

MARINHA DO BRASIL
CENTRO DE INSTRUÇÃO ALMIRANTE GRAÇA ARANHA - CIAGA
CURSO DE APERFEIÇOAMENTO PARA OFICIAIS DE MÁQUINAS – APMA

FÁBIO DE VASCONCELOS BRAGANÇA

TURBINA A GÁS:
APLICABILIDADE NA MARINHA MERCANTE

RIO DE JANEIRO

2014

FÁBIO DE VASCONCELOS BRAGANÇA

**TURBINA A GÁS:
APLICABILIDADE NA MARINHA MERCANTE**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Aperfeiçoamento para Oficiais de Máquinas do Centro de Instrução Almirante Graça Aranha como parte dos requisitos para obtenção de Certificado de Competência Regra III/2 de acordo com a Convenção STCW 78 Emendada.

Orientador: MSc Luiz Otavio Ribeiro Carneiro

RIO DE JANEIRO

2014

FÁBIO DE VASCONCELOS BRAGANÇA

**TURBINA A GÁS:
APLICABILIDADE NA MARINHA MERCANTE**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Aperfeiçoamento para Oficiais de Máquinas do Centro de Instrução Almirante Graça Aranha como parte dos requisitos para obtenção de Certificado de Competência Regra III/2 de acordo com a Convenção STCW 78 Emendada.

Data da Aprovação: ____/____/____

Orientador: Luiz Otavio Ribeiro Carneiro.

Mestre em Ciência Tecnológica

Assinatura do Orientador

NOTA FINAL: _____

Dedico esse trabalho a todos profissionais e formandos envolvidos de forma direta e indireta, nas atividades de Marinha Mercante.

AGRADECIMENTOS

Ao Centro de Instrução Almirante Graça de Aranha responsável por toda nossa formação acadêmica e de especialização.

A todos os professores que com toda dedicação praticam a arte de ensinar.

Ao MSc Luiz Otavio Ribeiro Carneiro e Ten. Raquel Apolaro por terem cedido os materiais necessários para a elaboração desse Trabalho de Conclusão de Curso, bem como na orientação e ajuda de sua elaboração.

A todos vocês, o meu **muito obrigado!**

“Que os vossos esforços desafiem as impossibilidades, lembrai-vos de que as grandes coisas do homem foram conquistadas do que parecia impossível.”

Charles Chaplin

RESUMO

Este trabalho apresenta o estudo da viabilidade do uso da turbina a gás em suas diversas modalidades a bordo de navios Mercantes, como forma de opção, complemento ou substituição de equipamentos como plantas a vapor e motores de combustão interna, já conhecidos e usados em larga escala na indústria naval. Serão apresentados o histórico, os princípios de funcionamento prático e teórico, bem como vantagens que fazem desse equipamento um atrativo ao setor. A turbina a gás apresenta-se como uma proposta viável devido ao fato de, além de esses equipamentos terem sofrido uma grande evolução tecnológica, são mais leves, silenciosas e ocupam menos espaço interno, que são características que fazem esse equipamento se destacar na indústria. Estima-se que haja, atualmente, cerca de 50.000 modernas turbinas industriais em operação ao redor do mundo, máquinas essas que são tecnologicamente muito complexas, com inúmeras partes móveis e sofisticados sistemas de lubrificação e controle eletrônico. Algumas possuem um elevado grau de dificuldade de automação, por isso, sua manutenção precisa ser constantemente feita por funcionários do próprio fabricante.

Dessa forma, o presente trabalho tem como objetivo demonstrar a viabilidade do uso das turbinas a gás e enumerar critérios que justificam a escolha desse tipo de turbina como meio de propulsão, geração de energia e outros fins.

Palavras-chave: Turbina a gás. Marinha Mercante. Propulsão.

ABSTRACT

This project presents the study of the feasibility of using gas turbine in its various forms on board Merchant ships as a means of option, supplement or replace equipment as steam plant and internal combustion engines, already known and used in large scale on shipbuilding industry. It will be presented the history, principles of theoretical and practical operation as well as advantages that make this device attractive to naval industry. The gas turbine is presented as a viable proposal due to the fact that, besides such equipment have undergone a major technological developments, they are lighter, quieter and occupy less internal space , which are features that make this device stand out in the industry. It is estimated that there are currently about 50,000 modern industrial turbines in operation around the world, these machines are technologically very complex, with numerous movable parts and sophisticated lubricating and electronic control systems. Some have a high degree of difficulty of automation, so its maintenance needs to be constantly made by employees of the manufacturer. Thus, this project aims to demonstrate the feasibility of the use of gas turbines and enumerate criteria that justify the choice of this type of turbine as a means of propulsion, power generation and other purposes.

Keywords: Gas Turbine. Merchant Nave. Propulsion.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Componentes de uma turbina	19
Figura 2 – Ciclo de Combustão	21
Figura 3 – Rotor	23
Figura 4 - Estator	23
Figura 5 – Compressor	26
Figura 6 – Câmara de combustão	29
Figura 7 – Desempenho da câmara	31
Figura 8 – Estágio da turbina	34
Figura 9 – Ciclo Aberto	47
Figura 10 - Esquema do ciclo aberto	51
Figura 11 – Esquema do ciclo fechado	53
Figura 12 – Esquema de circuito aberto e câmara de combustão	56

LISTA DE SIGLAS

GLP – Gás Liquefeito de Petróleo
USA – United States of America
CDP – Compressor Discharge pressure
CID – Compressor Inlet Pressure
IGV – Aletas Guias de Entrada
OGV – Aletas Guias de saída
RPM – Rotações por Minutos
EPR – Engine Pressure Ratio
EGT – Exhaust Gás temperature
PSI – Pounds per Square Inch
HPSOC – Válvula de Conte por Alta Pressão
GG – Gás Generator
TAG – Turbina de Alta Geração
BCF – Bromo Cloro Difluormetano
RR – Rolls-Royce
AP – Alta Pressão
BP – Baixa Pressão
CVE – Cavalo Vapor Elétrico
SIGMA – Societé Industrielle Generale de Mecanique Appliqueé
COGAG – Combinado Turbina a gás e Turbina a gás
COGOC – Combined Cruise gas Turbine
CODOG – Combined Diesel or Gás Turbine
CODAG – Combined Steam and Gás Turbine
COSAG – Combined Steam and Gas Turbine
COGAS – Combined Gas Turbine and Steam Turbine
AC – Corrente Alternada
DC – Corrente Continua

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
2	ANTECEDENTES: ORIGEM DAS TURBINAS	16
3	CONSTRUÇÃO	19
3.1	Componentes de uma turbina	19
3.2	Sistema de indução	19
3.2.1	<i>Compressor</i>	20
3.2.2	<i>Câmara de combustão</i>	29
3.2.2.1	Tipos de câmaras de combustão	30
3.2.3	<i>Turbinas</i>	33
3.2.4	<i>Dutos de admissão e descarga</i>	35
3.3	Tipos de turbina	35
3.3.1	<i>Turbina de impulso</i>	35
3.3.2	<i>Turbina de reação</i>	36
3.3.3	<i>Turbina de impulso-reação</i>	36
3.3.4	<i>Refrigeração dos orientadores e das palhetas</i>	36
4	CONTROLE DAS TURBINAS A GÁS E SISTEMAS AUXILIARES	37
4.1	Controle da turbina a gás	37
4.1.1	<i>Controle e medição do combustível</i>	38
4.1.2	<i>Sistema de combustível e controle de velocidade</i>	38
4.1.3	<i>Operação a ré</i>	39
4.1.4	<i>Operação em baixas velocidades</i>	39
4.1.5	<i>Transientes em operação</i>	39
4.1.6	<i>Controle da temperatura</i>	40
4.2	Sistema de controle local	40
4.3	Sistema de partida	41
4.4	Sistema de controle de combustível	41
4.5	Instrumentação	41
4.6	Sistema de ventilação natural	42
4.7	Sistema de detecção e extinção de incêndio	42
4.8	Sistema de lavagem e inibição	43
4.9	Sistema de filtragem do ar de admissão e sistema de descarga	43

5	PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO	45
5.1	Tipos de turbinas de combustão interna, sua estrutura genérica e funcionamento	45
5.1.1	<i>Turbina de combustão interna de ciclo aberto, simples</i>	46
5.1.2	<i>Turbinas de ciclo aberto, acionadas pelos gases produzidos num motor de êmbolos livres</i>	50
5.1.3	<i>Turbinas de combustão interna de ciclo fechado</i>	52
6	REALIZAÇÕES	56
6.1	Turbina de combustão interna de circuito aberto e câmara de combustão	56
6.1.1	<i>Marinha Mercante</i>	56
6.1.2	<i>Marinha de Guerra</i>	59
6.2	Turbina de circuito aberto e geradores de gás de êmbolos livres	61
6.2.1	<i>Marinha Mercante</i>	61
6.2.2	<i>Marinha de Guerra</i>	62
6.3	O futuro da Marinha Mercante	62
6.3.1	<i>Turbina de ciclo aberto</i>	62
6.3.2	<i>Turbina com geradores de gás de êmbolos livres</i>	64
6.4	Aplicação das turbinas a gás	64
7	CONSIDERAÇÕES FINAIS	70
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	71

1 INTRODUÇÃO

As turbinas a gás são turbomáquinas que, de um modo geral pertencem ao grupo de motores de combustão e cuja faixa de operação vai desde pequenas potências 100 Kilowatts(KW) até 180 Megawatts(MW), 350 MW no caso de nucleares, desta forma elas concorrem tanto com os motores alternativos de combustão interna, dos ciclos Diesel e Otto, como com as instalações a vapor de pequena potência. Suas principais vantagens são o pequeno peso e volume, espaço, que ocupam. Isto aliado à versatilidade de operação que apresentam está fazendo com que sua utilização se encontre em franca ascendência atualmente. Sendo compostas de turbomáquinas (Máquinas Rotativas) as turbinas a gás apresentam uma vantagem bastante grande quando comparadas aos motores alternativos uma vez que nelas há ausência de movimentos alternativos e de atrito entre superfícies sólidas (pistão/camisa do cilindro). Isto significa a quase inexistência de problemas de balanceamento e, ao mesmo tempo, um baixo consumo de óleo lubrificante, uma vez que o mesmo não entra em contato direto com partes quentes e nem com os produtos de combustão. Disso decorre uma outra vantagem: a elevada confiabilidade que apresentam. Além disso, quando comparadas às instalações a vapor, as turbinas a gás praticamente não necessitam de fluido refrigerante o que facilita muito sua instalação. Outro aspecto bastante favorável das turbinas a gás é a baixa inércia térmica que lhes permite atingir sua carga plena em um espaço de tempo bastante reduzido. No caso de estar pré aquecida por exemplo, o tempo entre carga nula e carga plena varia de 2 a 10 segundos. Este aspecto faz com que as turbinas a gás sejam particularmente indicadas para sistema de geração de energia elétrica de ponta, onde o processo de partida e necessidade da plena carga no menor tempo possível é de suma importância. Esta é também uma condição imprescindível nos sistemas *Stand-by* ou *No-Break*, onde o fornecimento ininterrupto de energia é condição básica necessária.

O termo turbina a gás é mais comumente empregado em referência a um conjunto de três equipamentos: compressor, câmara de combustão e turbina propriamente dita. Esta configuração forma um ciclo termodinâmico a gás, cujo modelo ideal denomina-se Ciclo Brayton, concebido por George Brayton, engenheiro mecânico americano, em 1870.

A denominação turbina a gás pode ser erroneamente associada ao combustível utilizado. A palavra gás não se refere à queima de gases combustíveis, mas, sim ao

fluido de trabalho da turbina, que é neste caso a mistura de gases resultante da combustão. O combustível em si pode ser gasoso, como gás natural, gás liquefeito de petróleo (GLP), gás de síntese ou líquido, como querosene, óleo diesel e até mesmo óleos mais pesados.

O ciclo Brayton é um ciclo ideal, uma aproximação dos processos térmicos que ocorrem nas utilizado como base didática e para análise dos ciclos reais, que se desviam do modelo ideal, devido a limitações tecnológicas e fenômenos de irreversibilidade, como o atrito. turbinas a gás, descrevendo variações de estado, pressão e temperatura dos gases.

O ciclo se constitui de quatro etapas. Primeiramente, o ar em condição ambiente passa pelo compressor, onde ocorre compressão adiabática e isentrópica, com aumento de temperatura e conseqüente aumento de entalpia. Comprimido, o ar é direcionado às câmaras, onde mistura-se com o combustível possibilitando queima e aquecimento, à pressão constante. Ao sair da câmara de combustão, os gases, à alta pressão e temperatura, se expandem conforme passam pela turbina, idealmente sem variação de entropia. Na medida em que o fluido exerce trabalho sobre as palhetas, reduzem-se a pressão e temperatura dos gases, gerando-se potência mecânica. A potência extraída através do eixo da turbina é usada para acionar o compressor e eventualmente para acionar outra máquina. A quarta etapa não ocorre fisicamente, se tratando de um ciclo termodinâmico aberto. Conceitualmente, esta etapa representa a transferência de calor do fluido para o ambiente.

Desta forma, mesmo se tratando de um ciclo aberto, parte da energia proveniente da combustão é rejeitada sob a forma de calor, contido nos gases quentes de escape. A rejeição de calor é um limite físico, intrínseco ao funcionamento de ciclos termodinâmicos, mesmo nos casos ideais, como define a segunda lei da termodinâmica.

A perda de ciclo ideal pode ser quantificada pela potência proveniente do combustível, descontando-se a potência de acionamento do compressor e a potência líquida. Assim, diminui-se a perda à medida que se reduz a temperatura de escape e se eleva a temperatura de entrada da turbina, o que faz da resistência, a altas temperaturas, das partes da turbina um ponto extremamente crítico na tecnologia de construção destes equipamentos.

Durante os posteriores estágios do avançado desenvolvimento, a eficiência dos ciclos foi muito melhorada pelas seguintes mudanças e adição de componentes: maior proporção da pressão no compressor; maiores temperaturas na entrada da turbina que foram permitidas por desenvolvimentos metalúrgicos e de resfriamento; melhor eficiência nas fases no compressor e na turbina; aumento do carregamento da pressão do compressor por estágio; melhora na eficiência da combustão; a introdução do *intercooling* no processo de compressão; a introdução de um reaquecedor; a introdução do regenerador e mais impurezas aquecidas recobertas.

Diferentes projetos têm utilizado varias combinações de previsão para fornecer grandes melhorias na eficiência do ciclo e consumo de ar específico. Estas combinações modificam, mas não mudam o conceito básico do ciclo de Brayton. Ao mesmo tempo eles introduzem complicações dentro da disposição.

Considerações particulares devem ser dadas a esse seletto ciclo da turbina a gás, do mais simples dos ciclos de Brayton a variação mais complexa. As vantagens básicas da turbina a gás para aplicações marítimas são sua simplicidade e seu peso. Como uma maquina de combustão interna, ela é uma maquina de força de controle automático em um pacote com uma quantidade mínima de suportes auxiliares. As vantagens que são conferidas principalmente ao espaço, peso, e manutenção reduzida, são bastante significativas. Uma redução no consumo de combustível é sempre desejável, mas o custo do conjunto das máquinas e operacional, devem ser considerados, e isto vai variar com o ciclo e finalidade do equipamento.

2 ANTECEDENTES: ORIGEM DAS TURBINAS

O uso da turbina a gás como máquina motora tem sido um sonho bastante antigo dos Engenheiros. A evidência disto é a grande quantidade de estudos no decorrer da história.

Em 150 A.C., um filósofo e matemático egípcio, Hero, inventou um brinquedo, o Aeolipile, que rodava sobre uma pequena caldeira de água. Ele verificou o efeito da reação do ar quente ou o vapor movimentado por alguns bocais sobre uma roda.

Em 1629, Giovanni Branca desenvolveu uma oficina de estampagem que usava jatos de vapor para girar uma turbina que então, fornecia trabalho para as máquinas.

A primeira concepção da turbina a gás e seu consequente patenteamento foi proposta em 1791 pelo inglês John Barber.

Dentre as ideias originais e subsequente patenteamento é importante mencionar John Dumbell, Inglaterra, 1808 e Bresson, França, 1837, os quais, em suas concepções já consideraram todos os componentes das atuais turbinas com combustão a pressão constante. Entretanto a primeira turbina a gás com combustão a pressão constante, realmente construída, foi concebida por F. Stolze (1872), a partir da patente de Fernlhous e cuja fabricação e testes somente ocorreram entre 1900 e 1904.

