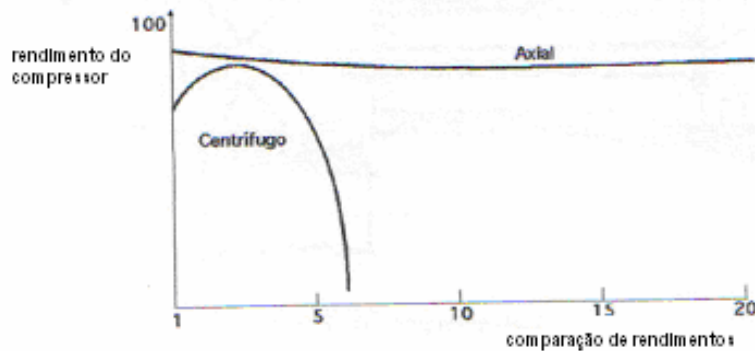


Fig. 8\_ Comparação dos rendimentos do compressor

## Difusor pós combustão

É a parte do motor compreendida entre a descarga de ar do compressor e a câmara de combustão. A missão fundamental deste difusor consiste em reduzir a velocidade da saída do ar do compressor, para facilitar a atomização do combustível com o ar nas câmaras.

A redução da velocidade produz-se de maneira espectacular nos motores com compressores centrífugos, já que o ar que sai do compressor deve mudar de 90 graus a direcção da velocidade.

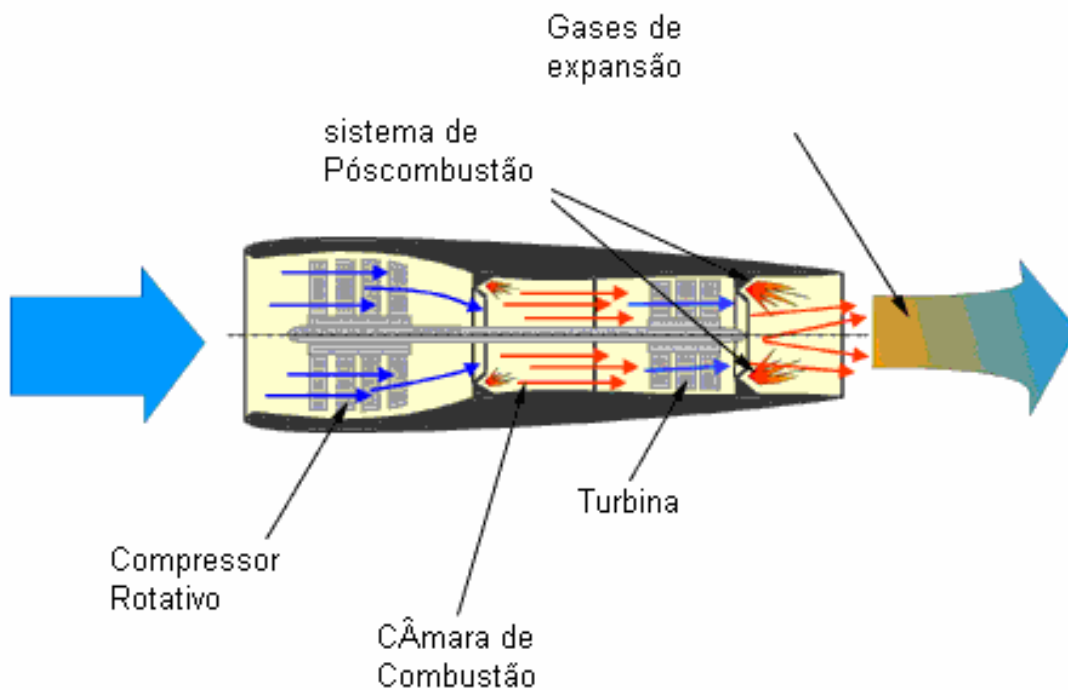


Fig. 9\_ Pós combustão



## Câmara de combustão

Nas câmaras de combustão produz-se o chamado ciclo de combustão. As câmaras são compostas por uma série de partes:

- O núcleo da câmara: está recoberto interiormente por um material cerâmico, o qual protege a parte exterior do núcleo, é feito normalmente de metais de grande resistência (metal linear).
- Injectores: estão repartidos pelas paredes do núcleo de forma que possam repartir o combustível uniformemente em todo o espaço.
- Chama: na maioria das câmaras, a chama é o sistema mais utilizado para inflamar a mistura. Consiste num tubo de material muito resistente ao calor, na ponta do qual expulsa uma chama de maneira contínua.

A geometria das câmaras de combustão, tem vindo a sofrer constantes ajustes, desde há 50 anos, sendo agora possível usufruir de alguma variedade de configurações básicas. Tais estudos de desenvolvimento dão especial ênfase a :

- Estabilidade de chama (ao nível do mar e em altitude).
- Redução de tamanho.
- Redução de Nox, CO e hidrocarbonetos não queimados.
- Aumento do tempo de vida.
- Controlo da distribuição de Temperatura à entrada da turbina.

A intensidade, estabilidade e eficiência da combustão dependem fortemente do escoamento, da turbulência produzida e da transferência de calor para as paredes no interior da câmara. Por todas estas razões muito do esforço inicialmente empregue incidiu no estudo dos parâmetros internos da câmara de combustão, sendo para tal construídos protótipos, que permitiram a realização de diversos estudos relativamente ao comportamento real das câmaras. Só mais recentemente surgiram simulações computacionais, que permitiram diminuir significativamente o custo das experiências, possibilitando ainda a análise simultânea de um maior numero de variáveis, com vista a uma optimização da geometria das câmaras. Tais simulações tornam possível prever intensidades de turbulência, taxas de reacção (incluindo taxas de formação de poluentes), assim como transferências de calor, convectiva e radiactiva, não reproduzindo, contudo, a realidade na sua totalidade, razão pela qual são complementadas com testes laboratoriais. Os primeiros modelos de câmaras de combustão tinham escoamento invertido, como se mostra esquematicamente na Fig-10. Tal geometria era utilizada, principalmente, para aproximar o compressor da turbina, sendo defendida a ideia que tal configuração evitaria vibrações derivadas da rotação do veio.



Futuros desenvolvimentos no desenho dos veios, tornaram possível eliminar vibrações em veios longos, permitindo finalmente utilizar câmaras sem inversão do escoamento.

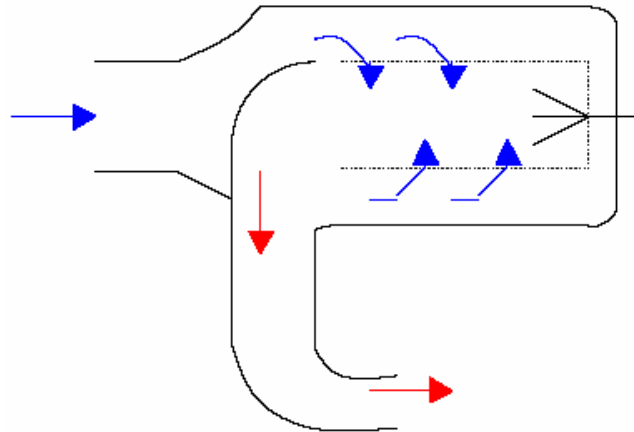


Fig. 10 – Câmara de combustão com inversão do escoamento

Estas novas câmaras, sem inversão de escoamento, permitiram que o desenvolvimento se tornasse mais simples, se bem que ainda hoje se utilizem as primeiras em certos tipos de avião, com baixa restrição relativamente à área transversal ocupada pela câmara. Em cada tipo de câmara a reacção química encontra-se confinada ao interior de um revestimento metálico (*metal liner*) perfurado que se encontra montado dentro da armação exterior (*outer casing*). O escoamento do ar entre a armação exterior e o revestimento metálico, mantém o metal dentro de temperaturas consideradas aceitáveis.

