

ESTUDO DE UM GERADOR DE GASES PARA UTILIZAÇÃO EM UM TURBOEIXO E EM UM TURBOJATO

Cleverson Bringhenti

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Grupo de Turbinas a Gás
12228-900 São José dos Campos – SP – Brasil
cleverso@mec.ita.br

João Roberto Barbosa

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Grupo de Turbinas a Gás
12228-900 São José dos Campos – SP – Brasil
barbosa@mec.ita.br

Resumo. Turboeixos e turbojatos são motores que utilizam um gerador de gás para a produção de potência e de empuxo, respectivamente. Portanto, um mesmo gerador de gás pode fazer parte de dois motores diferentes, cujas características serão determinadas pelas características da parte comum. A utilização de partes comuns permite a redução de custos, o que as torna atrativas para utilização em turbinas a gás, que são motores complexos e de custo elevado.

Há interesse em se projetar um turboeixo na faixa de 1 MW de potência para uso em geração elétrica, em ciclo simples e combinado. O gerador de gás desse motor pode ser utilizado em um turbojato cuja tração será na faixa de 5 kN.

No presente trabalho são estudados os parâmetros termodinâmicos de um gerador de gás para equipar um turboeixo e um turbojato, para aplicação em geração elétrica e em propulsão de aeronave telecomandada, respectivamente, com vistas à otimização de desempenho.

A simulação dos motores é feita utilizando-se programas computacionais desenvolvidos em pesquisas já realizadas, capazes de modelar os diversos tipos de turbinas a gás a partir de seus componentes principais.

Palavras-chave: *Turbinas a gás, turbina, desempenho, gerador de gás, simulação numérica.*

1. INTRODUCÃO

Uma turbina a gás é projetada a partir de certas considerações de temperatura e pressão ambiente, velocidade de vôo, potência ou tração requerida, rotação, razão de pressão, etc. Entretanto, para atender as diversas necessidades de variação de potência ou tração requerida, essas turbinas podem operar em condições bem afastadas daquelas estabelecidas no projeto. Fora do ponto de projeto, em geral, os componentes desse motor têm eficiências degradadas, ocasionando uma queda de desempenho.

Para levar em conta a degradação de desempenho de uma turbina a gás é fundamental que, durante o seu projeto, o desempenho seja cuidadosamente avaliado em todos os possíveis pontos de operação. Esta avaliação pode ser feita utilizando-se informações de desempenho dos componentes principais tais como: compressor, câmara de combustão, turbina, etc. Os procedimentos utilizados para o cálculo de desempenho fora do ponto de projeto são os mesmos utilizados para o ponto de projeto, exceto pelo fato de os pontos de operação de cada componente não serem conhecidos previamente (eficiências, vazões, etc.). Como de antemão não se sabem as condições de operação

estável do motor quando seus componentes operam fora do ponto de projeto, os cálculos devem ser iterativos.

Esses cálculos utilizam informações obtidas das curvas de desempenho dos componentes do motor, como os mapas do compressor, da turbina, da câmara de combustão, bem como outras relações que relacionam o desempenho do componente com as condições de operação. É necessária uma quantidade enorme de interpolações e cálculos, sendo conveniente à utilização de programas computacionais para realizá-los automaticamente. Neste trabalho os cálculos foram realizados utilizando-se o programa GTAnalysis (Barbosa e Bringhenti, 1999, 2000; Bringhenti, 1999; Bringhenti, 2003), que é capaz de simular a operação tanto no ponto de projeto como fora dele, em regime permanente, de quase todos os tipos de turbinas a gás existentes, com ou sem geometria variável.

Uma turbina a gás é constituída de um gerador de gás, que produz um escoamento contínuo de gases quentes a alta pressão, que é expandido numa turbina para produzir trabalho de eixo ou num bocal propulsor para produzir um jato de alta velocidade. Este trabalho estuda um turboeixo e um turbojato que possam utilizar o mesmo gerador de gás. A título de ilustração, turboeixos e turbojatos, nas faixas de potência e de tração escolhidas, têm uma grande aplicação em grupos propulsores de aeronaves não-tripuladas, com inúmeras aplicações civis e militares.

O presente trabalho tem por objetivo estabelecer as características termodinâmicas de um gerador de gás para atender as duas aplicações consideradas. As configurações desses motores e os parâmetros termodinâmicos mais importantes de projeto são estabelecidos.