Apesar dos esforços no desenvolvimento da turbina a gás, somente no início deste século é que surgiram os primeiros resultados efetivos, embora com um nível de rendimento muito baixo, pois naquela época ainda havia limitações de conhecimentos de aerodinâmica e de metalurgia. Stolze construiu sua turbina a gás entre 1900 e 1904, ela era composta de uma turbina de reação múltiplo estágio bem como um compressor axial de múltiplo estágio. Além disso ele utilizou também um trocador de calor para o pré aquecimento do ar antes da camada de combustão, pressão constante, utilizando para tal o próprio gás de escape da turbina. Apesar desta construção genial, pouco sucesso foi atingido principalmente devido ao baixo rendimento tanto do compressor como da turbina e também da temperatura máxima em função dos materiais disponíveis na época.

Na mesma época (1903), Armengaud e Charles Lemale também construíram e testaram, na Sociedade Anônima de Turbomotores em Paris, uma turbina a gás cuja particularidade era a injeção de água para resfriamento. Apesar dos esforços o resultado foi também insatisfatório pois não se conseguiu potência útil alguma. Neste caso foi utilizada uma turbina Curtis e a compressão se fez com um compressor centrífugo de

fabricação da empresa Brown Boveri. Neste mesmo período (1903) a General Electric (GE) iniciou o desenvolvimento de uma turbina a gás sob orientação do Dr. Sanford A. Moss, da Universidade de Cornell, que realizou em seu trabalho de doutorado (1902) o primeiro estudo do assunto nos Estados Unidos. É interessante observar que nestes primeiros estudos a potência consumida pelo compressor era maior do que a fornecida pela turbina, o que implicava no uso de energia externa para o seu funcionamento, no caso acima mencionado foi utilizada uma turbina a vapor. Mesmo assim estes trabalhos foram válidos pois como se sabe a GE é, no momento, um dos grandes fornecedores de turbinas tanto para uso aeronáutico como industrial.

Percebendo que os fracassos no desenvolvimento das turbinas eram atribuídos à limitação tanto da temperatura máxima como da relação de pressão conseguida nos compressores, Holzwarth, em 1909, na Alemanha, mudou a concepção do projeto da turbina considerado a combustão a volume constante, turbina a explosão, em vez de ser a pressão constante. Com isto ele eliminaria a limitação do aumento de pressão conseguido nos compressores. Quanto à limitação de temperatura foi utilizado um sistema de resfriamento a água, logo uma menor massa de ar foi necessária.

O fato da combustão se processar a volume constante possibilita que o ar seja comprimido a uma pressão de apenas cerca de $\frac{1}{4}$ daquela necessária ao processo de combustão a pressão constante. A firma Brown Boveri chegou a construir uma turbina (Holzwarth) em 1913 projetada para uma potência de 1000cv, a qual montada e testada forneceu somente 200 cv. O seu desenvolvimento continuou e em 1938 a BBC, em Mannheim, chegou a fabricar com relativo sucesso uma turbina de 5000cv, atingindo um rendimento global de 20%.

A Westinghouse Electric and Manufacturing Comp., USA, iniciou em 1913 o seu desenvolvimento de turbina a gás, com base em uma patente de Bischof.

Diversas outras tentativas foram realizadas como a de Karavodine, na França (1908), Stauber (1918) na Alemanha, mas ainda com pouco sucesso. Em 1935, Profs. Dr. Ackeret e Dr. Keller T.H., Zürich.

Em 1920, Dr. A. A. Griffith desenvolveu uma teoria de projetos de turbinas baseada no fluxo de gás.

É interessante observar que até 1937 todos os desenvolvimentos de turbinas a gás eram com finalidade industrial e não conseguiam concorrer com o motor alternativo a pistão, devido ao seu baixo rendimento, máximo 20%.

Um pouco antes do início da 2ª guerra mundial esforços foram realizados no desenvolvimento de turbinas para uso aeronáutico, devido principalmente a sua característica de baixo peso e, pequeno volume. Ao mesmo tempo, Whittle, em 1930 concebeu e patenteou o uso da reação ou jato como meio propulsor e, neste caso, o uso de turbinas a gás tornou-se imprescindível. Whittle desenvolveu o primeiro motor com essa finalidade em 1937.

Em 1936, no mesmo tempo que Frank Whittle estava trabalhando na Grã-Bretanha, Hans von Ohian e Max Hahn, estudantes na Alemanha desenvolveram e patentearam o seu próprio projeto de turbina.

Em 27 de agosto de 1939 Heinkel (Alemanha), fez voar o seu primeiro avião utilizando o gás como reator ou seja usando jato propulsão.

O uso da turbina a gás como agente propulsor (jato ou reator) simplificou bastante o emprego da própria turbina a gás pois, nesta aplicação, a potência, desenvolvida pela turbina é utilizada apenas para vencer as perdas e acionar o compressor. Logo após a 2ª guerra, a aviação comercial passou a utilizar a propulsão a jato intensivamente. Este uso intensivo aliado aos novos conhecimentos de aerodinâmica fizeram com que o desenvolvimento da turbina a gás tivesse um tremendo avanço, uma vez que novas concepções e metodologias de cálculo possibilitaram a construção de turbomáquinas com alto rendimento. O sucesso foi tanto que a partir dos anos 60 o uso de turbinas a gás foi aumentando e nos anos 70 cerca de 100% dos aviões de grande porte já eram impulsionados por turbinas. Com a melhoria no projeto, mesmo na aplicação industrial, incluindo o setor naval, a turbina a gás com combustão a pressão constante passou a predominar, devido principalmente a sua simplicidade de construção e quando com parada a turbina com combustão a volume constante. Isto só foi possível devido a dois fatores: o desenvolvimento do compressor para alta relação de pressão e com alto rendimento; e, também, o desenvolvimento de novos materiais resistentes a alta temperatura.

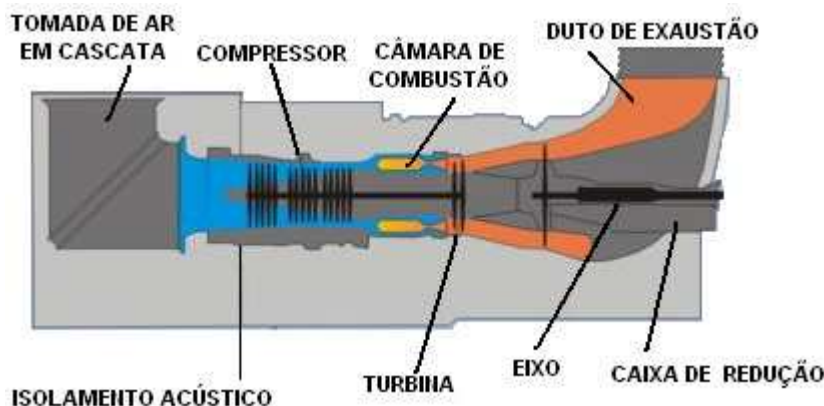
3 CONSTRUÇÃO

3.1 Componentes de uma turbina

Essa identificação, dependendo dos diversos tipos de motores, é variada, no entanto, as seções têm, basicamente, as seguintes designações genéricas:

- a) Duto de admissão;
- b) Compressor de ar;
- c) Câmara de combustão;
- d) Turbina; e
- e) Escapamento.

Figura 1 – Componentes de uma turbina.



Fonte: <<http://www.inovacaotecnologica.com.br>>. Acesso em: 20 out 2014.

3.2 Sistema de indução

A finalidade básica do sistema de indução é captar e canalizar, por um duto apropriado, o ar para os motores, com o propósito de garantir com eficiência o melhor desempenho dos mesmos.

Sendo simultaneamente um condutor e um difusor, o duto de entrada de ar para o motor, fornece ao compressor, relativamente livre de turbilhonamento e nas proporções necessárias, um suprimento contínuo de certa quantidade de ar, com elevada energia.

Ainda que o duto de entrada de ar não seja considerado como parte que integra fundamentalmente um reator, sendo parte estrutural do avião, ele é de extrema importância para o desempenho do motor e seu efeito deve ser cuidadosamente analisado, pois, para garantir a operação normal do compressor e evitar temperaturas excessivas no interior do motor, é necessário um fluxo de ar uniforme e estável.

De modo geral o duto de entrada de ar define um número de funções para o motor e ainda para o próprio avião, as quais são:

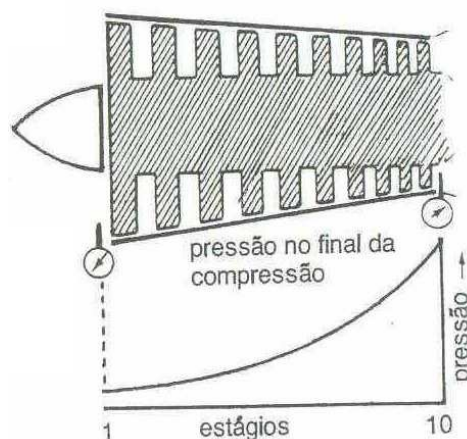
- a) Para o motor: Primeiramente o duto de entrada de ar deve prover uma recuperação, o máximo possível, da pressão total do fluxo de ar que acontece devido às perdas ocasionadas em consequência do atrito do ar com as paredes internas do duto, de maneira a liberar essa pressão para o compressor com o mínimo de perdas. Tal função é conhecida por recuperação de pressão total, ou simplesmente por recuperação de impacto. Para o motor, o duto deve prover um fornecimento de ar com a mínima turbulência possível e sem variações de pressão, distribuindo-a uniformemente em toda a área do compressor, e evitar a ingestão de detritos no compressor;
- b) Para o avião: O duto, através de sua área de entrada de ar, deve minimizar ao máximo o arrasto, a fim de produzir o mínimo possível de resistência ao avanço, reduzindo a onda de choque na entrada de ar.

3.2.1 Compressor

O compressor tem por finalidade aumentar o nível de energia do ar recebido do duto de entrada de ar, comprimi-lo e descarregá-lo da câmara de combustão em quantidade, fluxo, e pressão adequadas.

Se a combustão da mistura ar/combustível acontecer na pressão barométrica, não liberará energia calorífica suficiente para produzir, através da força resultante da expansão dos gases, trabalho útil com um considerável rendimento, pois, a energia liberada pela combustão é proporcional à massa de ar consumida. Portanto, será necessário mais ar do que o disponível em pressão normal da atmosfera para aumentar a eficiência do ciclo de combustão.

Figura 2 – Ciclo de Combustão.



Fonte: Elementos de Máquinas Térmicas – Zulcy de solza.

Dentre outros fatores, um dos principais, que contribui para a eficiência de um reator, diz respeito diretamente à ação do compressor determinando a razão de sua compressão, que é a relação entre a pressão do ar na descarga do compressor, Compressor Discharge Pressure – CDP, pela pressão de admissão do mesmo, Compressor Inlet Pressure – CID, caracterizando sua taxa de compressão.

A taxa de compressão em um motor a reação é fator de grande importância para sua eficiência, desempenho, pois os motores, dotados de compressores de grande taxa de compressão, têm baixo consumo específico de combustível, como se pode verificar pela tabela abaixo:

Tabela 1 – Taxa de compressão x consumo específico.

Taxa de compressão	Consumo específico
5:1	1,00
10:1	0,75
12:1	0,68

Fonte: Elementos de Máquinas Térmicas – Zulcy de solza.

Para um dado motor, a massa de fluxo de ar é determinada principalmente pela área frontal de admissão do motor e pela rotação do compressor. Um compressor ideal deve possuir uma pequena área frontal, para atenuar a resistência

ao avanço e uma alta taxa de compressão para maior eficiência do ciclo, além de ser leve e resistente ao estol.

Apesar de considerados, como requisitos de um compressor, o grande rendimento e a capacidade de debitar grande fluxo de ar, a prática tem demonstrado que a velocidade de rotação deve ser condicionada à velocidade da turbina.

Dois tipos básicos de compressores são incorporados aos motores de turbina a gás, os de:

- a) Fluxo axial; e
- b) Fluxos centrífugos.

Podemos encontrar, em alguns motores, a combinação de compressores axial - centrífugo, usados nos motores modernos de baixa tração.

O compressor de fluxo axial admite um volume de ar para determinado diâmetro de entrada, o qual flui numa direção paralela ao eixo do motor, ou seja, sua compressão é processada horizontalmente ao eixo de rotação na direção original de fluxo, evitando assim, perdas de energia ocasionadas pelas curvas e tornando-o mais eficiente do que o de fluxo centrífugo.

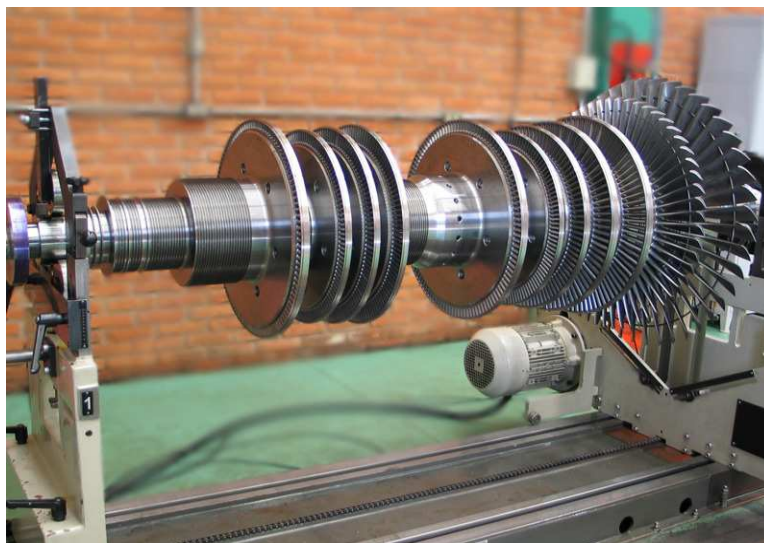
A taxa de compressão é, relativamente, muito maior, havendo, atualmente, alguns motores de tecnologia avançada com razões de compressões iguais ou superiores a 21:1.

O compressor de fluxo axial compreende fundamentalmente duas partes principais, que juntas, executam a compressão do ar.

- a) Rotor; e
- b) Estator.

O rotor de um compressor de fluxo axial é constituído por várias rodas ou discos, fixados entre si e acionados como uma unidade por intermédio de eixo. Cada roda ou disco do compressor consiste de uma série simples de palhetas montadas radialmente sobre cada roda ou disco, localizadas na periferia, que impulsionam o ar para trás, de maneira semelhante ao trabalho de uma hélice, em virtude de seu ângulo de ataque e de seu perfil de aerofólio. A energia é transferida do compressor para o ar sob forma de velocidade/pressão.

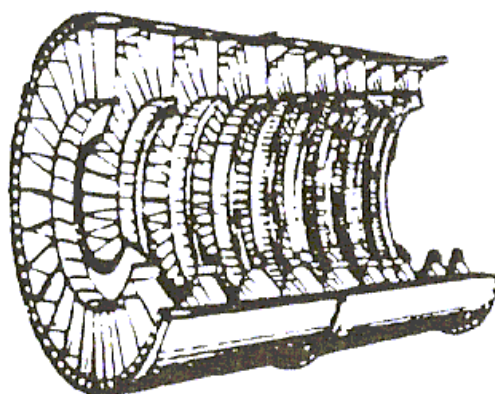
Figura 3 – Rotor



Fonte: <www.grupotgm.com.br>. Acesso em 19 out 2014.

O estator consta de um conjunto de palhetas estacionárias montadas radialmente, localizadas na periferia, na carcaça do compressor, tendo como funções: receber o ar do duto de entrada ou de um estágio precedente e o dirigir para o estágio seguinte ou para a câmara de combustão com pressão e velocidade apropriadas para o trabalho, controlando também a direção do ar para cada disco do rotor.

Figura – 4 Estator.



B – estator

Fonte: Elementos de Máquinas Térmicas – Zulcy de solza.

Cada uma das fileiras, discos, de pás ou palhetas do rotor e uma fileira de palhetas do estator formam um estágio de compressão. Então, o rotor do compressor é a parte rotativa que gira no interior do estator. As palhetas do rotor imprimem movimento ao ar, fornecendo a força requerida para comprimi-lo – para atingir taxas de compressão razoáveis, torna-se necessário grande numero de estágios. À medida que o ar é forçado para trás no compressor, ocorre um aumento de pressão em cada estágio, o que resulta em maior pressão na descarga do compressor.