## Tipos de câmara de combustão

As actuais câmaras de combustão podem-se dividir nas seguintes categorias:

- CAN
- CANNULAR
- ANNULAR

## Câmara de combustão tipo CAN

Começou por ser utilizada (Fig-11) nos primeiros motores com compressores axiais, passando mais tarde para motores com compressores radiais. Derivam de um desenvolvimento directo das primeiras câmaras Whittle, encontrando-se dispostas radialmente, por forma a receber o ar proveniente do compressor. Cada câmara possui um cilindro interior para a combustão, à volta do qual existe um revestimento. Estes cilindros encontram-se todos interligados, trabalhando a uma mesma pressão e permitindo a propagação da combustão.

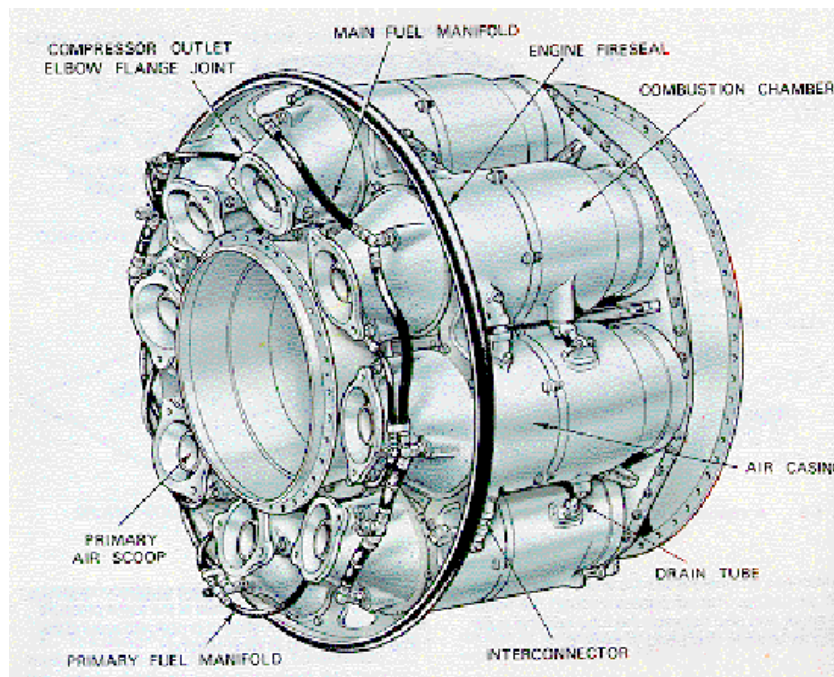


Fig. 11 – Câmara de combustão tipo CAN

## Câmara de combustão tipo CANNULAR

Este segundo tipo de câmara marca o ponto de viragem entre as primeiras câmaras, as CAN e as mais recentemente utilizadas, as câmaras Anulares, ou Annular.

Os cilindros que acolhem a combustão encontram-se envolvidos por um mesmo revestimento exterior. Esta disposição combina a facilidade de manutenção com a forma compacta do sistema anular.

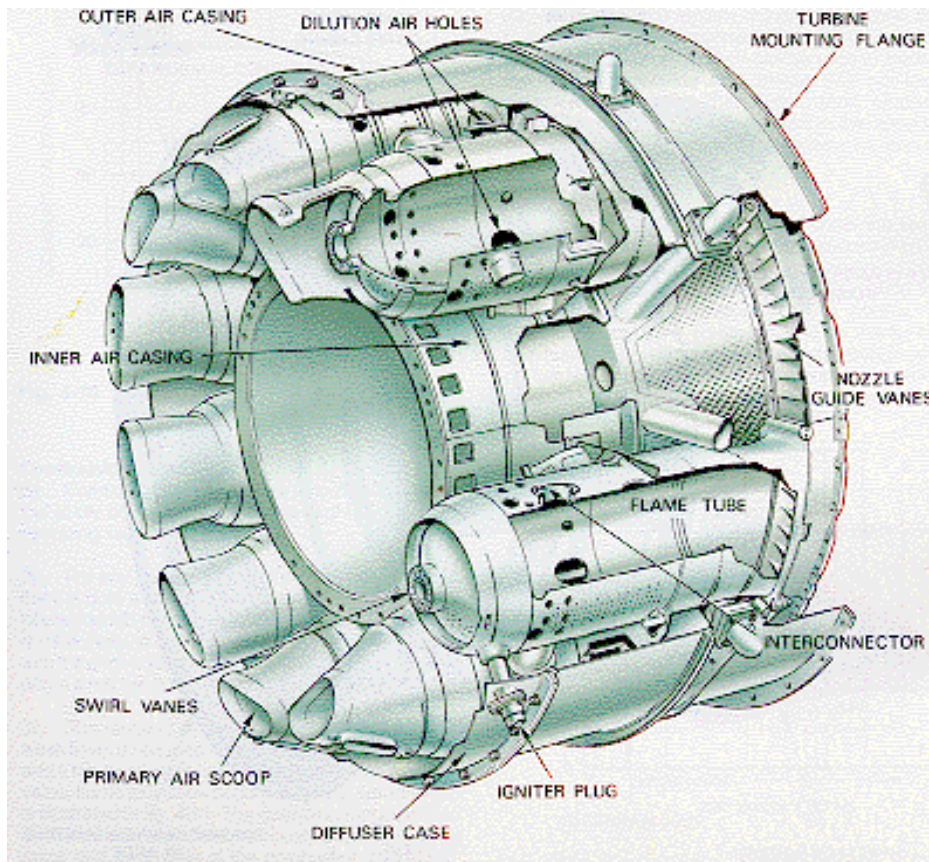


Fig. 12 – Câmara de combustão tipo CANNULAR

## Câmara de combustão tipo ANNULAR

A CÂMARA ANULAR É CONSTITUÍDA POR UM ÚNICO COMPARTIMENTO PARA A CHAMA, DESTA VEZ COM FORMA ANULAR.

A GRANDE VANTAGEM DESTES TIPO DE CÂMARA RESIDE NO SEU COMPRIMENTO, QUE É INFERIOR QUANDO COMPARADO COM O DAS DESCRITAS ANTERIORMENTE, É CLARO PARA A MESMA POTÊNCIA. PARA UMA MESMA POTÊNCIA DE SAÍDA O COMPRIMENTO DA CÂMARA É CERCA DE 75% DE UMA CANNULAR, COM O MESMO DIÂMETRO, PERMITINDO POUPAR QUER NO PESO, QUER NO CUSTO.