2. PARÂMETROS UTILIZADOS NA SIMULAÇÃO NUMÉRICA

Este trabalho relata o estudo de dois tipos de turbinas a gás, um turbojato e um turboeixo, que utilizam o mesmo gerador de gás. Como premissa de projeto exigiu-se que o motor fosse simples e de baixo custo, razão pela qual se estabeleceu:

- a) motor de eixo único;
- b) pás da turbina sem refrigeração;
- c) compressor de geometria fixa, possivelmente com IGV (grade estatora de entrada – *inlet guide vane* - de geometria variável);
- d) tecnologia de projeto compatível com projeto e fabricação do motor no país.

Em decorrência de d) os parâmetros relacionados na Tab. (1) foram adotados.

Tabela 1. Valores dos principais parâmetros para o ponto de projeto do motor

Parâmetro	valor
eficiência isentrópica do compressor	0,85
perda de pressão na câmara de combustão	0,05
eficiência de combustão	0,99
eficiência isentrópica da turbina do gerador de gás	0,85
eficiência mecânica do gerador de gás	0,99
eficiência isentrópica da turbina livre	0,85
eficiência mecânica da turbina livre	0,99
perda de pressão no escapamento	0,05
eficiência isentrópica do bocal propulsor	0,95
sangria de ar do compressor	0,02
pressão ambiente	101325 Pa
temperatura ambiente	288,15 K

A escolha dos demais parâmetros de projeto foi feita a partir da análise dos resultados apresentados na Fig. (1) e na Fig. (2), tendo também sido levados em consideração: limite de temperatura máxima do ciclo compatível com o uso de pás não refrigeradas, com limite da ordem

de 1200K (Treager, 1988); número máximo de estágios do compressor igual a 5 e turbinas de estágio único. Assim, foram simulados motores com taxas de compressão de 3 a 8 e temperaturas máximas de ciclo de 1073 a 1323 K.

A Fig. (1) representa o modelo do turbojato (Bringhenti, 1999), indicando os blocos que compõem o motor.

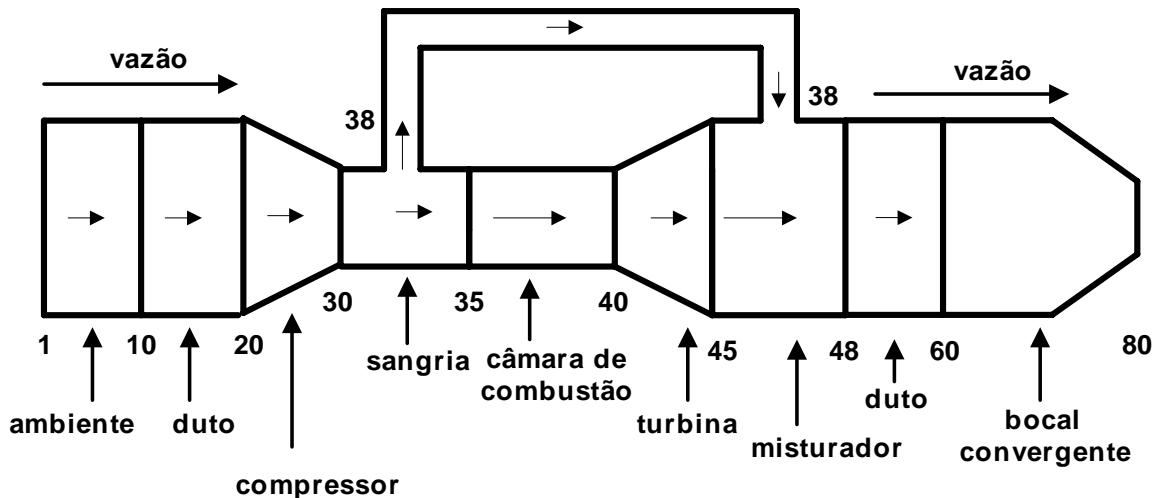


Figura 1. Representação de um turbojato e numeração das estações de cálculo

Analogamente, a Fig. (2) representa o modelo do turboeixo com turbina livre e indica os blocos que compõem o motor.