A área de entrada de ar de um compressor de fluxo axial, que é localizada sempre na frente do compressor, pode ser controlada por intermédio de um conjunto de palhetas conhecidas como aletas-guias de entrada (IGV). Essas aletas-guias têm a finalidade de proporcionar uma correção no fluxo de ar, admitindo-o num ângulo apropriado para a primeira carreira de pás do conjunto rotor do compressor.

Essas pás diretoras, IGV, são geralmente móveis, isto é, de ângulo variável controlado automaticamente, para que possam verificar de maneira correta o fluxo de ar de entrada, principalmente nas fases operacionais de baixa velocidade do motor.

Alguns motores, dotados de elevada taxa de compressão, têm variação de ângulo nas aletas-guias e também nas aletas dos primeiros estágios do estator. A finalidade dessa variação de ângulo é evitar que os estágios dianteiros do compressor possam debitar mais ar do que o aceito efetivamente pelos estágios traseiros. Essa condição, quando evidenciada, pode acarretar o que se conhece como estol do compressor.

Certos motores, dotados de compressor de fluxo axial, podem apresentar, alojados na carcaça traseira do compressor, aletas-guias que são usadas para orientar o fluxo de ar na descarga do compressor (OGV); entregando esse ar à câmara de combustão com o mínimo de turbilhonamento possível.

Outros motores, dotados de alta taxa de compressão, dispõem de compressores axiais duplos, cujo emprego torna-se satisfatório. Caso esses compressores fossem simples, através do regime operacional do motor, parte dos estágios traseiros perderia a eficiência e os estágios dianteiros trabalhariam com sobrecarga. Tal regime de condição de funcionamento produziria o fenômeno aerodinâmico no motor conhecido como estol do compressor.

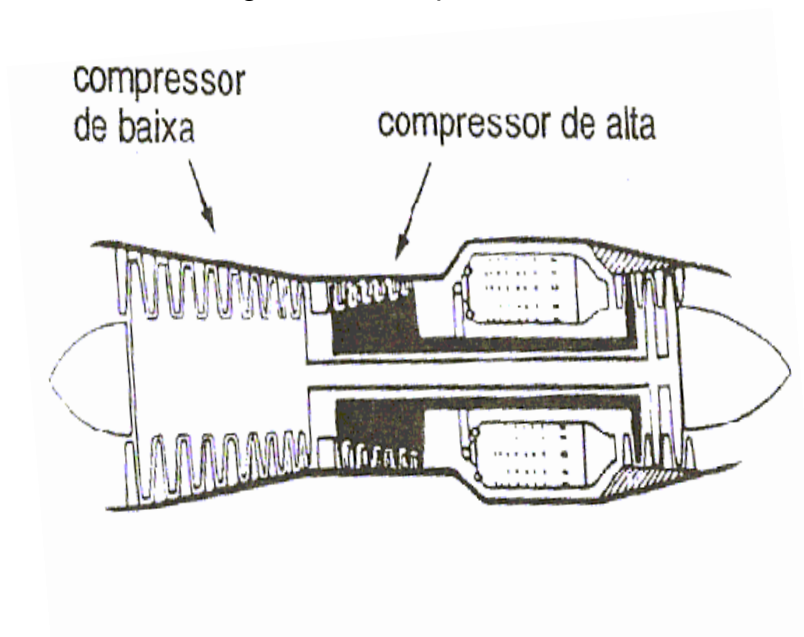
O compressor axial duplo destina-se à operação com razões de pressão muito elevadas e com reduzido consumo de combustível. Isto permite que o compressor dianteiro, denominado de baixa pressão, regule a quantidade de fluxo do ar para o compressor traseiro, denominado de alta pressão, de modo a evitar que o compressor de alta fique exposto a um fluxo de ar muito elevado para sua capacidade. Esse tipo de compressor pode ser usado em motores turbo-hélice ou turbo-jato.

Nos motores de compressores simples, o sistema de atuação geralmente se faz por meio de uma ou de duas rodas de turbina atuando como uma só unidade, para acionar o compressor. No caso dos motores dotados de compressores duplos, existem duas rodas independentes, cada qual acionando um dos rotores do compressor.

O eixo de acionamento do rotor dianteiro passa por dentro do eixo do rotor traseiro. Esse tipo de ligação é independente entre os eixos conhecidos como concêntricos ou coaxiais. Os respectivos rotores têm seus rolamentos dianteiros e traseiros, de modo que cada rotor é acionado pela sua respectiva turbina e cada conjunto compressor/turbina podem ser acionados independentemente do outro, na velocidade de rotação que lhe for mais conveniente.

O compressor traseiro ou de alta pressão, tem sua velocidade regulada pelo sistema de controle de combustível. O compressor dianteiro ou de baixa pressão é acionado pela sua respectiva turbina, numa velocidade tal que melhor lhe assegure um ótimo fluxo de ar através do compressor.

Figura 5 – Compressor



Fonte: Elementos de Máquinas Térmicas – Zulcy de solza.

Estando os rotores operando em harmonia, a ponto de interferirem entre si, a taxa de compressão pode ser aumentada, sem haver queda de rendimento e com um mínimo peso do conjunto compressor de baixa e alta, portanto com sua área frontal de admissão ainda em proporções normais.

O rotor do compressor de alta pressão – em termos de quantidade, de estágios menores do que o rotor de baixa pressão – tem suas palhetas menos alongadas, mais curtas, sendo, com isso, mais leve do que as palhetas de baixa.

Como o rotor de alta gira em ar aquecido, é capaz de tornar possível atingir velocidades periféricas mais elevadas, antes que as pontas das palhetas alcancem seu número Mach limite, de modo que o rotor de alta pressão possa operar com RPM mais elevada que o rotor de baixa pressão.

Vantagens do compressor axial:

- a) Maior eficiência;
- b) Menor área frontal;
- c) Menor resistência ao avanço; e
- d) Maior taxa de compressão.

Sendo de fácil fabricação e menor custo financeiro, além de ser robusto e durável, o compressor de fluxo centrífugo pode operar em condições alheias à

formação de gelo, promovendo no ar admitido pelo sistema de indução – que vem axialmente até o contato com o compressor – um giro de 90 graus em relação ao eixo, para a periferia do motor, onde é descarregado dentro de uma seção difusora em alta velocidade. Esse giro de 90 graus diminui a eficiência desse tipo de compressor em relação ao de fluxo axial. O compressor centrífugo, embora menos compacto e mais estável, possui maior diâmetro de entrada de ar do que o de fluxo axial.

Até bem pouco tempo, esses compressores eram de baixa taxa de compressão, variava na razão de 4:1 a 5:1. Todavia eles vêm alcançando desenvolvimento tecnológico, já podendo ser encontrados com taxa de compressão de até 10:1.

Os motores de pequeno porte têm maior interesse no emprego desses compressores, pois oferecem vantagens pelo seu baixo custo, facilidade de fabricação, durabilidade e robustez. Enquanto sua grande área frontal de indução e baixa eficiência são desvantajosas para os motores de grande porte.

O compressor de fluxo centrífugo compreende alguns componentes fundamentais que, no conjunto, executam seu trabalho, são eles:

- a) Ventoinha;
- b) Difusor; e
- c) Coletor.

A ventoinha tem por função captar o ar do exterior, junto ao seu eixo de rotação, adicionando-lhe energia cinética e acelerando-o por ação centrífuga.

Ele pode ser de face simples ou dupla.

O ar deixa a ventoinha, em alta velocidade, fluindo através do difusor que tem por finalidade desacelerá-lo transformando sua energia cinética (velocidade) em energia de alta pressão.

As aletas do difusor orientam o fluxo de ar, dirigindo-o para o coletor com velocidade e pressão satisfatórias, num ângulo projetado para reter o máximo de energia proporcionada pela ventoinha, para a seção de combustão do motor.

O coletor do compressor tem por função conduzir, para as câmaras de combustão, o ar que sai do difusor.

O estol do compressor do reator ocorre devido à existência de grande diferença de pressão em qualquer série do estagio (um ou até mesmo todos) de palhetas do rotor, evidenciando uma condição instável de funcionamento do

compressor, que tanto pode ser axial ou centrífugo, porém, com incidência maior no primeiro tipo, axial.

A massa de ar, com fluxo determinado, passa sobre cada palheta do rotor, devendo seguir uniformemente seu contorno, o qual lhe imprime, ao ar, pressão suficiente para forçá-lo, empurrando-o para trás, obrigando-o a circular através da alta pressão imposta. Se, por qualquer razão, a pressão de saída do compressor aumente, além do nível que a energia cinética do ar possa vencer, surge, então, uma ação de oposição ao movimento do ar para circular o último estágio do compressor, tendendo a retornar para estágios respectivamente precedentes, surgindo uma turbulência no fluxo de ar que escoia em torno das palhetas, causando uma descontinuidade do fluxo entre cada estágio, até que todos os estágios de palhetas entrem em situação de estol.

O estol pode ocorrer, também, por algum bloqueio ou restrição à admissão de fluxo de ar no compressor. No entanto, a única diferença evidente, nesse caso, é que o estol deveria iniciar-se no primeiro estágio de compressão, com tendência a prosseguir até o último.

Em síntese, todo ou qualquer efeito com a tendência de alterar as condições operacionais, causando um aumento de pressão diferencial normal, em determinado estágio do compressor, levará, por causa dessa anormalidade, o estágio em questão a uma condição do estol, que pode surgir em qualquer tipo de compressor, mais intenso no axial, e em qualquer dos estágios, espalhando-se, geralmente, de forma progressiva para todo o compressor.

Os efeitos característicos do estol são os mais diversos, todavia, explica-se que, decorrente da operação no solo, em baixo regime, uma forma amena do estol pode evidenciar-se por ruídos, embora normais, semelhantes a zumbidos, suaves e frequentes detonações, seguidas por uma espécie de barulho denominado *bang-bang* ou *choo-choo*, devido às características do som produzido, ou ainda, por vezes, o estol pode ser fraco, aparecendo apenas uma leve vibração.

Da mesma forma, o estol pode se evidenciar no compressor, pode ser observado por meio dos instrumentos de cabine, manifestando-se das seguintes formas: rápido e evidente aumento ou até mesmo flutuação da EGT; diminuição ou flutuação da RPM, sem alteração na posição da manete; redução ou flutuação da EPR; pobreza de respostas do motor às solicitações do acelerador, gerando impossibilidade de aceleração e vibração, causadas por pulsações do motor. A

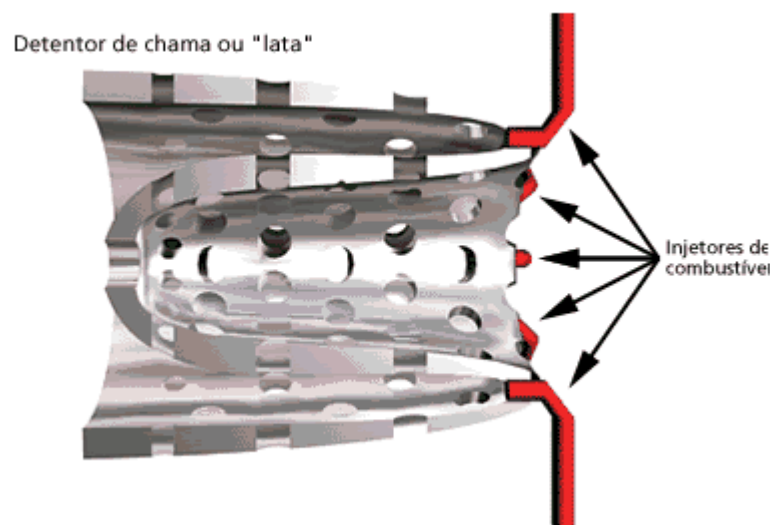
evidencia do estol pode acontecer, ainda, por apresentação de pulsações que ocasionam chamas, vapor ou fumaça no escapamento e mesmo na entrada do motor seguido por estouros fortes *bang-bang*.

Os processos adotados para evitar e até mesmo reduzir as possibilidades do estol são:

- a) Pela sangria do ar, de forma controlada através do compressor, sob certas condições, para manter o fluxo de ar adequado.
- b) Pelo uso de estatores de ângulo variável, processando variação do fluxo de admissão (IGV).
- c) Pela variação da área do bocal de descarga.
- d) Pela redução da RPM do eixo compressor/turbina, sempre compatível com o fluxo de ar admitido e a taxa de compressão.

3.2.2 Câmara de combustão

Figura 6 – Câmara de combustão.



Fonte: <<http://airnavigation.blogspot.com.br/>>. Acesso em: 19 out. 2014.

O compressor entrega o ar, com fluxo e pressão determinados, à câmara de combustão, local onde é processada a mistura ar/combustível em formação e sua respectiva queima. Fornecendo, à turbina, os gases resultantes da combustão, a uma temperatura que não exceda o limite máximo permissível, para que a turbina possa desenvolver seu trabalho útil.

A câmara de combustão desempenha um papel muito importante, dentro da constituição do motor, pois dela são exigidos os seguintes fatores:

- a) Queima integral da mistura ar/combustível, de forma a conter, ao máximo, a perda de pressão através da câmara;
- b) Manter, a um nível elevado, a eficiência da combustão, não devendo haver tendência a extingui-la;
- c) Proporcionar a combustão unicamente na câmara, não permitindo que haja deslocamento da chama após a saída dos gases; e
- d) Funcionar, proporcionando com facilidade a queima do combustível, sem que possa haver acúmulo de depósito de incrustações, carvão.

Dentro de espaço muito limitado, as câmaras de combustão devem adicionar energia térmica aos gases que passam através do motor, em quantidade suficiente para acelerar a massa, de forma a produzir o empuxo necessário ao motor e a potência para a turbina.

A quantidade de combustível, adicionado ao ar para proporcionar a mistura, dependerá da temperatura máxima que os gases terão, devido ao fato de que para a construção dos bocais da turbina e suas palhetas, os materiais usados não suportam elevadas temperaturas, cerca de 2000°C. A limitação da temperatura dos gases, com proporcional redução a valores toleráveis, capazes de não danificar a turbina, é efetuada com ar, motivo pelo qual se torna necessária a presença na câmara de combustão, de grande massa de ar, sempre além das necessidades da combustão.

3.2.2.1 Tipos de câmara de combustão

As câmaras de combustão podem ser dos tipos: caneca, anular e canular. Qualquer que seja sua configuração, dos 100% do ar entregue pelo compressor, somente cerca de 25% ($\frac{1}{4}$) do total do volume, queima com o combustível. Porque, nos motores a reação, a maior quantidade de ar admitido não é queimado na câmara, o excesso é utilizado para fins de resfriamento da própria câmara e turbina.

O ar aproveitado para tomar parte na combustão, 25% é conhecido como ar primário, enquanto que o restante, 75%, que é utilizado para o resfriamento, é conhecido como ar secundário.

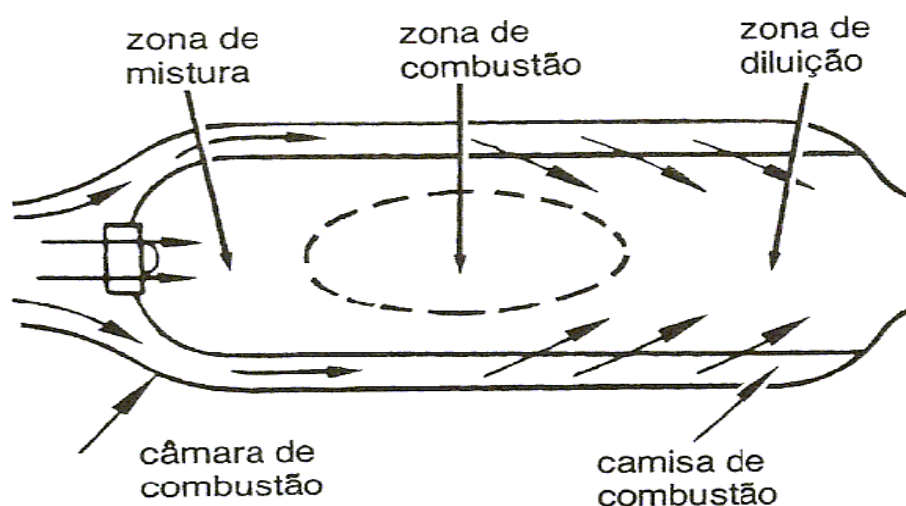
Para uma melhor noção: a razão de fluxo de ar para determinado fluxo de combustível total do motor, varia de motor para motor, a cerca de 40 a 80 partes de ar para cada uma parte de combustível, 40:1 a 80:1, em massa. Uma mistura ideal, que permita sua inflamabilidade, contém cerca de 15 partes de ar para cada uma parte de combustível 15:1 em massa.