A OUTRA GRANDE VANTAGEM, PASSA PELA ELIMINAÇÃO DE EVENTUAIS PROBLEMAS DE PROPAGAÇÃO DE CHAMA ENTRE AS VÁRIAS CÂMARAS.

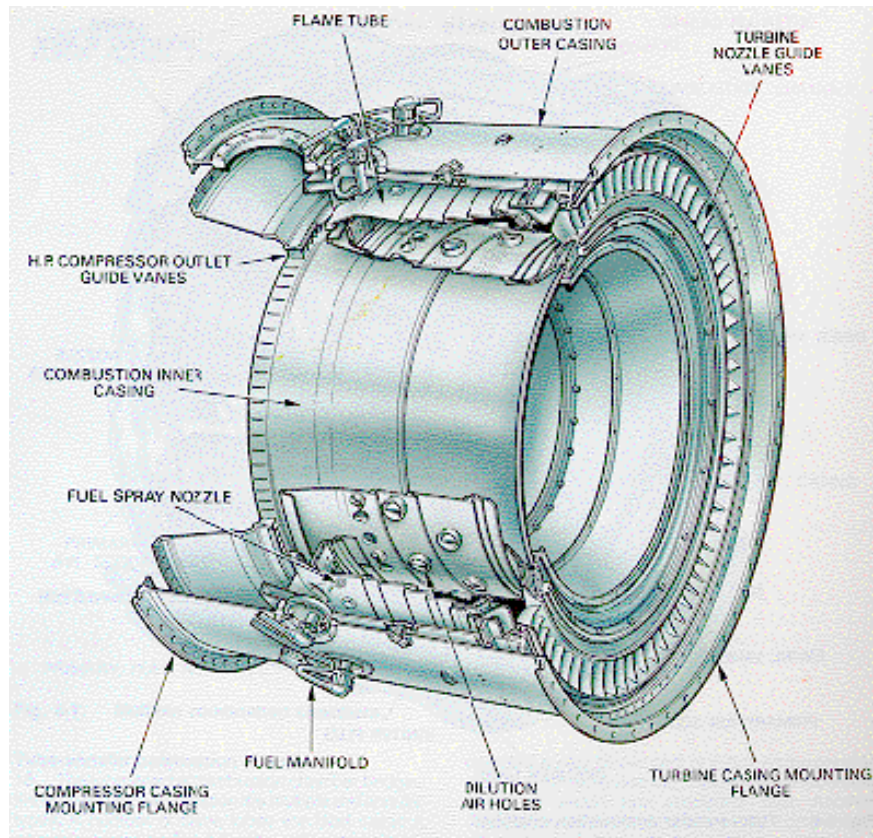


Fig. 13 \_ Câmara de combustão tipo ANNULAR



As câmaras anulares são as que actualmente reúnem mais vantagens. Vantagens e desvantagens relativas entre os três tipos de Câmaras:

CAN		CANNULAR		ANNULAR	
Vantagens	Desvantagens	Vantagens	Desvantagens	Vantagens	Desvantagens
Fácil controle da razão Ar/Combustível.	Grande peso/tamanho dos componentes.	Fácil ignição.	Dificuldades em obter razões ar/combustível uniformes circunferencialmente.	Melhor controle da razão ar/combustível.	Grandes quantidades de ar em testes.
Facilidade e baixo custo de manutenção.	Queda de pressão elevada.	Área transversal mínima.	Dificuldade em obter temperaturas de saída uniformes.	Melhor controle da temperatura de saída.	Construção mais elaborada.
Pouca quantidade de ar para realizar testes.	Vários dispositivos de ignição.	Queda de pressão mínima.	Queda de pressão elevada.	Simplicidade de desenho.	
	Ignição simultânea complicada.	Peso/comprimentos baixos.	Manutenção dispendiosa.	Menor comprimento.	
			Grandes quantidades de ar em testes		

### Modo de funcionamento da câmara de combustão

A figura mostra a configuração típica de uma câmara CANNULAR, onde é possível visualizar, à entrada, uma passagem de área divergente. Esta passagem tem como principal função reduzir a velocidade do escoamento proveniente do compressor (100-150m/s), para uma velocidade bastante inferior (20-30 m/s) na zona de combustão. Essa entrada na câmara de combustão é feita através de umas pequenas pás, *Swirl Vanes*, orientadas por forma a introduzir swirl no escoamento de aproximação.

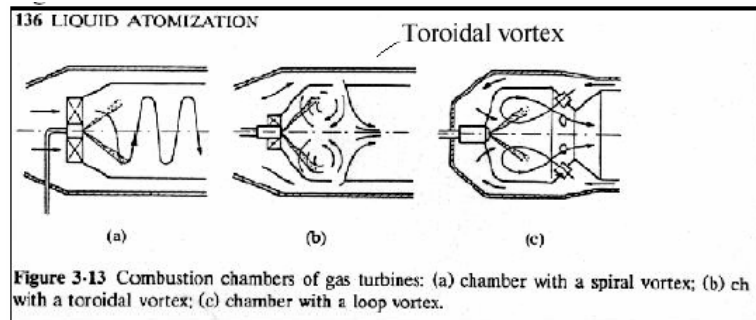


Fig. 14 \_ Efeito de Swirl

### COM AJUDA DO SWIRL INTRODUZIDO, ESTABELECE-SE UMA ZONA DE ESCOAMENTO, COM SENTIDO

contrário, nas partes centrais e posteriores da câmara, contribuindo para a estabilização da chama na zona de recirculação, onde a velocidade é relativamente baixa (Figura-).

Numa turbina de gás moderna a chama é estabilizada, como já foi referido, pela produção de uma zona de recirculação no escoamento. Esta zona é gerada pela combinação de três mecanismos:

- Jacto de ar que axialmente sofre efeito de Swirl para cada introdução de combustível
- Rápida expansão dos jactos axiais na zona primária
- Gradiente adverso de pressão devido a jactos radiais introduzidos no final da zona primária.

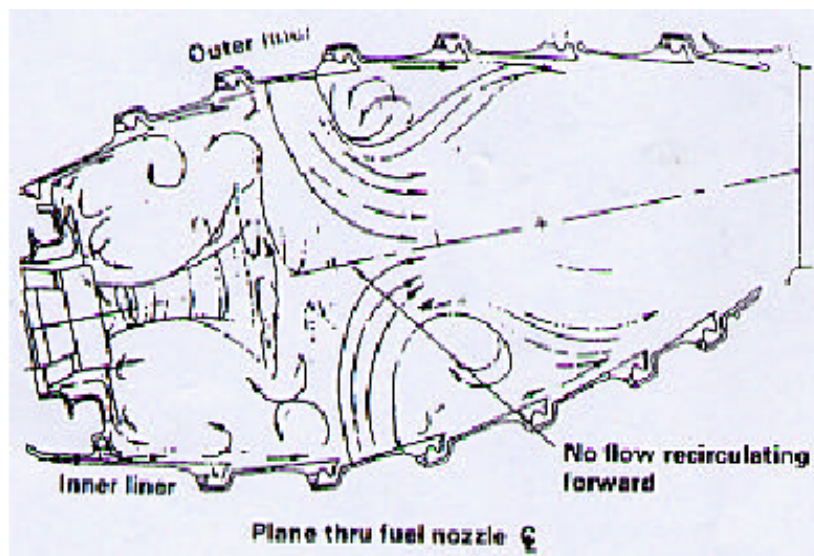


Fig. 15 \_ Forma de escoamento no interior da câmara

Para além disso, o efeito de swirl toma um papel decisivo na forma como são distribuídas as gotas de combustível que saem do atomizador, e na intensificação da turbulência necessária para uma rápida e correcta combustão dos reagentes.