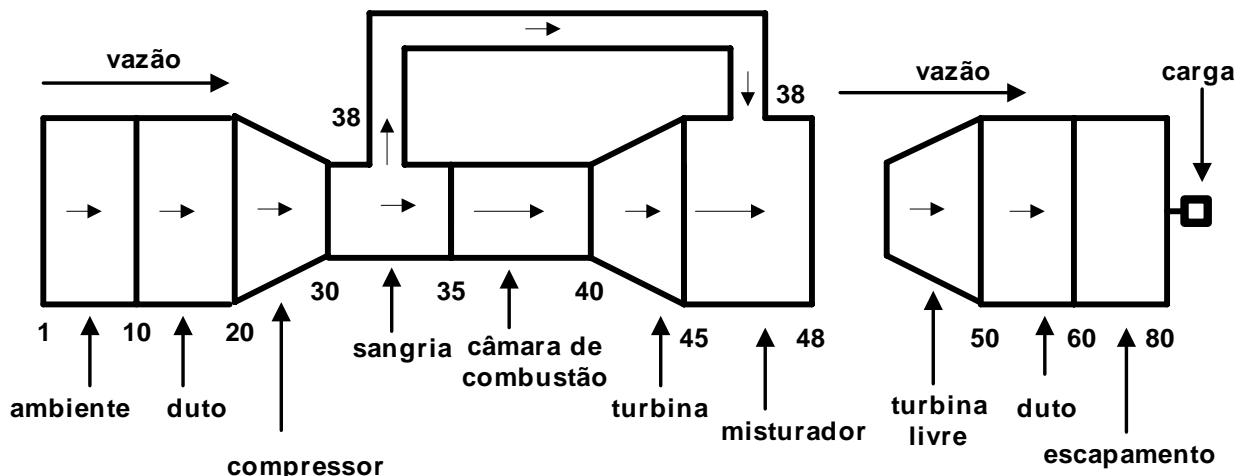


Figura 2. Representação de um turboeixo com turbina livre e numeração das estações de cálculo

Na Fig. (2) é mostrado o modelo do turboeixo com turbina livre, os nomes dos blocos estão mostrados na parte inferior da figura. A numeração das estações dos blocos segue a mesma sequência do motor turbojato até a estação 48, é nesta estação que o gerador de gás termina, sendo que o gerador de gás é igual para os dois motores. No turbojato após a estação 48 o motor é composto por um duto e um bocal convergente, enquanto que no turboeixo com turbina livre é composto por uma turbina livre, um duto e um escapamento. No turbojato o bocal convergente produz empuxo para acelerar a aeronave. No turboeixo com turbina livre é gerada potência de eixo para acionar um gerador de eletricidade.

A Tab. (2) apresenta os dados do arquivo de entrada utilizado pelo programa GTAnalysis para a simulação do turboeixo com turbina livre, montado de acordo com as instruções contidas no

trabalho de Bringhenti (1999). Uma tabela semelhante a esta poderia ser mostrada para um turbojato (não apresentada neste trabalho), eliminando-se a turbina livre e o escapamento e colocando em seus lugares o bocal convergente. A apresentação desta tabela tem também a finalidade de mostrar a simplicidade de preparação dos dados de entrada requeridos pelo programa computacional utilizado.

Tabela 2. Dados do arquivo de entrada para simulação do turboeixo com turbina livre

Instituto Tecnológico de Aeronáutica Grupo de Turbinas TE1000 - Turboeixo com turbina livre ====== fim titulo 1 ambie 1 1 1 10 0.00 0. 0.0 0.0 0. 8.104 admis 2 1 10 20 0.98 compr 3 1 20 30 0.85 5. 6 divma 4 1 30 35 38 0.98 0.0 0.0 0 camar 5 1 35 40 0.99 0.05 1173. turbi 6 1 40 45 0.85 0.99 1 1 0. 0. 1 1 mixpa 7 1 45 38 48 turbi 8 2 48 50 0.85 0.99 1 4 0.0 0.01 0 0 dutos 9 1 50 60 0.00 escap 10 1 60 80 0.05 desem teixo fimmo repea 3 compr 1 20 30 0.85 3.0 6 (*) repetir as três linhas anteriores para cobrir todos os demais casos odp fim titulo 99.	0.00000 0.00
--	-----------------

A Fig. (3) representa todos os turboeixos que poderiam ser projetados com a taxa de compressão e temperatura máxima do ciclo variando nas faixas consideradas. A escolha da taxa de compressão igual a 5 foi feita porque a diminuição do consumo específico de combustível para valores maiores do que esse passa a ser menos acentuada, além de requerer maior carregamento dos estágios de compressão ou aumento do número de estágios, com consequente aumento de complexidade e custo. A escolha da temperatura máxima de ciclo mais baixa e igual a 1173 K foi para aumentar a vida útil das pás da turbina e para facilitar o desenvolvimento inicial do motor.

A Fig. (4) foi montada similarmente para todos os turbojatos que poderiam ser projetados nessas faixas de pressão e temperatura.