É evidente, contudo, que a admissão fornece, para proporcionar a mistura, ar comprimido pelo compressor com massa elevada e, por conseguinte, todo o ar em excesso deve ser desviado dos injetores de combustível e introduzido na porção descendente para resfriar a câmara, misturar-se aos gases queimados, para diluir o calor concentrado, e distribuir a energia térmica uniformemente por todo o fluxo de ar, antes de chegar à turbina e ao motor.

A combustão deverá ser completa antes que o ar secundário, zona de diluição, entre na camisa, pois do contrário, a temperatura da câmara diminuirá, causando deficiência no aproveitamento da energia cinética pela turbina.

Outro fator preponderante no desempenho da câmara é o tocante à velocidade do ar admitido por ela, que não deve ser elevado, pois, do contrário, a chama teria problema para se manter acesa e se apagaria.

Figura 7 – Desempenho da câmara.



Fonte: Elementos de Máquinas Térmicas – Zulcy de solza.

Amplamente usadas em motores dotados de compressores centrífugos, as câmaras de combustão tipo caneca são dispostas em torno do eixo de acionamento do compressor/turbina, cada uma delas com seu injetor de combustível e suas

camisas próprias, interligadas por tubos, cuja finalidade é proporcionar, a todas, a mesma pressão de operação e, ainda, permitindo a propagação recíproca da chama a todas as câmaras, durante a partida dos motores, tendo em vista que, geralmente, só duas câmaras possuem vela de ignição para iniciar a combustão.

A câmara de combustão tipo caneca, apresenta muitas vantagens em relação às demais, pois, devido ao pequeno diâmetro de cada unidade, pode formar um conjunto de pouco peso, dotado de uma estrutura robusta. Sua aplicabilidade é excelente, tendo em vista que as unidades do conjunto podem ser removidas individualmente do motor para inspeção ou substituição, sem interferir com a instalação do motor.

As desvantagens são: o injetor de combustível deve ser localizado no centro da caneca, o que faz com que o ar de combustão tenha de vencer considerável distância no interior da caneca para alcançar o combustível, misturando-se a ele e produzindo a combustão. Além disso, se, por qualquer motivo, um dos injetores se tornarem defeituoso, ou se uma determinada câmara se apagar, os orientadores de entrada da turbina estarão sujeitos a diferenciais de temperatura, podendo provocar distorções das palhetas e dos orientadores, empenando-os.

A câmara de combustão do tipo anular, é empregada, geralmente, em alguns motores dotados de compressor axial. Consistindo de um sistema mais simples, compõe-se de uma carenagem circular, com quatro cilindros concêntricos dispostos em torno do eixo de acionamento do compressor/turbina.

Os cilindros formam, entre si, três passagens anulares. Essa construção é, algumas vezes, denominada crivo de combustão, porque a camisa é perfurada, apresentando essa aparência.

Esse tipo de câmara de combustão tem a vantagem de permitir melhor mistura do ar com o combustível, visto que ele é introduzido na extremidade anterior da camisa por uma série de injetores.

Outra qualidade desse tipo de câmara é a de ser capaz de usar todo o espaço disponível, resultando em maior tempo para o combustível e o ar se misturarem. A razão da área de superfície interna da câmara, para o volume de ar em passagem é ótima, assegurando máxima refrigeração dos gases à medida que a combustão se realiza.

A desvantagem é que essa câmara não pode ser desmontada sem que seja removido o motor.

A câmara de combustão canular, caneca - anular, consta de um arranjo, onde canecas individuais são dispostas lado a lado em uma câmara de característica anular. Sua estrutura é relativamente pequena em diâmetro, o que lhe assegura eficiente resistência a distorções, quando em operação, ficando exposta a elevadas temperaturas e pressões de trabalho.

Essa câmara de combustão apresenta as características de combinar as vantagens tanto das câmaras tipo caneca como da anular, de modo a eliminarem muitas das desvantagens inerentes a cada tipo independente.

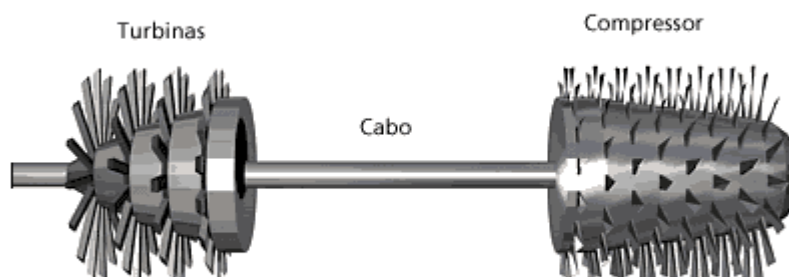
Uma carenagem de fácil remoção envolve todas as câmaras de combustão e permite um acesso razoavelmente fácil para inspeção.

Com essa disposição de câmara, obtém-se menor comprimento, sem que, no entanto, haja uma excessiva queda de pressão entre a descarga do compressor e a área da chama. A distribuição da energia calorífica é feita de maneira uniforme para a turbina, sem perigo de pontos quentes decorrentes da alta temperatura de trabalho, o que pode haver, em razão de uma eventual obstrução de determinado injetor.

3.2.3 Turbinas

As turbinas têm a finalidade de extrair energia cinética dos gases em expansão, que escoam da câmara de combustão, e transformá-la em energia mecânica, conseguindo potência para acionar o compressor, os acessórios. As turbinas a gás, empregadas em reatores, constituem o meio mais eficiente de aproveitamento da energia calorífica contida no gás. Tanto que a turbina, para desenvolver seu trabalho, necessita de três quartos, 75%, de energia cinética resultante da combustão da câmara.

Figura 8 – Estágio da turbina.



Fonte: <<http://airnavigation.blogspot.com.br/>>. Acesso em: 19 out. 2014.

As vantagens do emprego das turbinas em um motor, dentre outras, são as de portarem poucas peças móveis na sua constituição e, com isso, poucos pontos de apoio a serem lubrificados, funcionando melhor nas grandes velocidades; serem de dimensões não avantajadas e ainda, a possibilidade de operar com pouca vibração.

Destacam-se, como as principais desvantagens da utilização da turbina a gás em um motor, o relativamente demorado aproveitamento da energia calorífica para a partida e a tomada de potência também relativamente demorada, devido à variação lenta de velocidade, além do ineficiente aproveitamento, quando do funcionamento em baixas velocidades operacionais.

Nos motores de reação, direta ou mista, os tipos de turbinas utilizadas são de fluxo axial, constituídas pelos seguintes elementos básicos: o estator e o rotor.

O estator é constituído pelo conjunto formado por uma carreira de alhetas estacionárias (orientadores) dotados de perfil aerodinâmico. Essa seção estacionária consiste num plano de alhetas concêntricas com o eixo da turbina e dispostos em ângulo, de modo a formar uma série de pequenos bocais que ejetam os gases sobre as palhetas do rotor da turbina. Por esse motivo, o conjunto das alhetas estacionária é, muitas vezes, denominado tubeira, e as alhetas, em si, são denominadas orientadores da tubeira.

O rotor, também conhecido como disco da turbina, é uma espécie de constituição circular que tem preso um eixo ou dispõe de flanges para prendê-lo. Na periferia desse disco são instaladas as palhetas da turbina, que têm o perfil aerodinâmico, cuja constituição é diferenciada da forma das palhetas do compressor.

3.2.4 Dutos de admissão e descarga

O sistema de propulsão por turbinas a gás exige grandes massas de ar na admissão e descarrega igualmente grandes massas de gases, em decorrência, os dutos devem ter grandes diâmetros a fim de reduzir ao máximo as perdas por atrito fluido. Porém a bordo deve ser levado em consideração à exigüidade de espaço o que conflita com o requisito anterior. Este volume ocupado pelo duto por sua vez é um espaço vazio o que torna o peso alto do navio menor, melhorando a sua estabilidade, tendo em vista esse problema deve ser encontrada uma solução intermediária. Existem tipos de dutos utilizados em navios americanos, que absorvem inclusive o problema de nível de ruído das turbinas que normalmente é muito grande.

3.3 Tipos de turbinas

As turbinas dividem-se em três tipos distintos, compatíveis com a passagem formada entre as palhetas do estator e as do rotor para a passagem de gases.

3.3.1 Turbina de impulso

Na turbina de impulso, a passagem entre suas palhetas orientadoras é convergente, e a sua área de entrada é maior do que a de descarga, promovendo a aceleração dos gases que deixam o orientador, o que resulta em diminuição de temperatura e pressão. Os gases acelerados são dirigidos contra as palhetas do rotor e na passagem, através dessas palhetas, sofrerão mudança de direção, surgindo, nas palhetas, uma força de impulso dos gases acelerados contra as palhetas do rotor, que faz o rotor girar.

3.3.2 Turbina de reação

Na turbina de reação, a principal função do estator é orientar os gases que, ao atravessarem o espaço entre as turbinas, não são acelerados, passando num ângulo apropriado, apenas sofrendo mudança de direção, com o propósito de melhor chegarem às pás do rotor, onde são acelerados. A aceleração dos gases, através do rotor da turbina, origina uma força de reação que o movimenta.

3.3.3 Turbina de impulso-reação

Os motores a reação, empregam uma turbina que é usualmente uma combinação equilibrada dos dois tipos anteriores, sendo conhecida como turbina de impulso-reação.

A combinação entre os dois tipos de turbina, para a formação desta, é feita de maneira bem sucedida, de modo a projetarem-se as pontas das palhetas para o máximo de reação e as raízes das mesmas para impulso, misturando-as de modo que as devidas características sejam aproximadamente metade impulso e metade reação.

Essas turbinas, compatíveis com as características gerais dos motores e, até mesmo os tipos e empregos, podem ser de formação tipicamente de estágios simples ou múltiplos.

3.3.4 Refrigeração dos orientadores e das palhetas da turbina

Os orientadores e as palhetas de uma turbina trabalham expostos a temperaturas severamente altas, que, dependendo do motor, alcançam a ordem de 1094°C a 1260°C ou 2000 a 3000°F.

Atualmente, o emprego de tecnologia mais avançada de refrigeração, se faz através de estatores e palhetas perfuradas estrategicamente para passagem de ar em fluxo. A refrigeração pode ocorrer de três métodos, denominados: convecção, impacto e película de ar, os quais podem ser utilizados juntos ou até mesmo separadamente.

4 CONTROLE DAS TURBINAS A GÁS E SISTEMAS AUXILIARES

4.1 Controle da turbina a gás

A função do controle da turbina a gás é conciliar o fluxo de combustível em todas as evoluções como também controlar a rotação nos eixos e os níveis de temperatura através do sistema. Nas instalações navais o controle de potência mais que o controle da velocidade é o meio preferível. Em razão das flutuações de carga no propulsor, função do estado do mar, o controle da velocidade pode resultar em ciclos contínuos do gerador de gás e nunca do fluxo de combustível.

O controle da potência obtido por controle do combustível resulta em uma potência contínua do gerador de gás, permitindo a turbina de potência livre acompanhar as flutuações de potência quando requerido. Nestes casos um limitador ,controle de tope, com um desarme de sobre velocidade é adicionado ao regulador principal atuando quando a turbina de potência dispara em razão de perda de carga.

Como foi mencionado anteriormente, o controle de temperatura é muito importante uma vez que com uma pequena excursão na temperatura podemos ter avarias graves. Entretanto, a medida de temperaturas acima de 1200 F a altas rates de fluxo de gás, é um problema serio para os medidores. Os sensores de temperatura de pequenas dimensões e com sensibilidade necessária são extremamente frágeis, causando riscos de se desprenderem durante o funcionamento, sendo carregados pelos gases de encontro às partes rotativas onde causariam serias avarias. Por essa razão, os fabricantes não utilizam medições de temperatura na admissão das turbinas, medindo somente a temperatura de descarga para o propósito de controle. Este método geralmente permite uma informação satisfatória uma vez que as razões de temperatura através da turbina são essencialmente constantes e a mudança na temperatura da admissão. Entretanto, as turbinas de eixos separados como a LM – 2500, frequentemente partem de uma razão de temperaturas constantes a condições do projeto, sendo então necessárias correções à temperatura dos gases, ou a temperatura de descarga da turbina do gerador de gás (GG), turbina de alta(TAG), deve ser medida para proporcionar informações para o controle.

O controle da temperatura é usado com o fim de proteger a turbina contra sobre temperatura e/ou como modular de controle. Para controle de sobre

temperatura, o sinal vindo do sensor atua uma chave no circuito de controle e desarma o sistema.

Para controle modulado, o sinal do sensor é amplificado eletronicamente e fornecido ao controle que modula o fluxo de combustível.

4.1.1 Controle e medição do combustível

Todo regulador de velocidade, modulador de potência ou temperatura, deve atuar no fluxo de combustível através de um complicado sistema de controle de combustível. Em adição a operação normal, o controle do combustível deve regular as rates de combustível durante a partida, as acelerações e desacelerações rápidas, a fim de prevenir altas temperaturas e a saída de chamas da câmara de combustão *flameout*.

O combustível é fornecido ao combustor a pressões positivas, aquecido caso necessário para manter a viscosidade apropriada. Combustível contaminado é a causa da maior parte dos problemas no sistema, uma vez que todas as partes do sistema estão sujeitas os entupimentos e restrições em razão de material estranho misturado no combustível. Por isso o combustível deve ser constantemente filtrado e centrifugado a fim de remover a água e outros contaminastes do combustível.

A bomba de combustível principal é usualmente do tipo de engrenagem de acionamento pelo eixo da própria turbina. A pressão de descarga chega a atingir 900 PSI em plena carga. A medição acurada e a distribuição contínua nos bicos expansores são requisitos de difícil consecução que o sistema obrigatoriamente deve proporcionar.

4.1.2 Sistema de combustível e governo de velocidade

O sistema controla a velocidade da turbina de potência através de regulação do combustível e da potência de saída do gerador de gás, regulador e limitador da turbina de potência.

A potência utilizável é controlada por ajuste da velocidade do gerador de gás ao nível de carga desejada. A velocidade da turbina de potência ajustar-se-á automaticamente ao equilíbrio com a carga e as características do propulsor. Se a velocidade da turbina de potência exceder 103% de um nível pré-estabelecido, o

limitador da turbina atua colocando o sinal de informação de pressão da descarga do compressor no sistema de controle de combustível que atua reduzindo o fluxo de combustível ao gerador de gás, reduzindo a potência da turbina ao limite aceitável.

4.1.3 *Operação a ré*

No caso de necessidade de se dar marcha a trás, sendo a turbina a gás uma máquina unidirecional é:

- a) Transmissão por turbo - alimentador;
- b) Emprego do acoplamento hidráulico para a turbina de marcha à ré; e
- c) Emprego de hélices de pás reversíveis.

4.1.4 *Operação em baixas velocidades*

Em sistemas do tipo gás-gás existe uma velocidade mínima operacional de saída na turbina de potência e para velocidades menores que as dadas por essa velocidade mínima é usado o recurso de colocar-se o HPC em passo de baixa eficiência do propulsor mantendo o navio então em velocidade menor que a velocidade do navio para o passo normal. Quando a velocidade do navio aumenta acima da menor velocidade com o passo normal o HPC atua como um hélice de passo fixo e a velocidade da máquina é aumentada até atingir a potência máxima no eixo.

4.1.5 *Transientes em operação*

Com o propósito de controlar a máquina nas várias condições desde a marcha lenta a potência máxima, o sistema de combustível programado para prover independente do controle do regulador corretas de combustível para partida, acelerações e desacelerações operar afastando-se do perigo do stall, de altas temperaturas na entrada da turbina, e, saída de chamas da câmara de combustão.

4.1.6 Controle da temperatura

A temperatura dos gases na entrada da turbina de potência é medida por um sensor do tipo termopar, *termocouple*, consistindo de onze unidades de cromo alumel que convertem a informação em sinais elétricos com voltagem proporcional à temperatura dos gases. Esta informação é transmitida ao painel de controle e prove o sinal de acionamento para o controle de sobre temperatura.

Desarme de sobre velocidade, o sistema de parada é obtido pelo corte do combustível de modo a proteger a turbina de potência. Este desarme atua em menos de 0.5 segundos e a turbina de potência não pode exceder 110% da velocidade máxima.