Os cilindros metálicos (*Combustion Liners* ou *flame tubes*), que acolhem a combustão, apresentam vários furos ao longo de todo o seu comprimento. Os mais pequenos têm a importante função de arrefecer o metal, constituído na maioria das vezes por uma liga do tipo Hastalloy X, pois permitem o desenvolvimento de uma película protectora entre os gases quentes e o revestimento junto das paredes (Figura 16), através de uma fina camada de ar que se forma junto destas.

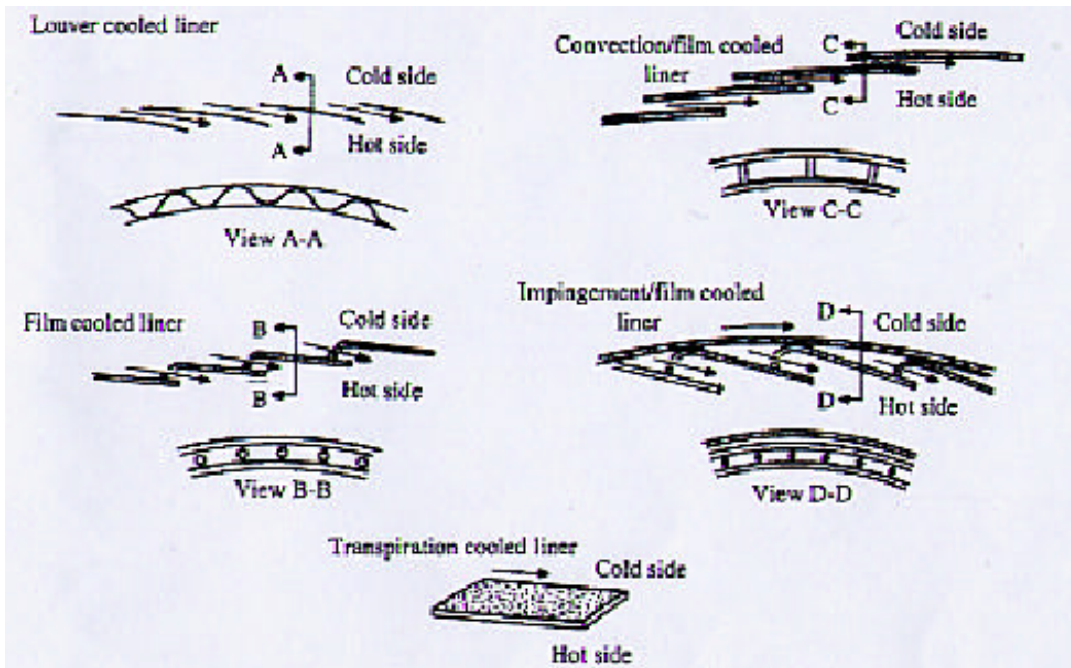


Fig. 16 \_ Técnicas de arrefecimento das paredes internas da câmara

Seguem-se furos de maiores dimensões, os furos de diluição, que como o próprio nome indica, efectuam a diluição dos produtos resultantes da combustão. Por fim existem ainda furos para as passagens entre câmaras, que tornam possível a igualdade de pressões, entre as várias zonas de combustão.

Para que se crie a turbulência necessária para uma combustão intensa, terá de existir uma queda de pressão considerável através dos pequenos orifícios atrás mencionados.

A queda total de pressão na câmara é dada pela soma das quedas no difusor, zona de queima, revestimento e para além de outras, da queda de pressão devida à fricção e aceleração dos gases quentes, à medida que a sua densidade diminui.

Para se obter a melhor performance do motor, a soma de todas estas quedas de pressão, não deverá ser superior a uma dada percentagem da pressão à entrada da câmara. Valores típicos para a queda de pressão:

Câmara de combustão	% da pressão á entrada da câmara
CAN	7
CANNULAR	6
ANNULAR	5

Taxas de Reacção satisfatórias requerem, para além de outras coisas, que o combustível líquido seja atomizado em pequenas partículas.

Durante as várias fases de voo, desde a descolagem ao nível do mar, até a uma altitude de cruzeiro, o caudal de combustível sofre grandes variações, de acordo com as necessidades de cada motor. Existem actualmente vários tipos de injectores, por forma a satisfazer todas as condições desejadas, podendo ser classificados, de acordo com a forma de injeção, dentro das seguintes categorias:

- Atomização através da pressão
- Sopros de ar (*Air blast*)
- Vaporização
- Pré-mistura/Pré-vaporização

Os motores mais modernos possuem dois sistemas de alimentação do combustível. Assim para caudais mais baixos, apenas um sistema com base num jacto de alta velocidade, através de pequenos orifícios está activo. À medida que aumentam as necessidades, de combustível e ar, entra em funcionamento o segundo sistema com orifícios maiores, por forma a fornecer todo o combustível necessário.

O designado *air blast nozzle*, não é mais do que um pequeno cone onde um escoamento de ar passa, criando uma elevada velocidade relativa entre o ar e o combustível antes de este ser pulverizado em pequenas gotículas. Pode-se portanto dizer que o escoamento de ar contribui em grande parte para uma atomização adequada do combustível.

A Figura- pretende mostrar as distribuições típicas do escoamento de ar, nas zonas primária e de diluição.

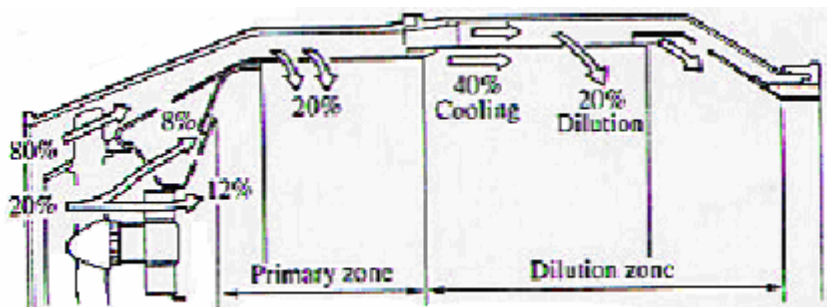


Fig. 17\_ Distribuição do escoamento numa câmara de combustão

Relativamente aos dispositivos de ignição, são utilizados para inflamar a mistura de ar/combustível, no interior da câmara, produzindo entre 4 e 12 j de energia, necessitando para tal de alguns milhares de volts.

Como se constata da última figura, só cerca de 12% do ar que entra na câmara, passa nas pás (Swirlvanes) que produzem o swirl de entrada, rodeando o combustível vaporizado que entra pelo pequeno orifício localizado no centro.