4.2 Sistema de controle local

Um sistema de controle local é proporcionado no próprio modulo juntamente com painel de instrumentos com fim de funcionamento para manutenção, ou no caso de avarias no sistema de controle remoto. Este sistema permite controle total e monitoração das partidas, operação e parada em conjunção com os sistemas que se seguem:

Partida, controle manual do ar de partida além do controle do combustível e ignitores são possíveis no painel local.

Controle da garganta, onde controle é obtido por um volante que operado atua em um trem de engrenagens que movimentam um came, o qual controla a pressão de ar de uma válvula controladora do sistema de combustível. O volante é normalmente desengrazado, mas ao ser apertado, contraria uma mola e engraza em um sistema de embreagem o qual automaticamente desconecta o sistema de controle elétrico que transmitia os comandos de estações remotas.

Um indicador ligado diretamente por cabo ao volante permite ao operador controlar a garganta.

Desarme o modulo uma alavanca adjacente ao indicador de posição da garganta será acionada pelo indicador, o desarme de alta pressão do combustível, interrompendo o fluxo de combustível para os injetores.

Painel de controle, esta montado sobre bases amortecedoras sobre a carcaça da turbina de potência e possui todos os instrumentos necessários ao controle do modulo durante a operação.

4.3 Sistema de partida

O sistema de ar de partida consiste principalmente de um motor pneumático, cilindro de injeção de combustível e válvulas solenóides de combustível para partida. Quando a chave de operação é colocada na posição ON o motor pneumático de partida aciona o compressor de alta a 1200 RPM. A injeção do combustível de partida em conjunto com os ignitores das câmaras de combustão acende o gerador de gás. Quando o compressor de baixa atinge a rotação auto-sustentada que é de 1800 RPM, um sistema centrifugo fecha os circuitos de partida.

4.4 Sistema de controle de combustível

As principais funções do sistema de combustível são:

- a) Suprir combustível aos queimadores para partida do gerador de gás. Um sistema auxiliar de injeção de combustível supre de combustível os combustores logo após a partida;
- b) Fornecer combustível ao GG em rate e temperatura adequadas à faixa de funcionamento do GG. O controle de potência de saída do gerador de gás é obtido pelo controle de debito de duas bombas dependentes que liberam o combustível através da válvula de corte por alta pressão (HPSOC), da válvula de pressurização e bloco de distribuição, aos oito queimadores que se projetam nas câmaras individuais; e
- c) Cortar o sistema de fornecimento de combustível em emergências e em paradas normais.

4.5 Instrumentação

A instrumentação do modulo compreende todos os transmissores, chaves e instrumentos necessários à monitoração do GG e da turbina em posição local

durante a partida, o funcionamento e a parada. Instrumentação adicional tanto para remoto quanto para local pode ser fornecida opcionalmente.

A partida da TAG é normalmente controlada por interloques que evitam o complemento da partida caso haja algum problema, ou falha de equipamento associado.

A instrumentação fornece avisos de condições de funcionamento incorreto que devem ser corrigidas a fim de prevenir ocorrências mais serias, e possui alarmes que indicam condições que necessitam imediata atenção.

4.6 Sistema de ventilação natural

O ar de resfriamento da parte interna da câmara é suprido normalmente por meio natural dispensando o uso de ventiladores ou bombas através dos dutos de admissão e tubulação interna da câmara. O movimento do ar é conseguido pela conexão da câmara com a voluta de descarga, e a utilização da área de depressão para arrastar o ar através da câmara. Peças adicionais do sistema são:

A blindagem flexível ao calor envolve a saída aquecida e o duto inter-turbinas e que localiza o aquecimento do ar de ventilação.

Corta-chamas é colocada no duto de descarga da ventilação e sua função é manter a segurança no caso de ocorrência de uma atmosfera inflamável no interior da câmara.

Flaps de fechamento da admissão e descarga, caso haja incêndio estes se fecham automaticamente quando o sistema de extinção de incêndio entra em funcionamento.

4.7 Sistema de detecção e extinção de incêndio

Um sistema de redes é montado no modulo com o fim de distribuir o bromo cloro difluormetano (BCF), agente extintor, na câmara acústica e no controle de velocidade da turbina de potência. Este agente é armazenado em três ampolas interconectadas. As ampolas ficam colocadas fora da câmara próximo da porta de estanque e janelas de inspeção.

O sistema de detecção emprega sensores convenientemente dispostos que ao operarem atuam alarmes visuais e audíveis no painel de controle local, no CCM e

no passadiço. O sistema de distribuição pode ser operado manualmente por uma alavanca no local, ou eletricamente por controle a distancia. Quando em operação a pressão do sistema de atuação (pressão do BCF) fecha automaticamente os flaps do sistema de ventilação e um indicador visual avisa que o sistema entrou em funcionamento.

O isolamento elétrico e mecânico do sistema é obtido por uso de uma chave rotativa, ao girá-la:

- a) Mecanicamente são abertos os contatos elétricos desalimentado o modulo;
- b) Impedi o acionamento manual da alavanca pela inserção de um came entre a alavanca e o seu esbarro; e
- c) Opera a chave rotativa emitindo um sinal indicativo de sistema isolado.

4.8 Sistema de lavagem e inibição

Para manter o desempenho e minimizar a corrosão das palhetas causadas pelos depósitos de sal e contaminantes atmosféricos, as palhetas devem ser regularmente lavadas com água e/ou solventes injetados através dos sprays em anel localizados no anel de admissão. Caso a turbina tenha previsão de um longo tempo parada após a lavagem é aplicado um agente inibidor da corrosão. Os tanques de solvente e inibidor estão localizados na câmara de admissão de ar, e a injeção é obtida por ar a baixa pressão.

4.9 Sistema de filtragem do ar de admissão e sistema de descarga

O sistema de filtragem do ar de admissão é componente essencial para o funcionamento dos sistemas navais. É importante que todo ar admitido seja isento de água e sal e, portanto o sistema de filtragem deve ser de alta eficiência, o sistema comentado aqui foi projetado pela própria *Rolls-Royce* (RR). Cada instalação compreende um ou mais módulos de filtros colocados na extremidade superior do duto de admissão, o número e o tamanho dos módulos, painéis, depende da necessidade do projeto. Cada módulo contem três estágios de filtragem, e, cada estágio contem sua rede de dreno própria. Os estágios devem propiciar acesso aos elementos de filtragem para remoção do sal, podendo ser incorporado um sistema fixo de lavagem opcionalmente.

Os gases de descarga da turbina devem sofrer uma deflexão de aproximadamente 90° na voluta de descarga e deixar o módulo via a unidade de expressão projetada para compensar a dilatação do sistema de descarga. Os gases normalmente passam por um difusor que tem por objetivo reduzir a velocidade dos gases sem extinguir a corrente de ar de resfriamento da câmara, passam também por um duto silenciador chegando à descarga projetada para obtenção da velocidade ótima da descarga dos gases.

5 PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO

Uma turbina de combustão interna é a que utiliza como fluido operante um gás em lugar de um vapor condensável como na turbina a vapor ou um líquido como na turbina hidráulica. Uma turbina pode utilizar gás de qualquer fonte, em estado quente ou frio, onde ele existe em quantidade própria e pressão suficiente para tornar rentável uma instalação.

Contudo, o maior interesse técnico reside na utilização de turbinas a gás produzindo energia pela queima de combustível, tal como nos motores. Estes tipos de turbinas devem produzir o próprio gás que atua nela, gás que poderá ser ar atmosférico, comprimido e aquecido pela queima do combustível, passando através da turbina e evacuando finalmente para a atmosfera, ciclo aberto; também poderá ser ar ou outro gás qualquer num ciclo fechado, e neste caso deve acrescentar-se ao ciclo uma operação de arrefecimento do gás para regressar à temperatura inicial.

O excedente da potência desenvolvida na turbina acima do necessário para acionar o compressor de ar, representando somente uma pequena fração do total, é o trabalho útil fornecido pela instalação.

Com efeito, o compressor de ar chega a consumir 65 a 75% de toda a energia produzida pela turbina de combustão.

5.1 Tipos de turbinas de combustão interna, sua estrutura genérica e funcionamento

Quanto ao ciclo de funcionamento das turbinas de combustão interna, estes podem ser:

- a) de ciclo aberto ou de pressão constante;
- b) de ciclo fechado ou de volume constante.

Constroem-se dois tipos diferentes de instalações de turbinas de combustão interna, de ciclo aberto a saber:

- a) de compressor rotativo, em que a compressão do ar é feita num compressor rotativo seguido de seu aquecimento a pressão constante, feito pela queima de combustível, e expansão subsequente numa turbina (Brow Boveri);

b) de compressor de ar alternativo (ou gerador de gás de êmbolos livres), em que a compressão do ar é feita num compressor alternativo seguida do aquecimento desse ar feito pela queima de combustível a pressão constante, com expansão parcial no cilindro de um motor Diesel e expansão final completa uma turbina, Pescara.

O primeiro método é o mais antigo na concepção e o mais utilizado na maioria das instalações atuais.

No segundo método, obteve notável êxito o uso do “motor de êmbolos livres”, também chamado gerador de êmbolos livres, concepção de Pescara. Desde 1939 que na França estão a funcionar com sucesso algumas instalações desse tipo.

No nosso país existe há alguns anos uma instalação com esse método, empregada como aparelho propulsor do navio de carga *Corvo*.

5.1.1 Turbina de combustão interna de ciclo aberto, simples

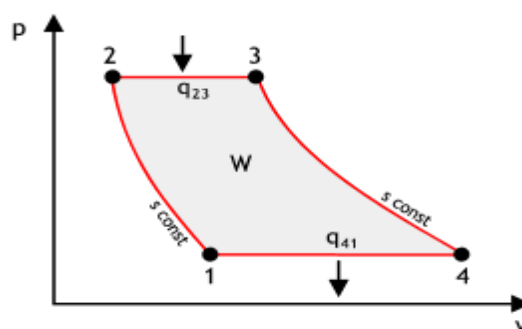
Esta turbina que é a mais simples de todas as turbinas de combustão compõe-se dos seguintes órgãos:

- a) câmara de combustão;
- b) Turbina; e
- c) Compressor de ar comburentes, rotativo.

Analogamente ao diagrama do indicador e ao diagrama de Clapeyron (P,V) para os motores, costuma-se representar o ciclo de funcionamento de uma turbina de combustão interna no seu caso mais simples, a pressão constante, sendo na América designada por ciclo Brayton e na Inglaterra por ciclo Joule. Este ciclo, sem considerar o recurso a qualquer dispositivo para melhorar o rendimento, com aquecedores de ar, e arrefecedores de ar intermédios, apenas permite obter um rendimento moderado quando se utilizam temperaturas práticas, mas serve como base para considerações preliminares. O diagrama é o mesmo quer para circuitos abertos ou fechados.

No ciclo ideal representado a linha cheia, a curva 1-2 representa uma compressão adiabática, sem trocas de calor, no compressor.

Figura 9 – Ciclo Aberto.



Fonte: <<http://airnavigation.blogspot.com.br/>>. Acesso em: 19 out. 2014.

A linha 2-3 representa aquecimento à pressão constante, seja por queimar combustível no ar, câmara de combustão, ou pela passagem do gás sobre a superfície de um aquecedor. A curva 3-4 representa uma expansão adiabática na turbina. A linha horizontal 4-1 representa a rejeição do calor da evacuação para a atmosfera no ciclo aberto, ou arrefecimento a pressão constante no ciclo fechado. A área do diagrama indicador 1234 é o trabalho útil debitado no caso real.

Na prática, a compressão segue outra curva 1-2. Isto é devido ao mau rendimento do andar do compressor que leva o gás a ficar mais quente gradualmente com maior volume do que numa compressão adiabática.

O trabalho absorvido é igualmente maior pelo grau de ineficiência do compressor.

Analogamente, da ineficiência das células na turbina resulta que em cada andar só é aproveitado uma parte do trabalho disponível, de modo que o volume aumenta e a expansão segue a linha tracejada 3- 4.

Com os motores é possível saber o volume exato dos gases em qualquer altura, visto que se pode medir diretamente a partir da posição do êmbolo.

A turbina de combustão, porém, não permite que se tire diretamente um diagrama, dado que a combustão tem lugar continuamente no ciclo e não há nenhum método expedido de verificar o volume de um quilograma de gás em qualquer ponto do percurso. Detalhes de funcionamento, equivalentes aos que se obtêm com os diagramas reais para análise do comportamento dos motores, só podem ser deduzidos a partir de medidas relativamente estáveis de pressão e de temperatura em vários pontos fixos do ciclo.

Analisamos as seguintes modificações, que se podem introduzir nas turbinas de combustão interna de ciclo aberto, simples, a fim de melhorar o seu rendimento:

- a) Montagem de aquecedores de ar ou recuperadores;
- b) Montagem de arrefecedores de ar, intermédios;
- c) Montagem de reaquecedores; e
- d) Subdivisão de uma instalação de turbinas de combustão.

Partindo do ciclo simples da turbina de combustão interna e juntando-lhe um aquecedor de ar, o ar comprimido pelo compressor pode receber quantidade apreciável de calor dos gases de evacuação da turbina, diminuindo assim a quantidade de calor a ser-lhe fornecida na câmara de combustão.

Economia bastante apreciável pode obter-se com a inclusão de um bom aquecedor de ar, que pode reduzir o consumo de combustível em cerca de 35%.

Esta economia será, evidentemente, conseguida à custa de aumentos respectivamente do preço inicial e do peso e tamanho da instalação. Em algumas instalações, estas desvantagens, juntamente com o custo da manutenção do aquecedor de ar, podem ser relativamente importantes.

A turbina de combustão interna, de ciclo aberto, equipada com aquecedor de ar, é constituída pelos seguintes órgãos:

- a) Câmara de combustão;
- b) Turbinas;
- c) Compressor de ar comburentes (rotativo); e
- d) Aquecedor de ar comburentes.

Constituindo uma instalação motriz cujo funcionamento, em linhas gerais, se pode resumir desta maneira: lançando o motor de arranque, elétrico, pneumático, ou a vapor, põe-se em movimento o compressor de ar o qual arrasta simultaneamente a turbina, e, a partir de determinada velocidade, o débito e pressão do ar são tais que já é possível inflamar o combustível por meio de uma faísca produzida numa vela e iniciar-se o funcionamento normal pela ação dos gases resultantes que se expandem ao longo da turbina.

Aumenta-se progressivamente o débito do combustível e, atingindo cerca de 1/3 do número de RPM normal, o motor de arranque desliga-se automaticamente.

Na passagem para a atmosfera, os gases evacuados da turbina atravessam exteriormente o feixe tubular do aquecedor de ar e elevam, à custa da energia

calorífica que contém a temperatura do ar comburente que está sendo enviado para a câmara de combustão.

À entrada desta, esse ar é dividido em duas partes: uma utilizada na combustão e outra no abaixamento da temperatura dos gases resultantes, com os quais se mistura antes que entre na turbina, ar moderador.

Se o trabalho de compressão do ar, numa instalação de turbinas, for dividido em duas fases, BP e AP, a inclusão de um arrefecedor de ar intermédio, entre as duas fases, será vantajosa tanto para a potência como também para o rendimento da instalação.

No arrefecedor, o ar é obrigado a passar em torno dos tubos circulados por água fria. O grau de arrefecimento varia com as circunstâncias, mas como o ideal a atingir, o ar será trazido à sua temperatura da entrada em BP. A esta temperatura mais baixa, o ar ocupa menos volume e necessita menos trabalho para uma nova compressão na fase de AP. A redução de trabalho consumido no compressor permite, naturalmente, uma maior fração de trabalho útil, o que equivale a dizer que a mesma instalação nos fornece mais potência.

O arrefecimento intermédio do ar pode ser efetuado de uma só vez, caso em que a compressão será dividida em três ou mais fases, todas elas com arrefecedores intermédios. O arrefecimento intermédio do ar é um expediente barato e simples; contudo, não pode ser usado em situações onde não haja água fria disponível, caso das locomotivas.

Se uma instalação dispuser de duas turbinas: uma de alta pressão(AP) e outra de baixa pressão(BP) poder-se-á então montar uma segunda câmara de combustão entre a evacuação da turbina de AP e a admissão da de BP.

Pela queima de mais combustível nessa segunda câmara, a temperatura do gás à entrada da turbina de BP pode ser aumentada para cerca da mesma temperatura que tinha à entrada da de AP. Por este processo, o conjunto das turbinas poderá produzir uma potência maior sem se ultrapassar a original temperatura máxima, em qualquer ponto.

O reaquecimento melhora o rendimento térmico, porque o ganho em potência útil é superior em proporção, ao acréscimo no consumo de combustível.

Entre os inconvenientes, pode citar-se a dificuldade de projetar a nova câmara de combustão, a qual vai funcionar com um ar já viciado e ser “arrefecida” por ar a temperatura extremamente alta. As mais elevadas temperaturas da turbina

de BP tornam o seu desenho mais difícil e envolvem problemas de esforços térmicos inexistentes nas turbinas sem reaquecimento.

Além disso, o uso do reaquecimento traz ainda, por vezes, complicações adicionais no campo da regulação da turbina.

Para muitas aplicações é possível obter benefício considerável fazendo uma subdivisão nas fases de funcionamento de uma instalação de turbinas de combustão interna.

Assim, a turbina foi substituída por duas turbinas, não para fins de reaquecimento, mas sim, para que o compressor possa ser acionado por uma delas, ficando a outra reservada à produção de potência utilizável.

Desta forma a velocidade do compressor pode ser independente da velocidade da turbina livre, o que traz grande vantagem.

Um ciclo deste tipo, seria indicado para grandes centrais onde, em virtude da circulação de grandes volumes de ar à pressão atmosférica, é muito conveniente ter uma unidade independente de BP que possa trabalhar a velocidade baixa, própria para as suas grandes dimensões. A separação da unidade de AP permite-lhe ser projetada para maior velocidade que a do alternador, melhorando desse modo as proporções das pás de alta pressão e ao mesmo tempo reduzindo o tamanho de todas as partes expostas à temperatura máxima dos gases.

5.1.2 Turbinas de ciclo aberto, acionadas pelos gases produzidos num motor de êmbolos livres

O motor de êmbolos livres ou gerador de gás de êmbolos livres é usado nas instalações de turbinas a gás, substituindo os compressores de ar e as câmaras de combustão da turbina, concepção de Pescara.

Se eliminarmos a câmara de combustão das turbinas do tipo de circuito aberto e estabelecermos a ligação de admissão da turbina com evacuação dos gases de um motor Diesel de êmbolos livres, gases que, por já haverem realizado trabalho, se encontram as mais baixas temperaturas, torna-se possível encarar o emprego de materiais menos dispendiosos na construção das turbinas.

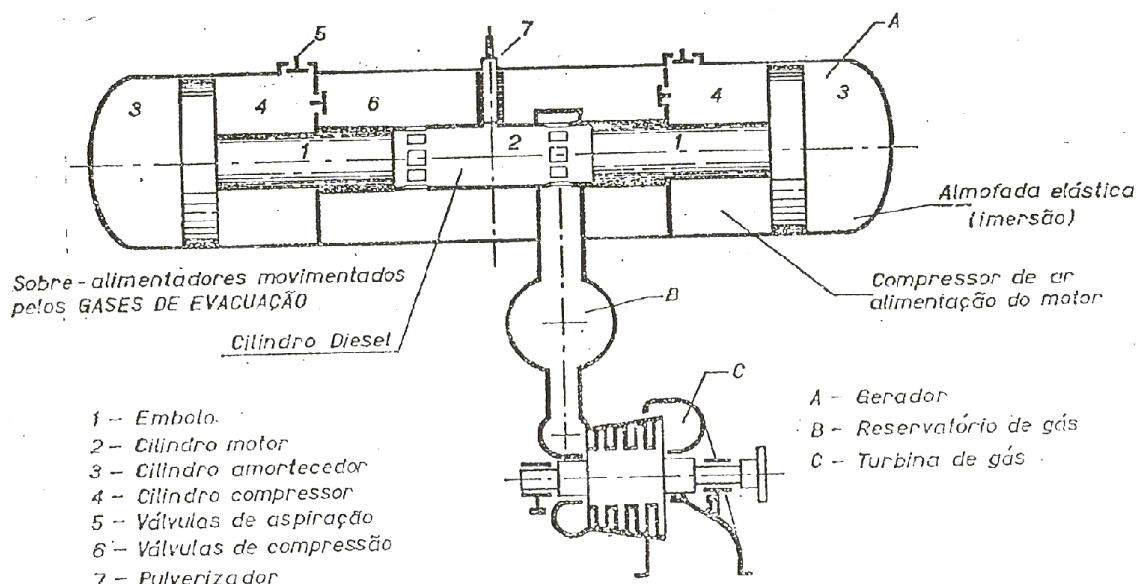
Além disso, com todo o trabalho destes utilizadores é exclusivamente movimentar o operador, podem eles ser dimensionados só nesse sentido, do que resulta notável redução de peso e espaço.

Do ponto de vista da finalidade, os motores de êmbolos livres destinam-se a:

- a) compressores de ar; e
- b) geradores de gás.

E da sua estrutura, pode fazer-se ideia pela figura:

Figura 10 - Esquema do ciclo aberto.



Fonte: Elementos de Máquinas Térmicas – Zulcy de solza.

Trata-se como se vê, de um motor Diesel de 2 tempos, com um só cilindro de êmbolos opostos, à parte exterior de cada um dos quais está solidamente fixado outro êmbolo de maior diâmetro pertencente ao cilindro de ar. Os grupos de cada dois êmbolos de um e outro lado são isentos de ligação entre si – a não ser as necessárias para sincronização de movimento – nem transmitem movimento a outros órgãos.

A energia precisa para realizar o passeio dos topos para o centro é fornecida pelo ar comprimido nas câmaras respectivas, as quais podem considerar

equivalentes a amortecedores pneumáticos que impedem o choque dos êmbolos contra as tampas.

A região de compressão de ar fica logo a seguir aos respectivos êmbolos no sentido central na face oposta e fornece o ar de lavagem e de sobre alimentação. Por seu turno, os gases evacuados vão acionar a turbina motriz.

Os geradores de êmbolos livres podem variar, em largas proporções, não só a produção desses gases como igualmente a sua pressão e temperatura, circunstância que torna normalmente dispensável registro de passagem entre o motor e a turbina, tudo se limitando a variar o débito de combustível para o pulverizar de acordo com a potência desejada.

Todavia, como mesmo em regime mínimo o gerador debita certo volume de gás, há necessidade de dispositivo adequado que realize a paragem, o arranque e os regimes de funcionamento lento das turbinas.

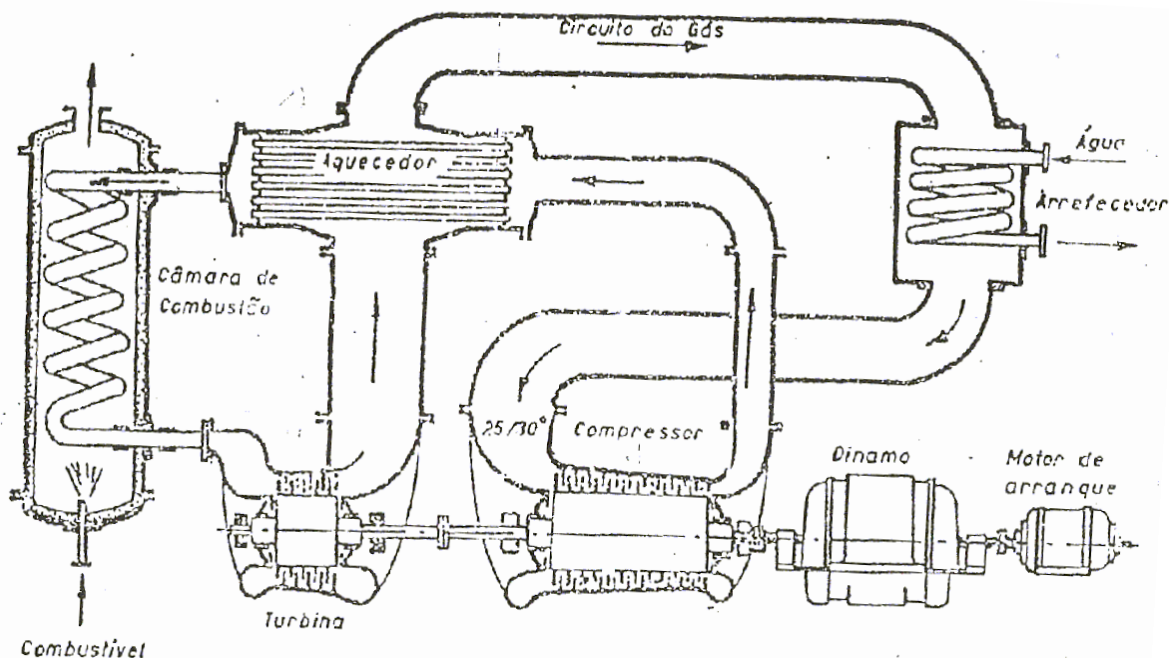
Quando se trata de aparelho motor marítimo com marcha à ré integrada no rotador, isto é, com turbina de marcha à ré, recorre-se a válvulas de 3 vias acionada por servo-motor privativo, a qual permite encaminhar os gases para uma ou outra das marchas e ainda, alimentando simultaneamente e em proporções convenientes essa mesma marcha, obter regimes muito lentos em qualquer dos sentidos e até mesmo a paragem da turbina.

No caso de grupos eletrogêneos, uma válvula de evacuação para a atmosfera proporciona a redução gradual, até zero, da passagem de gás para a turbina.

5.1.3 Turbinas de combustão interna de ciclo fechado

Por ciclo fechado entende-se aquele em que o mesmo ar (ou outro gás) é usado continuamente. Isto é possível fazendo com que a combustão tenha lugar com uma fonte de ar externa ao ciclo, efetuando-se a transferência do calor para o fluido motor na câmara de combustão, designada algumas vezes por caldeiras de ar. Para trazer o ar da evacuação da turbina a uma temperatura adequada à nova utilização no compressor, faz-se passar esse ar num arrefecedor de ar, semelhante em construção a um arrefecedor intermédio, antes de entrar novamente no compressor de ar.

Figura 11 – Esquema do ciclo fechado



Fonte: Elementos de Máquinas Térmicas – Zulcy de solza.

Uma turbina de ciclo fechado não necessita ter o ar como fluido motor, pois pode usar outros gases. Para turbinas a gás trabalhando em conjunto com pilhas atômicas tem sido sugerido que o hélio seria o fluido motor mais apropriado, porque parece ser relativamente imune à radioatividade.

Em muitos ciclos fechados reais, o fluido motor tem sido o ar comprimido, em comparação com o ar atmosférico, apresenta vantagem de um maior peso específico e melhores propriedades de transferência de calor, isto é, melhor coeficiente de condutibilidade térmica. Contudo, na prática, as vantagens do ciclo fechado têm em contra partida a necessidade de uma boa fonte abastecedora de água fria, e naturais limitações de temperatura, associadas com o emprego de uma caldeira a ar. As suas características satisfazem com a construção de ciclos complicados com vários andares de arrefecimento intermédio e de reaquecimento, permutadores de elevado rendimento térmico, etc., mas na falta destes dispositivos o ciclo fechado tem menor rendimento que o ciclo aberto.

Uma instalação de turbinas de ciclo fechado é acrescida, em relação a uma de ciclo aberto de um arrefecedor de ar e a câmara de combustão modificada.

O fluido evolucionante é também um gás, o qual percorre um circuito constituído por:

- a) Compressor de ar;
- b) Aquecedor de ar (interiores aos tubos);
- c) Câmara de combustão (interior da serpentina);
- d) Turbina
- e) Aquecedor de ar (exteriormente aos tubos); e
- f) Arrefecedores de ar (exteriormente à serpentina de circulação de água).

No qual, uma vez a instalação em serviço normal, decorrem as seguintes fases:

- a) Aspiração do gás que baixou de temperatura no arrefecedor;
- b) Compressão através do feixe tubular do aquecedor;
- c) Elevação da temperatura na serpentina da câmara de combustão, a cerca de 650°C;
- d) Expansão ao longo da turbina;
- e) Evacuação ainda a temperatura elevada e passagem pela superfície exterior do aquecedor onde desempenha o papel de agente calorífico; e
- f) Passagem pelo arrefecedor de ar, circulado por água do mar, e reentrada no compressor a temperatura tal que não perturba o seu rendimento.

Como se vê, o gás encontra-se encerrado num circuito fechado de volume constante, razão porque este sistema se designa também de “volume constante”.

A energia calorífica necessária a qualquer dos tipos de turbinas referidos é obtida, pois, queimando combustível, tal como se de uma caldeira se tratasse, e a sua transformação em trabalho, deixando que os gases resultantes se expandam na turbina ou aqueçam o fluido intermédio que realiza então o trabalho mecânico.

Em qualquer dos casos, a turbina de gás tem de fornecer não só a potência efetiva que diz respeito ao operador mais ainda um excedente muito mais vultoso necessário ao funcionamento do compressor de ar e representando, aproximadamente, 60 a 70% da potência total.

Por outro lado, como para melhorar o rendimento do ciclo evolutivo há que aumentar a temperatura do fluido motor, as primeiras fiadas de palhetas estão

submetidas a “tormento térmico” de considerável magnitude, do qual resultam dificuldades tecnológicas de construção.

Da comparação das duas realizações ressalta, naturalmente, que a estrutura da instalação baseada no princípio de circuito aberto é mais simples do que a correspondente ao ciclo fechado. Por outro lado, também, o fato do combustível ser diretamente queimado no fluido evolutivo confere-lhe melhor rendimento térmico, pois há que ter em conta certa perda correspondente à transmissão calorífica através da parede da serpentina.

A variação da potência efetiva da turbina de circuito aberto faz-se, simplesmente, pela variação da atividade da combustão na respectiva câmara, enquanto que na de ciclo fechado é preciso alterar-se correspondentemente a pressão no circuito de gás, o que se consegue variando o peso do fluido que nele circula. Para aumentar a potência, fornece quantidade adicional por meio de compressor auxiliar; para reduzir, há que baixar a pressão e descarrega-se o circuito na proporção devida.

Em qualquer dos casos, desnecessário é dizer, a combustão tem que ser ajustada às novas necessidades.

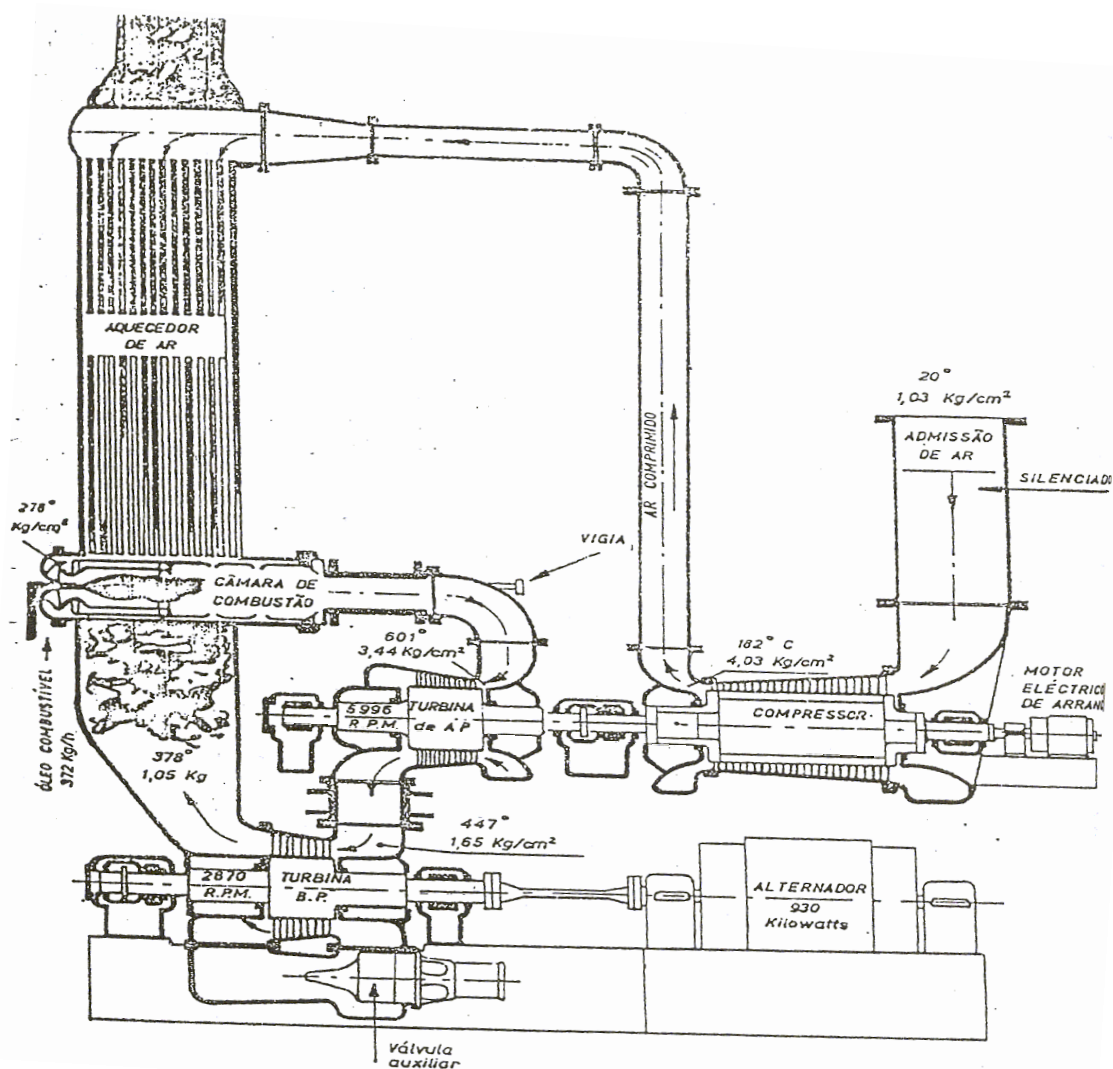
6 REALIZAÇÕES

6.1 Turbina de combustão interna de circuito aberto e câmara de combustão

6.1.1 Marinha Mercante

a) Petroleiro Auris – A primeira aplicação pratica deste tipo de turbina num navio Mercante, foi no Auris, petroleiro da Shell Oil Company.