A zona primária, na qual a razão ar/combustível é aproximadamente estequiométrica, é alimentada por cerca de 20% do caudal total. Estes caudais interagem de tal forma que o swirl produzido se mantém estável na zona primária.

Devido ao efeito de swirl, forma-se um gradiente radial de pressão elevado, com uma pressão relativa baixa no eixo da câmara. Dado que este efeito de swirl decai com o atrito, o gradiente radial de pressão tem tendência a diminuir, no sentido do escoamento. Tal facto significa que no eixo da câmara, na zona primária, a pressão estática aumenta da esquerda para a direita, levando a que este gradiente adverso na direcção axial force a mistura a deslocar-se da direita para a esquerda, ao longo do eixo da câmara, criando uma zona de recirculação de gases quentes, necessária para produzir locais de baixa velocidade, nos quais a chama se pode estabilizar.

A Figura17 localiza a zona de diluição, responsável pela redução da temperatura dos produtos da combustão, para um nível considerado aceitável, à entrada da turbina. Será necessário um cuidado acrescido no arranjo e distribuição dos furos de diluição, para que os gases de combustão apresentem um perfil de temperaturas aproximadamente uniforme à entrada da turbina. O comprimento desta secção da câmara tem de estar compreendido entre 50 a 70% do diâmetro da câmara, para uma mistura e combustão completas.

A grandes altitudes, a redução de pressão provoca um abaixamento das taxas de reacção, levando a que parte da combustão tenha lugar na zona de diluição. Por esta razão, a eficiência da combustão é apreciavelmente inferior em altitude, quando comparada com a situação ao nível do mar. Por tudo isto uma câmara desenhada para grande eficiência em altitude, necessita de uma zona de diluição, não com 70% do diâmetro, mas com cerca de um diâmetro, em comprimento. Para completar o processo de reacção e consumir os níveis elevados de CO, H- e combustível por queimar na zona primária, é introduzido ar numa zona intermédia. O abaixamento da temperatura e o excesso de oxigénio provocam uma diminuição das concentrações de CO e H-. O ar de diluição é introduzido na parte posterior da câmara, para reduzir as altas temperaturas dos gases da combustão.

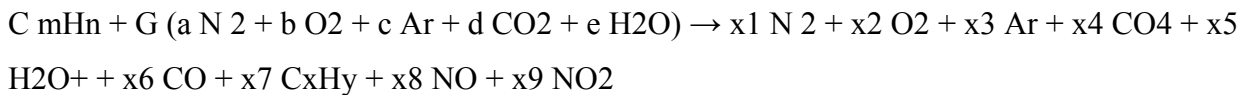


## Contaminação

Os turborreactores lançam para a atmosfera principalmente três tipos de compostos químicos:

- Composto do ar ambiente : N<sub>2</sub>, O<sub>2</sub> e Ar
- Produtos de combustão completa: CO<sub>2</sub> e H<sub>2</sub>O
- Poluentes que não são queimados: Co, CH e fumos assim como Nox.

A reacção química global pode-se expressar na forma geral seguinte:



As concentrações de cada poluente emitido dependem tanto das condições de funcionamento da câmara de combustão como da tecnologia utilizada.

$$\text{Nível de contaminação (OACI)} \left\{ \begin{array}{l} HC \rightarrow 19,6 \text{ g/KN} \\ CO \rightarrow 118 \text{ g/KN} \\ Nox \rightarrow 108 \text{ g/KN} \end{array} \right.$$

## Turbinas

A turbina aproveita parte da energia cinética da expansão dos gases que fluem da câmara de combustão, convertendo-a em potencial para arrastar o compressor e os acessórios.

Aproximadamente uma terça parte da energia total disponível do produzido na combustão é a necessária para o arrastar do compressor. De maneira que a turbina é solidária com o mesmo eixo do compressor esta dá uma ajuda extra na hora de comprimir o ar, cada vez o compressor irá mais rápido e conseqüentemente fará todo o processo mecânico.

As turbinas são formadas por uma série de pás, o número o tamanho e a inclinação destes dependerá dos resultados que se queiram obter. Estas pás giram a grandes velocidades.

A turbina de fluxo axial está composta por dois elementos principalmente: o rotor e as pás. Os jactos de a gases procedentes da combustão estão dirigidos contra as pás rotativas ca turbina numa direcção tal que fazem possível que a energia cinética dos gases se transformem em energia mecânica criada pela rotação da roda da turbina. As pás guia encarregam-se de encaminhar esses gases.

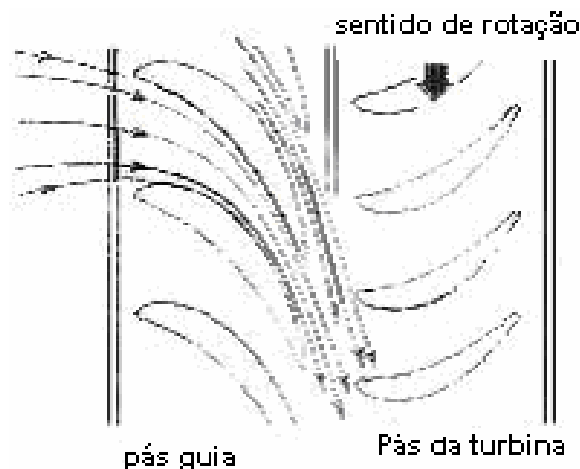


Fig. 18\_ Esquema das pás da turbina

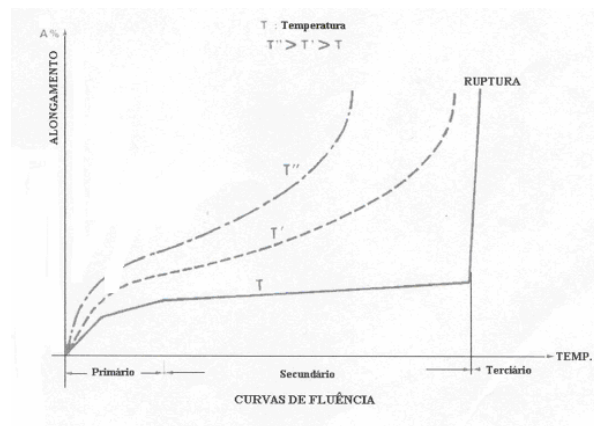
Existem dois tipos de pás de turbina: os de acção ou impulso e os de reacção. Trabalham pelo impulso do ar sobre eles que fazem girar o rotor.

As turbinas podem ser de um ou vários escalonamentos. Quando a turbina tem mais de um as pás guia ou directores estão intercalados entre cada das rodas do rotor assim como á entrada e saída da turbina, formando cada conjunto de pás fixas uma tubeira para a roda da turbina que se segue. O grupo de pás de saída serve para direccionar a corrente antes do passo á tubeira de escape.

## Inconvenientes para as pás das turbinas

As turbinas estão expostas simultâneas temperaturas velocidades elevadas. É fundamental limitar estes inconvenientes a fim de evitar o deterioramento das pás .Por efeito se aos quais as pás são submetidas, são muito elevadas, pode-se produzir um escorregamento das moléculas que constituem o metal e um alongamento da pá. Este fenómeno chama-se fluência, e torna-se importante conhecer a resistência à fluência das pás das tubinas a fim de assegurar o funcionamento em limites bem determinados.

Determinamos esta resistência à fluência medindo o alongamento de um prevete de metal submetido a determinadas condições durante algum tempo. Obtemos então uma curva de fluência que representa as características do metal.



**Fig.19 \_ Curvas de fluência**

Para evitar a fluência, é importante limitar a temperatura, mas também assegurar uma repartição correcta dessa temperatura na roda da turbina. A repartição ideal sobre uma pá será ter a temperatura mais elevada na secção média , e a temperatura mais fraca na base e na extremidade das pás. Como não se pode obter esta repartição ideal, procuramos no melhor, proteger as bases das pás.

Existe uma relação entre a temperatura e a dureza do metal, que permite verificar o estado das turbinas medindo a dureza.



**Fig. 20\_ Curva dureza/Temperatura**



## **Sistema de escape**

A saída de escape é o último dos componentes. A função principal é a de evacuar os gases de saída o mais rápido possível. Mesmo que não pareça a forma destes é realmente importante para o funcionamento global, sendo as mais eficientes aquelas que expulsam os gases com mais velocidade.

Por tanto as saídas de escape podem ter diferentes formas, sendo as convergentes as mais utilizadas. Existem ainda escapes divergentes, escapes de secção variável e escape supersónico.

## **Sistemas auxiliares do motor**

Nos turborreactores encontram-se uma série de elementos que ajudam ao funcionamento, estes são chamados sistemas auxiliares. Entre estes podemos encontrar o sistema de arranque, o sistema de inflamação, o sistema de lubrificação, o sistema de protecção contra o gelo na admissão, o sistema de refrigeração e o sistema de protecção contra os incêndios.

- Sistema de arranque: este sistema encarrega-se de fazer girar o rotor de maneira que este adquira velocidade e assim poder iniciar o ciclo. Para fazer girar todo este grupo é necessário muita potência, potência que será proporcionado pelo impulso. Sendo necessário 100Cv para um impulso de 5000Kg.

Este trabalho pode ser realizado por três elementos distintos, estes são: motores eléctricos, turbinas a ar ou turbinas a gás.

- Sistema de inflamação: este sistema encarrega-se de acender a mistura na câmara de combustão.
- Sistema de lubrificação: este sistema tem o objectivo de diminuir o atrito entre as peças mecânicas, melhorando o rendimento do motor evitando aquecimentos localizados e diminuindo o desgaste entre as peças. Para se conseguir bons resultados é necessário introduzir uma quantidade de óleo entre as peças em deslizamento.



- Sistema de protecção contra o gelo na admissão: é frequente nos voos de alta altitude a temperatura exterior baixe dos zero graus centígrados pelo que o impulso dos reactores se vê afectado. Para impedir a formação de gelo utiliza-se uma solução muito simples que consiste em aquecer a conduta de admissão com o ar proveniente do compressor. O sistema anti-gelo reduz a massa do ar para reacção, conseqüentemente também reduz o impulso pelo qual este sistema só se deverá utilizar em momentos oportunos.
- Sistema de refrigeração: é o sistema mais importante do conjunto, sem o qual não se poderiam realizar trajectos longos. O objectivo do sistema é muito simples, refrigerar o turboreactor contrariar as altas temperaturas que estes podem atingir. Normalmente utilizam-se entradas de ar auxiliares nos turboreactores, onde o ar que entra circula através de umas condutas até ás partes que é necessário reduzir a temperatura. Em alguns casos, incluindo as pás são ocas no seu interior o que permite essa refrigeração.
- Sistema de protecção contra os incêndios: geralmente os turboreactores estão munidos de um sistema de detenção de incêndios( detector térmico e sinal de sinalização)e de um sistema de extinção de incêndio (garrafas extintoras e rampas de pulverização).

## Sistemas de aumento do rendimento

Neste capítulo pode-se comprovar a evolução tecnológica no sector aeronáutico durante os últimos anos. Vários sistemas, desenhados principalmente nos anos 80 e 90 que incrementam de maneira notável as prestações dos turboreactores. Os sistemas deste tipo mais conhecidos são: a injeção de água e a pós combustão.



## Injecção de água

**A FINALIDADE DESTES SISTEMA É A DE CONTRARIAR O EFEITO DE DIMINUIÇÃO DO IMPULSO NOS DIAS DE ELEVADA TEMPERATURA. A INJECCÃO DE ÁGUA PODE-SE DAR EM TRÊS LUGARES DISTINTOS DO TURBORREACTOR: NA ADMISSÃO DE AR NO COMPRESSOR, NA SECÇÃO DO CÁRTER DO DIFUSOR PÓS COMPRESSOR, JUSTAMENTE ANTES DAS CÂMARAS DE COMBUSTÃO E POR ULTIMO NAS PRÓPRIAS CÂMARAS. OS PROCEDIMENTOS DE INJECCÃO PODEM-SE REALIZAR DE MANEIRA INDIVIDUAL OU EM SIMULTÂNEO CONFORME SEJA NECESSÁRIO.**

A injeção nas câmaras de combustão é onde o incremento de rendimento é maior, faz-se com cerca de 30% de metanol e é então quando o aumento de impulso se obtém principalmente pelo efeito de refrigeração do ar que atravessa o motor.

Em geral o que se consegue com esta injeção é uma refrigeração interior que permite reduzir o trabalho necessário para gerar igual impulso. Mas este sistema não pode funcionar em todo o momento, só é recomendado a sua utilização na descolagem. As razões são várias mas um pouco difíceis de compreender.

## Pós combustão

O seu princípio de funcionamento é relativamente simples mas a sua utilização não se fez definitivamente até meados dos anos 80.

A pós combustão consiste em injectar combustível depois da turbina na tubeira de saída fazendo uso de 75% de excesso de ar no gás quente do escape, portador de oxigénio sem estar queimado. Esta adição de calor aumenta a velocidade de saída dos gases e portanto o impulso.

A combustão utiliza-se em curtos períodos de tempo, normalmente para incrementar o impulso na descolagem e assim diminuir a longitude da pista. Utiliza-se em curtos períodos de tempo porque o consumo de combustível aumenta de forma exagerada. Exageradamente aumenta também o impulso final, chegando facilmente a aumentos de 60% respectivamente ao impulso sem pós combustão.

O principal inconveniente da pós combustão, á parte do consumo de combustível, é o de incremento de temperatura nas condutas de escape, por isso é muito importante construí-las em materiais realmente resistentes ao calor.



## Combustíveis e lubrificantes

Sem este par de fluídos, hoje em dia não se poderia viajar na maioria dos transportes. Sem combustível os motores não poderiam funcionar, mas sem lubrificantes faziam-no por um espaço de tempo muito reduzido.

Os combustíveis utilizados actualmente no sector aerodinâmico são combustíveis derivados do petróleo e são essencialmente dois: a querosene e o JP-4. realmente a suas características são muito parecidas:

1. Querosene: produto obtido a partir da destilação do petróleo numa percentagem que oscila entre os 0 e 100% na gama de 177 a 266 graus centígrados, tem um peso específico médio de 0.8363 e um poder calorífico de 10133 Kcal/Kg.
2. JP-4: Destila-se entre os 66 e 260 graus centígrados, tem um peso específico médio de 0.7523 e um poder calorífico de 10305 Kcal/Kg.