Figura 12 – Esquema de circuito aberto e câmara de combustão.



Fonte: Elementos de Máquinas Térmicas – Zulcy de solza.

Originalmente o motor desta unidade era constituído por quatro grupos Diesel-Elétrico de 1100 CVE cada, mas, em 1951, substituiu-se um dos motores Diesel por turbinas de combustão interna de circuito aberto de 1200 CVE, construídas pela British-Thompson-Houston, as quais, acionando um alternador de 930 KW, contribuíam com a sua cota parte para a energia total necessária à propulsão.

Conforme mostra a figura, a nova instalação compreendia duas turbinas em série – A.Pe B.Pcabendo a primeira a função de acionar o compressor e a segunda a de movimentar o gerador elétrico.

As várias fases do funcionamento transparecem claramente, devendo observar-se, apenas, que a temperatura de 601°C à entrada da turbina de alta pressão é resultante da mistura dos gases da combustão com o ar moderador, pois a temperatura dos primeiros anda a volta de 1650°C. O rendimento térmico era apenas 22% e o consumo de combustível 0,300 kg/CVh.

Durante o espaço de tempo em que este grupo esteve ao serviço, utilizando por vezes óleo Diesel, outras, Nafta e alguns combustíveis liquido residual, registraram-se certas deficiências e avarias, havendo necessidade de abrir seis vezes as turbinas para realizar trabalhos, os quais, aliás, nunca levaram mais de sete dias.

Essas deficiências foram principalmente:

- a) Dificuldades de ordem mecânica;
- b) Diminuição no rendimento proveniente da acumulação de depósito no compressor de ar e na turbina de alta pressão, no início do 5º ano de serviço;
- c) Corrosão apreciável das quatro primeiras fiadas das pás da turbina de alta pressão – motivada pela elevada percentagem do Pentóxido de Vanádio e de sulfato de sódio que o combustível continha – as quais houve que substituir; e
- d) Aparecimento de fendas consideráveis nos tijolos do revestimento refratário da câmara de combustão, circunstância que obrigou a substituí-los, principalmente com receio de que alguns fragmentos fossem arrastados pela corrente dos gases e avariassem as pás das turbinas.

Em 1956 é dado que, apesar de tudo, o balanço dos resultados se considerava satisfatório, foi resolvido substituir todo o aparelho motor por um único grupo de turbinas de combustão de circuito aberto de 5500 CVE.

Este grupo é constituído agora por dois compressores em série, alta pressão e baixa pressão com arrefecimento intermédio, uma câmara de combustão vertical, duas turbinas de reação, A.Pe B.Pesta ultima acionando o propulsor e um aquecedor de ar.

A fim de aproveitar a energia calorífica que ainda se contém nos gases da evacuação depois de atravessarem o aquecedor, existe uma caldeira recuperativa que fornece vapor às máquinas auxiliares.

O rendimento térmico total deste novo conjunto motor situa-se agora em 27,2% enquanto que o primitivo era apenas de 22%, conforme se disse. A instalação não dispõe de turbinas de marcha à ré, cuja presença é sempre motivo de complicação e prejuízo de rendimento, compreendendo por isso um inversor de marcha PAMETRADA.

Para evitar a formação do pentóxido de vanádio e sulfato de sódio, causadores das obstruções dos canais das pás das turbinas como já se apontou, adotaram-se precauções especiais a respeito do uso de combustíveis residuais, tratando-os antecipadamente com aditivos convenientes. No entanto, a despesa suplementar resultante desta necessidade e da eliminação dos depósitos na turbina que apesar de tudo ainda se formam; não vai além de 1% dos gastos normais.

O arranque é efetuado por turbina de vapor de 170CVE que gira a 13000 RPM e transmite o seu movimento por meio de redutor adequado. O vapor é gerado em caldeiras cilíndrica auxiliar.

O aparelho motor do navio John Sergeant, marca outro passo importante no emprego das turbinas de combustão na marinha mercante.

Trata-se de uma unidade da marinha americana, pertencente a um grupo de 4 navios LIBERTY, cujas instalações propulsoras, inicialmente constituídas por máquinas a vapor alternativas, se pretendia comparar com máquinas de outro tipo a fim de melhorar as características operativas. Os aparelhos motores selecionados foram, a turbina de vapor, os motores diesel, a turbina de combustão com gerador de êmbolos livres e finalmente para o John Sergeant, um grupo de turbinas de combustão de circuito aberto. A competição é de extraordinário interesse técnico e comercial, pois do seu resultado está dependente a decisão que deve recair sobre a transformação de 1500 navios idênticos dada frota de reserva da marinha dos E.U.A. No entanto não apareceram ainda as respectivas conclusões.

A instalação motriz do John Sergeant é relativamente simples e compreende:

- a) Uma turbina de alta pressão e outra de baixa pressão, transmitindo a potência ao propulsor e a primeira acionando o compressor de ar comburentes;
- b) Um aquecedor de ar;
- c) Uma câmara de combustão; e
- d) Um hélice de passo regulável e reversível.

Nesta instalação houve o cuidado de montar equipamento especial para tratamento de combustíveis residuais (lavagem e junção de aditivos) a fim de tirar devido proveito dos baixos preços que os caracterizam.

Nas primeiras 9000 horas de serviço o consumo médio de combustível por cavalo-hora andou a roda de 0,237 kg a que equivale o rendimento de 27%.

6.1.2 *Marinha de Guerra*

As turbinas de combustão de circuito aberto têm sido igualmente adotadas em determinados navios militares, segundo duas diretrizes que se podem definir assim:

- a) grupos concedidos especialmente e executados para a propulsão marítima; e
- b) emprego, para o mesmo fim, de grupos construídos para outras aplicações.

Relativamente aos primeiros, podemos ainda considerar os aspectos seguintes:

- a) únicos constituintes do aparelho motor; e
- b) adjuvantes.

Na marinha inglesa, podemos mencionar a canhoneira experimental "GREY GOOSE, cuja instalação propulsora é constituída por um grupo ROLL ROYCE RM 60", de 5400 CVE, que mesmo em regime correspondente a 50% da potência máxima contínua, alcançou um rendimento térmico da ordem dos 22% graças à temperatura elevada de admissão dos gases na turbina, 850°C, e à presença do aquecedor de ar.

O esquema desse motor é compreendido pôr:

- a) um grupo de três turbinas: Alta pressão, média pressão e baixa pressão;
- b) três compressores de ar comburentes, alta pressão, média pressão e baixa pressão, acionados, os dois primeiros pela turbina de alta pressão e o último pela de baixa pressão;

- c) um aquecedor de ar; e
- d) dois arrefecedores de ar, um entre o compressor de ar de alta pressão e de média pressão, e o outro entre este e o de baixa pressão.

A fim de se obter conjunto compacto, a turbina de média pressão à qual está ligado o redutor, transmite a potência ao hélice por intermédio de um veio co-axial interior ao veio da turbina de alta pressão que vai movimentar os compressores de média e alta pressão.

O grupo a que nós estamos nos referindo pesa cerca de 13 toneladas pelo que o peso/cavalo se situa em 2,4 kg, aproximadamente. Por outro lado é bastante compacto e por isso muito reduzido o volume ocupado.

Na armada americana, mencionam-se as fragatas classe Amazonas cuja propulsão é efetuada por turbinas de combustão.

Em outros casos, o objetivo é proporcionar as unidades de pequena tonelagem, velocidades extremamente elevadas, da ordem dos 40 a 50 nós. Para este fim, os respectivos aparelhos motores ficam submetidos a regimes bastante severos, seja porque se aceita menor duração do material, seja por não haver restrições a respeito do combustível que deva ser usado.

Como adjuvante do aparelho motor, a turbina de combustão de pressão constante fez já o seu aparecimento nas fragatas britânicas da classe TRIBAL de 2.700 toneladas de deslocamento a 28 nós de velocidade, as quais dispõem de um grupo de turbinas de gás METROVIK cuja potência de 7.500 CVE pode ser, facultativamente, adicionada ou subtraída à potência total desenvolvida no veio do propulsor na qual coopera uma turbina de vapor de 15.000 CVE. A potência máxima é deste modo, 22.500 CVE. Por outro lado, como a turbina de gás pode atingir o seu regime máximo de funcionamento dentro de poucos minutos a partir da situação de fria, é sempre possível aos navios largar rapidamente para o mar, quando for preciso, com o auxílio exclusivo daquela turbina, enquanto que, com os cuidados precisos, se vai preparando o aparelho motor a vapor.

As idênticas concepções obedecem aos contratorpedeiros da classe COUNTY de 6.200 toneladas de deslocamento e 32,5 NÓS de velocidade, embora neste caso a potência total de 60.000 CVE que desenvolvem seja distribuída por dois hélices.

Também a marinha germânica possui os escoltadores rápidos da classe KOLN de 2.800 toneladas de deslocamento a 32 nós de velocidade cujo aparelho motor, constituído por 4 motores Diesel de 3.000 CVE cada, é coadjuvado por duas turbinas a gás Brown-Boveri de 26.000 CVE em conjunto. A potência total é, conseqüentemente, de 38.000CVE distribuída por 2 hélices.

Para exemplificar alguns casos de emprego, na propulsão marítima de turbinas primitivamente criadas para finalidades diferentes, citaremos, na marinha inglesa, as vedetas rápidas da classe BRAVE, de 114 toneladas de deslocamento carregado e 50 NÓS de velocidade, nas quais se instalaram grupos BRISTOL MARINE PROTEUS. Estas turbinas foram originalmente desenhadas para aviões quadrimotores BRITANIA, e adaptados mais tarde à propulsão marítima pela Bristol Sideley Engines Ltda., em cooperação com a N.H.Allen, Sons & Cia Ltda Que forneceu o redutor primário e o inversor de marcha. O regime máximo de funcionamento daqueles grupos corresponde a 3.500 CVE e o regime contínuo a 2.800 CVE – menos 20%. O peso/cavalo, incluindo o redutor primário, é apenas 0,375 kg; com o inversor sobe a 0,725 Kg.

Também as vedetas torpedeiras alemãs empregam grupos PROTEUS como aparelho motor. O seu deslocamento é 100 toneladas e asseguram 54 NÓS de velocidade com 12.750 CVE.

Para embarcações de porte ainda mais reduzido, tem logrado apreciável sucesso a turbina a gás SOLAR concebida para servos-motores de bombas, compressores ou geradores elétricos móveis.

Estes grupos, por virtude do menor peso , 1.070 kg, contra 1.420 kg do motor Diesel equivalente, e bem assim do reduzido volume, adaptam-se satisfatoriamente às aplicações marítimas de fraca potência, desde que se aceite o maior consumo específico de combustível, resultante especialmente da supressão do aquecedor de ar comburente.

6.2 Turbinas de circuito aberto e geradores de gás de êmbolos livres

6.2.1 *Marinha Mercante*

Este tipo de aparelho motor tem sido geralmente bem aceito na propulsão marítima, sem duvida porque não só a técnica da sua condução – bastante

semelhante à do motor a Diesel é bem aprendida, como ainda pelo atrativo poderoso que a flexibilidade de montagem, consequente da sua estrutura particular, constitui.

Por esses motivos, as instalações realizadas durante os últimos anos deixaram já de apresentar aspecto puramente experimental e proporcionaram a recolha de indicações, favoráveis nuns casos, imprecisas noutros.

Entre as aplicações que de maior interesse se revestem, deve mencionar-se o grupo propulsor montado no WILLIM PATERSEN e constituído por seis geradores que alimentam duas turbinas, cada uma delas de 3.000 CVE. A temperatura e a pressão do gás à entrada dos utilizadores são, respectivamente, 470/500 e 2,8 kg/Cm². Mas, tanto quanto se sabe os resultados não têm sido inteiramente brilhantes, circunstância que se atribui à inadequabilidade de materiais, tendo ficado assim frustrada a expectativa que acompanhava a sua entrada em serviço.

6.2.2 Marinha de Guerra

Relativamente a unidades navais que utilizam turbinas com geradores de gás de êmbolos livres para sua propulsão, referiremos os 24 draga-minas franceses da classe SIRIUS, navios de 424 toneladas de deslocamento, os quais, com dois grupos de 1.000 CVE cada, constituídos por geradores S.I.G.M.A., SOCIÉTÉ INDUSTRIELLE GÉNÉRALE DE MÉCANIQUE APPLIQUÉE, e turbinas ALSTHOM ou RATEAU-BRETAGNE, dão cerca de 15 NÓS em marcha livre e 11,5 rebocando as aparelhagens de recarga. A condução do aparelho motor é excepcionalmente simples, bastando manobrar um único manípulo de roda por grupo, para fazer variar a velocidade e, quando preciso, estabelecer também à marcha a ré.

6.3 O futuro da turbina de gás

6.3.1 Turbina de ciclo aberto

Conquanto as aplicações das turbinas de combustão de ciclo aberto nos navios mercantes tenham revestido, até hoje, carácter mais ou menos experimental, os resultados obtidos podem considerar-se de natureza positiva. Todavia, a

dificuldade de consumirem, satisfatoriamente, combustíveis residuais, não permite vincular-lhes ainda exploração comercial rendosa.

A este respeito, já referimos a quebra de rendimento térmico ocasionada pelos depósitos incrustantes que se formam nas pás dos rotadores, e que, muito embora o emprego de aditivos especiais obtidos de soluções aromáticas de silicatos facilite a queima desses combustíveis, a montagem de equipamentos indispensáveis de depuração, filtração e dosagem, é sempre causa de aumento de custo, peso e complexidade, não ficando eliminada, apesar disso, a necessidade de abrir as turbinas para limpeza periódica. Tais circunstâncias são tanto mais de considerar, quanto é certo que os melhoramentos sucessivamente introduzidos nos motores Diesel permite já utilizar em certos casos combustíveis mais baratos, sem que, por esse fato, o rendimento térmico seja prejudicado.

O quadro pouco aliciente acabado de traçar, pode, no entanto, ser melhorado, se encaminharmos a aplicação das turbinas de combustão de ciclo aberto em sentido tal que as limitações ou contrariedades resultantes do uso de combustíveis residuais, possam ser ladeadas recorrendo ao óleo diesel ou gasóleo, sem atingir profundamente o aspecto econômico.

A aplicação que melhor se conforma com esta modalidade parece estar em pequenas embarcações de transporte coletivo de passageiros ou empreendimentos turísticos, nos quais sejam requisitos dominantes o pouco espaço e peso do aparelho motor e o desejo de obter com ele boa velocidade e aprontamento rápido. Os lucros usuais destas atividades podem, quase sempre, suportar o emprego de combustíveis mais caros.