São muito parecidos, o JP-4 supera por pouco a querosene, já que o primeiro “pesa menos” e “queima melhor”, mas necessitasse de mais calor para a sua destilação.

Actualmente estão-se a estudar novos combustíveis como a querosene sintética ( que já é muito utilizada), o metanol líquido e o hidrogénio líquido. Embora os dois últimos sejam mais apropriados para o sistema de reacção chamado foguetão.

Os lubrificantes são outro dos fluídos importantes para o bom funcionamento dum motor de reacção. Se bem que num princípio se utilizam os mesmos lubrificantes que no motor alternativo, o progressivo desenvolvimento dos motores de reacção, obtendo maiores impulsos, temperaturas e pressões, conduziram á fabricação de lubrificantes cujo ponto de inflamação se encontra por baixo das temperaturas a que se encontram as partes lubrificadas. Entende-se por ponto de inflamação aquela temperatura á qual a quantidade de vapor emitido é o suficiente para formar a mistura de combustível /ar por cima da superfície do óleo e que é susceptível de arder com uma chispa momentânea.

Utilizam-se principalmente dois tipos de óleos para lubrificar o motor, os de baixa viscosidade para voo a grandes alturas e baixas temperaturas e os de alta viscosidade para baixas condições de pressão junto a altas temperaturas de funcionamento.





## Modificações aos motores turbojacto

Os primeiros aviões eram todos movidos a hélices, accionados por motores essencialmente idênticos aos dos automóveis. O passo mais importante na aviação comercial ocorreu com a introdução de um motor turbojacto em 1952. Ambos os motores, a jacto e a hélice, apresentam os seus próprios benefícios e limitações, sendo realizadas diversas tentativas, de modo a combinar as melhores características de ambos num só motor. Duas dessas modificações resultaram num motor Turboélice (Propjet) e no motor Turbofan.

### Turbofan

É o motor actualmente mais utilizado na aviação comercial. Fundamentalmente, o reactor Turbo Fan possui um sistema de pequenas pás (fan ou ventoinha) que trabalham no interior de uma carnaçem, portanto o Turbo Fan é um motor Turbo jacto com uma ventoinha na frente e uma carnaçem em volta. Essas pás giram na mesma velocidade de rotação do eixo do motor (compressor-turbina), possuem diâmetro externo bem menor do que o diâmetro das pás das hélices. Produzem de 30% a 75% da força de tracção do motor. Por essas características técnicas os motores Turbo Fan aceleram maior massa de ar que o turbo jacto. Do ar admitido pelo reactor, somente uma pequena quantidade, que passa através do fan, é empregada na queima do combustível (combustão da mistura). Do total admitido, 20% (razão de 5:1) é empregado pelo reactor na queima, o que permite produzir acentuada tracção com baixo consumo de combustível e que o torna mais silencioso que os demais. A quantidade de ar que passa pela ventoinha é chamada de razão de by – pass, quanto maior esta razão, menos ar é direccionado para a queima. Falando em outras palavras, na "boca" do reactor entram 100% de ar, 20% vão para a queima e os outros 80% passam pela ventoinha (fan) produzindo a tracção (a ventoinha funciona como uma hélice). Os gases queimados antes de saírem para a atmosfera encontram-se com o ar tracionado pela ventoinha, com isso antes de se chocar com a atmosfera a temperatura do ar de escapamento já abaixa bastante reduzindo muito o barulho do motor. A grosso modo, a queima de combustível serve muito mais para girar o fan (que produzirá tracção) do que propriamente produzir tracção. Olhe no desenho abaixo para entender melhor.

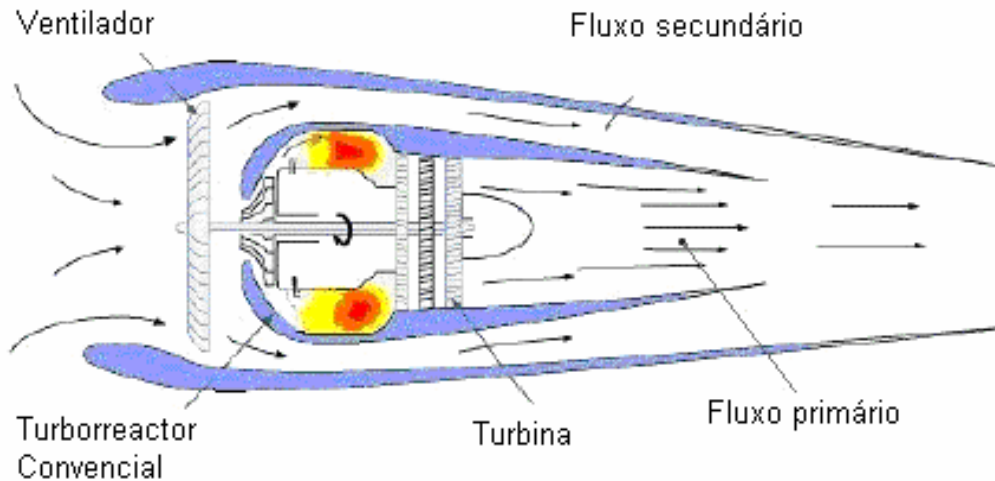


Fig. 21 \_ Motor Turbofan

## Turboélice

O Turboélice é um motor de reacção mista, pois é, basicamente um motor Jacto Puro portando uma hélice. Entre o eixo e a hélice há um redutor de velocidade. A força propulsiva deste motor é produzida 90% pela hélice e 10% pelos gases de escapamento. Comparando-se o motor Turboélice com o motor Jacto Puro, nota-se:

- O Turboélice é ligeiramente mais extenso, mais complexo e possui mais partes móveis;
- Fornece maior tracção que o jacto puro em baixas velocidades consumindo menos combustível;
- Em pousos e decolagens, o Turboélice acentua sua eficiência em virtude da hélice movimentar uma grande massa de ar;
- O motor Turboélice é mais pesado que o Turbo Jacto.

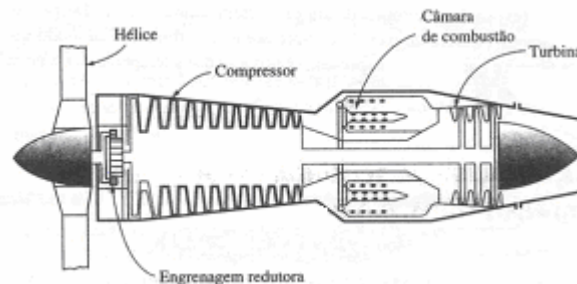


Fig. 22\_ Turboélice

Actualmente podemos encontrar alguns Turboélices portando uma turbina extra, encarregada de accionar a turbina exclusivamente. Este tipo de motor é bastante compacto e tem seu funcionamento diferente, o ar é captado pela parte traseira do motor e a saída dos gases de escapamento é feita na parte dianteira.