Na Marinha de Guerra não se atende, geralmente, tão de perto, à influência econômica do custo dos combustíveis, desde que os resultados no campo militar compensem esse contra. Por tal razão, o emprego da turbina de combustão, em pequenas unidades rápidas, tais como vedetas de fiscalização, vedetas torpedeiras, corvetas, fragatas, etc., têm-se estendido gradualmente e é provável que a experiência adquirida e a evolução técnica lhes abram caminho até unidades de maior porte.

6.3.2 Turbinas com geradores a gás de êmbolos livres

A posição atual que desfrutam estas instalações é consideravelmente mais notável que a das turbinas de combustão de ciclo aberto, para o que concorrem o razoável consumo específico e a natureza do combustível que podem utilizar. O primeiro, é sensivelmente idêntico ao dos motores Diesel e, relativamente ao combustível já se pode aceitar o emprego de combustíveis residuais ou menos refinados, desde que o gerador de êmbolos livres esteja preparado para o usar.

Por outro lado, a possibilidade de fracionar a potência desenvolvida na turbina pelo número de geradores que mais conveniente for, é fator que pesa grandemente na exploração econômica da instalação, ao passo que a existência de vários grupos de geradores de gás lhe aumenta a segurança. No entanto, o custo da instalação é superior ao da turbina de ciclo aberto, embora fique a quem do aparelho de motor Diesel conforme mostram os fatores comparativos seguintes:

- | | |
|--|-----|
| a. Turbina de gás de circuito aberto
(com redutor e aquecedor de ar) | 1,0 |
| b. Turbina com gerador de êmbolos livres
(6 geradores, 2 turbinas de 3.000 CV cada, e redutor). | 1,5 |
| c. Motor Diesel
(2 motores de 3.125 CV cada um, união eletromagnética e redutores). | 3,5 |

Relativamente às instalações propulsoras a vapor – caldeiras e turbinas – o fator de comparação a respeito da turbina de combustão de ciclo aberto, anda a roda de 2,5.

Os números que acabam de ser apresentados devem considerar-se apenas como indicativos aproximados de uma ordem de grandeza, pois foram obtidos a partir de casos particulares que não podem significar generalidade.

6.4 Aplicação das turbinas a gás

Tendo por bem entendido que as turbinas a gás trabalham melhor em condições de alta potência, surge então a dúvida de como operar com potências moderadas, condição de cruzeiro, visando economia de combustível, cargas parciais e outras condições que não a de potência máxima.

Esta desvantagem da turbina a gás é contornada com o uso de instalações combinadas, empregando motores Diesel, turbinas a vapor ou outras turbinas a gás iguais ou de capacidade menor. Algumas plantas combinadas possuem motores Diesel ou turbinas a gás para potência de cruzeiro e quando da necessidade de grande potencial usa-se uma turbina a gás de alta potência. O sistema básico em que uma turbina a gás acionava um único eixo atualmente é de uso somente em aplicações restritas, hidrofólios, navios de efeito de superfície e etc, tendo-se as instalações combinadas transformando-se em uma regra com poucas exceções.

Uma turbina a gás pode ser combinada com varias outras fontes de potência, sendo o objetivo dessa seção analisar algumas alternativas básicas e mostrar alguns dos arranjos existentes.

Um dos arranjos básicos consiste no uso de duas ou mais unidades idênticas constituindo um bloco único com o fim de multiplicar a potência com o mínimo aumento de espaço e peso possível. Um é um arranjo empregando duas turbinas a gás LM – 2.500 com engrenagens redutoras comuns usadas para acionar um dos eixos, produzindo uma potência máxima de 40.000 HP por eixo. Um outro sistema que emprega três unidades TF – 35 (28.000 HP cada) para cada eixo com uma engrenagem redutora primaria para cada unidade que se unem numa engrenagem redutora secundaria misturadora que aciona o eixo propulsor. As caixas de dupla redução reduzem a rotação da turbina de 14.000 para 670 RPM, que é a rotação correspondente à potência máxima do propulsor de quatro pás de passo controlado.

Potência contínua de 16.800 HP com máximo não contínuo de 18.000 HP são os desempenhos obtidos. A vantagem deste sistema é que a operação a potência parcial é possível operando algumas das unidades à potência máxima e conseqüentemente em sua faixa de rendimento máximo, assim ao invés de operar todas as unidades em carga reduzida basta parar totalmente algumas unidades.

O tipo dos arranjos descritos anteriormente é chamado de Combinado turbina a gás e turbina a gás (COGAG), que usa combinar uma turbina de cruzeiro com uma turbina de pique, Boost Gás Turbine.

Seguem-se alguns tipos de arranjos:

- a) COGOC – Combined Cruise Gas Turbine “or” Boost Gas Turbine. Uma pequena turbina é usada, a ou próximo, da potência de cruzeiro sendo desacoplada quando a turbina de pique entra em linha;
- b) CODOG – Combined Diesel or Gas Turbine. As unidades são usadas

- alternativamente. Os motores Diesel são usados para operação econômica e desacoplados quando a turbina a gás de pique de potência entra na linha;
- c) CODAG – Combined Diesel and Gás Turbine. Ambas as unidades, Diesel e turbina a gás são acopladas ao mesmo eixo através de acoplamentos fluidos ou embreagens. A turbina entra nos piques de potência auxiliando o Diesel que permanece acoplado, sendo empregado também o hélice de passo controlado;
 - d) COSAG – Combined Steam Turbine and Gás Turbine. Velocidades de cruzeiro são obtidas pelas turbinas a vapor, sendo as turbinas a gás acionadas quando necessário pique de potência. As turbinas são termodinamicamente independentes porém aciona a mesma engrenagem redutora. A marcha à ré é obtida da turbina a vapor por acionamento direto da redutora e da outra turbina a gás por um acoplamento hidráulico de marcha à ré; e
 - e) COGAS – Combined Gás Turbine and Steam Turbine. A turbina a gás é a responsável pela velocidade de cruzeiro e cargas baixas, e quando da necessidade de altas potências entra a turbina a vapor. É o ciclo combinado no qual parte do calor eliminado na descarga da turbina a gás é recuperado em trocadores de calor.

O sistema CODOG, por exemplo, é composto de duas turbinas Proteus de 4.250 HP cada, com potência de pique gerada por uma OLYMPUS de 28.000 HP.

As turbinas PROTEUS acionam por uma engrenagem de arrastamento a engrenagem redutora, uma vez que essas turbinas desenvolvem suas potências máximas mantém o navio em velocidade de cruzeiro, quando a turbina de pique entra em movimento sua embreagem de arrasto com velocidade maior do que a velocidade imprimida pelas turbinas PROTEUS, ela, a turbina de pique (OLYMPUS) passa a carregar a engrenagem redutora, desacoplando as outras duas. Pode-se também desacoplar as turbinas de cruzeiro mantendo-se a turbina de pique funcionando em baixas velocidades apesar dessa utilização ser inadequada em razão da baixa eficiência da turbina de pique em condições de baixa potência.

Um exemplo do sistema CODOG é o sistema de propulsão do USS ASHVILLE que emprega dois motores Diesel de 600 HP para cruzeiro e um LM 1.500 para potência de pique, uma engrenagem principal de redução aciona ambos os hélices, passo controlável, durante operação em altas potências. Para cruzeiro, os motores são acoplados nas altas potências por serem as suas embreagens de

arrastamento, assumindo a carga, o acionador de maior velocidade fazendo com que os outros sejam colocados em marcha lenta a fim de evitar o disparo por falta de carga.

Deve ser notado aqui, e isto é verdade para a maioria das instalações, que a turbina a gás de propulsão é colocada bem abaixo no navio, essa profundidade é determinada pelo tamanho e folga do hélice sob a popa e parcialmente pelo tamanho da engrenagem redutora.

Algumas vezes pode-se montar a turbina a gás sobre a quilha com benefícios à estabilidade. Numa planta a vapor, por outro lado, que é uma planta maior o eixo deve ser colocado a uma altura maior. A elevação do condensador principal colocado sob a turbina de baixa, pelo tamanho da engrenagem redutora e pela altura adicional necessária a montar na aspiração da bomba de condensado as condições necessárias ao seu funcionamento correto.

Outro arranjo é o que emprega uma turbina geradora de energia de trabalho pesado (HEAVY DUTY) com regenerador para aumentar o rendimento e a economia, colocado acima, na descarga do módulo, e acionando um gerador elétrico que alimentará os motores elétricos de propulsão que pode ser de dois tipos:

- a) Sistema AC/AC, onde a turbina a gás é acionadora de um gerador AC síncrono, que gera três fases, acionando um motor trifásico síncrono de propulsão. Aqui só é empregada engrenagem redutora da turbina a gás para o gerador de 60 ou 50 ciclos; e
- b) Sistema AC/DC, gera-se energia AC, retifica-se em um conversor a fim de obter potência variável para o motor de propulsão. Se for usado um conversor à THYRISTOR o controle de velocidade do motor é conseguido pela variação da corrente de excitação da armadura. A reversão é obtida pela reversão do campo do motor. Caso a retificação seja obtida pelo uso de retificadores a voltagem da armadura é controlada pela voltagem de saída do gerador, a reversão é obtida pela inversão dos campos do motor.

Ao terminarmos esta rápida corrida ao longo da vida, ainda restrita, das turbinas de combustão nas modalidades mais correntes, podemos resumir assim a posição atual deste tipo de aparelho motor:

As turbinas de combustão de ciclo aberto têm, no momento presente as limitações que já referimos: dificuldades de consumir combustíveis residuais mais

baratos. Entretanto, nas aplicações em que estes óbices não constituem impedimento fundamental – como geralmente na Marinha de Guerra – é natural que se vá evoluindo no sentido de tirar partido adequado dos benefícios que proporcionam: diminuto peso e espaço por cavalo; possibilidade de iniciar rapidamente a marcha seja qual for à temperatura; alcance rápido da potência máxima; imunidade prática às variações súbitas de regime; reduzido pessoal para condução.

A respeito deste último fator, pode dizer-se que a condução e manutenção de um grupo de 5.000 CV necessitam apenas de 70% do pessoal correspondente a um aparelho motor Diesel equivalente. E, se considerarmos aparelhos motores de potências inferiores, como os do tipo de grupos de propulsão de aviões, a redução é ainda mais sensível.

Em futuro talvez não muito distante, será possível encarar a melhoria da qualidade dos materiais das pás das turbinas, pelo que as temperaturas de admissão poderão subir a 1.000 ou 1.200°C, arrastando o rendimento térmico do grupo para valores superiores que compitam, favoravelmente, com o de outros aparelhos motores. Quando assim for, as vantagens que caracterizam as turbinas de combustão de ciclo aberto constituirão, talvez, razões determinantes da sua preferência.

As turbinas de combustão de ciclo fechado, por virtude da maior complexidade e enfermarem de certos males que se apontam às turbinas de ciclo aberto, é provável que, na sua estrutura atual, não despertem desejos de aproveitamento como produtores de potência marítima.

No entanto, quando possível conjugar o reator nuclear como fonte de calor suscetível de elevar acima de 650°C à temperatura do gás evolucionante a alta pressão – temperatura que está além das possibilidades dos reatores atuais – pensa-se que a posição da turbina de ciclo fechado atenderá apreciavelmente a nível bastante melhorado, no qual as suas virtudes constituirão fatores preponderantes de aceitação.

Na verdade, não deve esquecer-se que, comparada com as turbinas de ciclo aberto, na qual o gás evolucionante carece ser continuamente preparado à custa de massas enormes de ar para, em seguida, ser descarregado no exterior, sem possibilidade de recuperação, na turbina de ciclo fechado, o gás motor pode ser usado indefinidamente a valores elevados de pressão e densidade, permitindo

grande capacidade das instalações, especialmente nas altas potências. Se a esta circunstância juntarmos que o uso do calor nuclear dispensará qualquer volume de ar adicional para o funcionamento da instalação, se concluirá pela sua magnífica adaptabilidade à propulsão dos submarinos, unidades nas quais não se dispõe de ar, mas em contra partida, existe água em abundância para a consecução do arrefecimento do gás à saída da turbina, exigência específica deste tipo de aparelho motor.

As turbinas com geradores de gás de êmbolos livres, representam solução técnica aceitável e exercício econômico mais vantajoso que os das turbinas de ciclo aberto. Entretanto, as potências e segurança de funcionamento alcançado já pelos motores Diesel, são circunstâncias que podem limitar o desenvolvimento daquele tipo de turbinas, pois apresenta, sensivelmente, os mesmos cuidados de manutenção dos motores e é bastante volumoso às potências elevadas.

7 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Atualmente é possível afirmar que as turbinas a gás oferecem vantagens competitivas importantes sobre os modelos convencionais de propulsão marítima, geração de energia e máquinas auxiliares. Tratando-se de uma tecnologia relativamente recente, há oportunidades abertas para melhoramentos, seja na eficiência térmica, seja na performance dos equipamentos envolvidos, tornando a ainda mais atrativa à economia global deste tipo de empreendimento.

As novas turbinas apresentam sensível melhoria na compressão com desenho aprimorado e que, em parte, corrige uma das suas principais deficiências, seu consumo, que passou a ser monitorado eletronicamente em todas as fases e desta forma, proporcionalmente, mais econômico que os modelos anteriores. Esse avanço tornou as turbinas a gás atrativas aos barcos de turismo e *ferry boats*.

Entretanto o meio marítimo ainda é bastante relutante ao uso desse equipamento devido a seu, ainda elevado, preço de custo e manutenção. Porém estudos comprovam que as vantagens adicionais deste sistema, incluindo as vantagens de ser mais leve, fazer menos barulho, vibrar menos e demandar menor espaço físico, não podem ser ignoradas no ponto de vista econômico, operacional e ergonômico, beneficiando desde o armador até o operador da praça de máquinas.

Tendo em vista que as turbinas a gás usualmente não operam nas condições para as quais foram projetadas, conclui-se que sofrem redução de desempenho, que não pode ser aceitável, como consumo elevado devido ao regime de trabalho em baixa potência. Isso pode ser evitado se o desempenho da turbina, em todos os pontos de sua operação, for estimado durante a fase de projeto e tomadas ações para corrigi-los, antes de a turbina ser fabricada.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALVES, Marco Aurélio da Cunha; **BARBOSA**, J. R. A Stepfather in Gas Turbine Dynamic Simulation. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineer's, Part a Journal of Bower and Energy. Inglaterra, V. 217, P. 583 – 592, 2003.

BRITO, Jayro Alexandre Serrado. Turbina a Gás. 50f. (Curso de Aperfeiçoamento de Máquinas da Marinha Mercante)-Centro de Instrução Almirante Graça Aranha. Rio de Janeiro-RJ, 2013.

CICLOS Termodinâmicos. Disponível em: < <http://www.adorofisica.com.br>>. Acesso em: 29 set. 2014.

COMBUSTÍVEIS utilizados na turbine a gás. Disponível em:<<http://www.gasnet.com.br>>. Acesso em: 29 set. 2014.

DISPOSITIVOS de controle da turbina a gás. Disponível em: <<http://viagem.hsw.uol.com.br/turbina-a-gas.htm>>. Acesso em: 29 set. 2014.

HARRINGTON, Roy L. Marine Engineering. Nova York, The Society of Naval Architects and Marine Engineer's, 1980.

MONTENEGRO, Francisco J. T. Turbina a Gás, Rio de Janeiro, Departamento de Ensino de Máquinas da Escola Naval, 1988.

NOVOS projetos de turbina a gás. Disponível em: <<http://www.mec.ita.br/~barbosa>>. Acesso em: 29 set. 2014.

OLIVEIRA, Clayton Emerick de. Turbina a Gás. 46f.(Curso de Aperfeiçoamento de Máquinas da Marinha Mercante)-Centro de Instrução Almirante Graça Aranha. Rio de Janeiro-RJ, 2011.

PALHARINE, Marcos J. A. Motores a Reação, São Paulo, ASA, 1999.

RIBEIRO, Rafael Carvalho de Castro. Turbina a Gás. 63f. (Bacharelado em Ciências Náuticas) - Centro de Instrução Almirante Graça Aranha, Rio de Janeiro-RJ, 2006.

SILVA, Rafael Burbon da. Turbina a Gás. 35f. (Bacharelado em Ciências Náuticas) - Centro de Instrução Almirante Graça Aranha, Rio de Janeiro-RJ, 2006.

SOUZA, Zulcy de. Elementos de Máquinas Térmicas, Rio de Janeiro, Editora Campus/EFEI, 1988.

TIPOS de Compressores utilizados na turbina a gás. Disponível em: <<http://www.inovacaotecnologica.com.br>>. Acesso em: 29 set. 2014.