**Outra modificação** vulgar em aviões militares consiste na adição de pós combustão entre a turbina e a tubeira. Sempre que é necessário um impulso maior, como em descolagem ou situações de combate, injecta-se combustível adicional nos gases de escape ricos em oxigénio que saem da turbina. Devido a esta energia adicional, os gases saem com uma velocidade superior, fornecendo um maior impulso.

**No motor a Ramjet** consiste numa conduta com uma forma apropriada, sem compressor ou turbina, como se ilustra na figura,, utilizando por vezes na propulsão a alta velocidade de mísseis e aviões. O aumento de pressão num motor é gerado pelo efeito de carga do ar admitindo a elevada velocidade contra uma barreira. Portanto, este tipo de motor precisa de ser acelerado até uma velocidade suficientemente elevada por uma fonte externa, antes de iniciar o funcionamento.

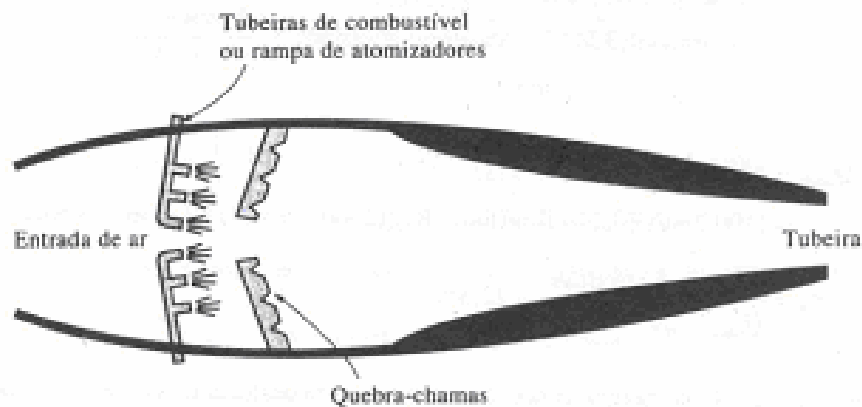


Fig. 23\_ RamJet

O **Ramjet** funciona melhor quando voa acima de MACH 2 ou 3 (duas ou três vezes a velocidade do som). A velocidade do ar é reduzida até cerca de Mach 0.2, é adicionado combustível e queimado a esta velocidade, sendo os gases de combustão expandidos e acelerados na tubeira.



Um motor Scranjet é essencialmente um motor a ramjet no qual o escoamento do ar se realiza a velocidades supersónicas. Conseguem-se velocidades superiores que no anterior (da ordem de Mach 6 a 8).

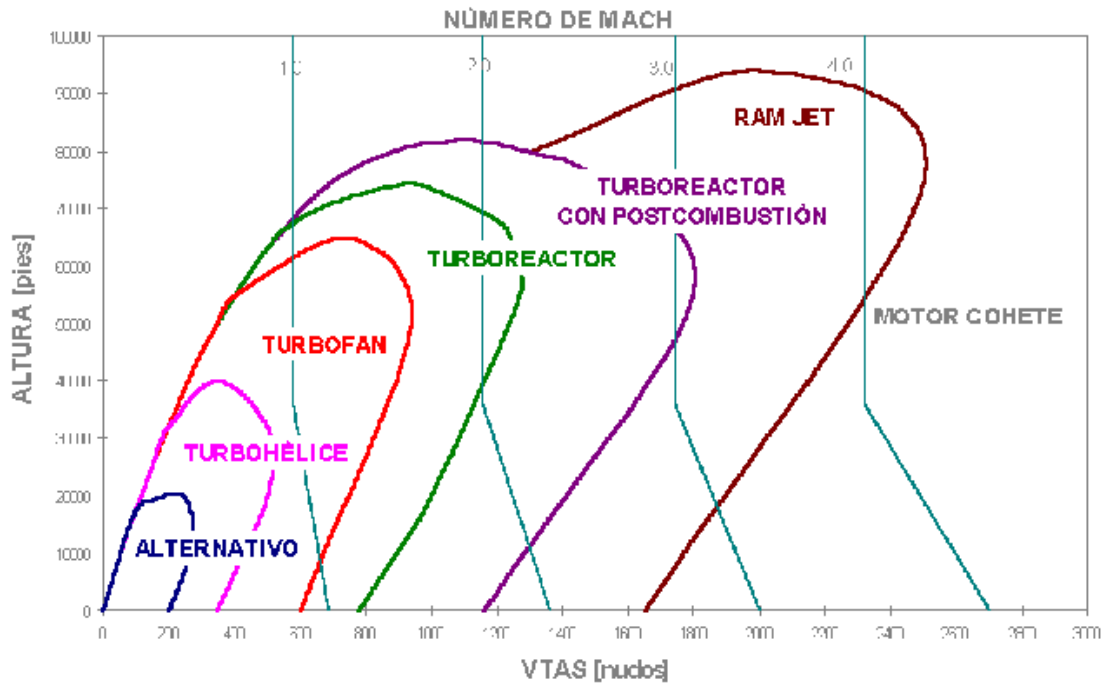


Fig. 24\_ Comparação dos vários tipos de motores em função da altura



## Conclusão

Como conclusão podemos afirmar que nos últimos anos o grande avanço tecnológico desenvolvido nos países industrializados fizeram possível, em grande parte, a modernização destes aparelhos, os reactores. Não obstante, a evolução destes também se deve ao estudo realizados por engenheiros especializados em matérias periféricas como a aerodinâmica e a termodinâmica. As quais ajudaram a melhorar em geral o rendimento global destes motores.

Os objectivos deste trabalho embora que tenhamos bastante bibliografia não foi fácil interpretar toda essa bibliografia pois difere um pouco de autor para autor. Tentamos expor os temas de uma forma simples para melhorar e ampliar os conhecimentos sobre os turborreactores e turbojactos.



## Bibliografia

- Çengel Yunus A., Boles Michael A., Termodinâmica, terceira edição, McGraw-Hill
- Martins F., Manuel D' instruction – Turmo III C4 IV A, IV B, IV C, Turbomeca
- Smith J. M. , Vanness H. C., Introdução á termodinâmica da Engenharia Química, 3ª edição, Guanabara Koogan

<http://www.comunidades-fs.net/article.php?sid=413>

[http://www.cec.uchile.cl/~roroman/cap\\_10/t-gas01.htm](http://www.cec.uchile.cl/~roroman/cap_10/t-gas01.htm)

[http://www.elsitioaeronautico.com/Motores/T\\_Turbina.htm#compresor](http://www.elsitioaeronautico.com/Motores/T_Turbina.htm#compresor)

[http://mecanica.uniandes.edu.co/publicaciones/revistas/mecanica\\_de\\_vuelo/98II/gjarbel/Turbinas.htm](http://mecanica.uniandes.edu.co/publicaciones/revistas/mecanica_de_vuelo/98II/gjarbel/Turbinas.htm)

<http://www.simuvuelo.org/aeronautica/a05.htm>

<http://www.latorretaonline.com/automocion/articulos/Motores%20de%20aviacion.pdf>

<http://personales.ya.com/universal/TermoWeb/Compresores/PDFs/5-Compresores.pdf>

<http://orbita.starmedia.com/~napsu/documentos/MOTORES%20TERMICOS.htm>