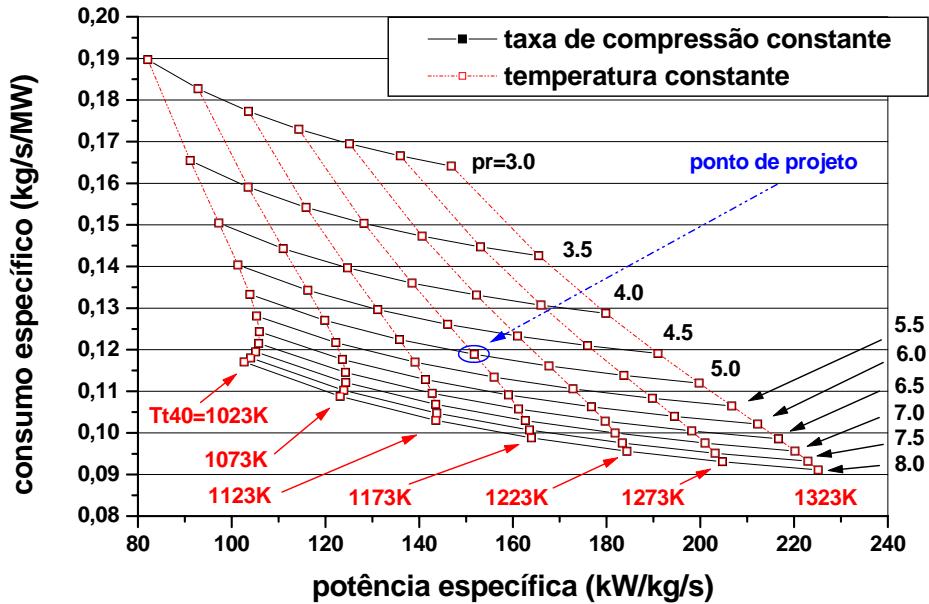


Figura 3. Características de desempenho de turboeixos com turbina livre no ponto de projeto

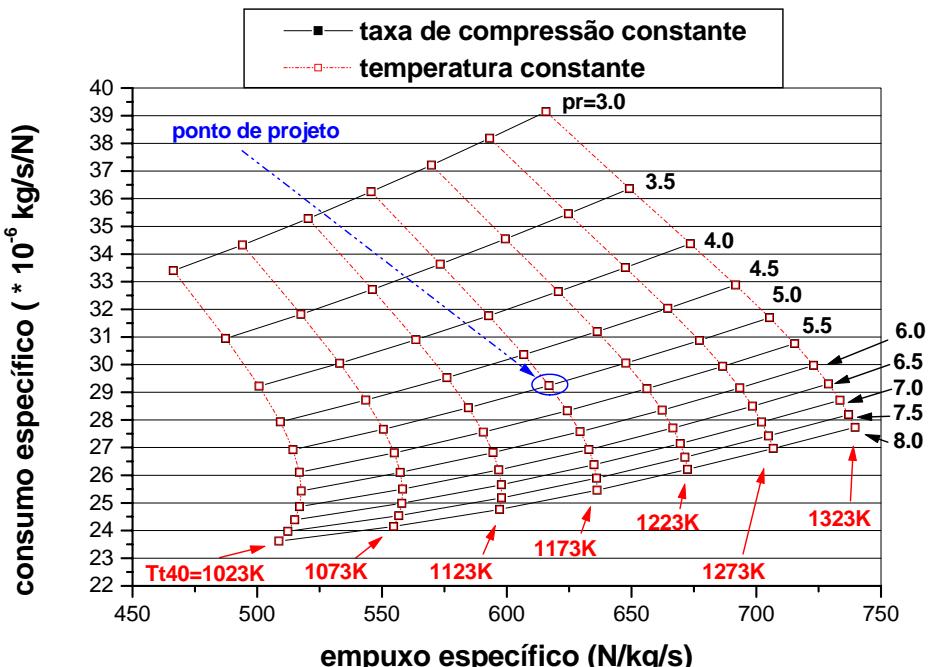


Figura 4. Características de desempenho de turbojatos no ponto de projeto

Para o empuxo fixado em 5 kN, a vazão em massa de ar que deve entrar no motor é de 8,1 kg/s, valor esse determinado pelo programa GTAnalysis. Utilizando-se essa mesma vazão em massa de ar foi calculado o desempenho de um turboeixo que utiliza o mesmo gerador de gás do turbojato, obtendo-se uma potência de eixo de 1,23 MW.

A Fig. (5) foi montada para permitir a análise das vazões em massa de ar e das potências necessárias para acionamento do compressor, uma vez que o motor deve ser ensaiado e desenvolvido em banco de ensaio. A taxa de compressão escolhida atende esses requisitos, considerando as instalações de ensaios localizadas em São José dos Campos, cuja altitude é da ordem de 600 m.

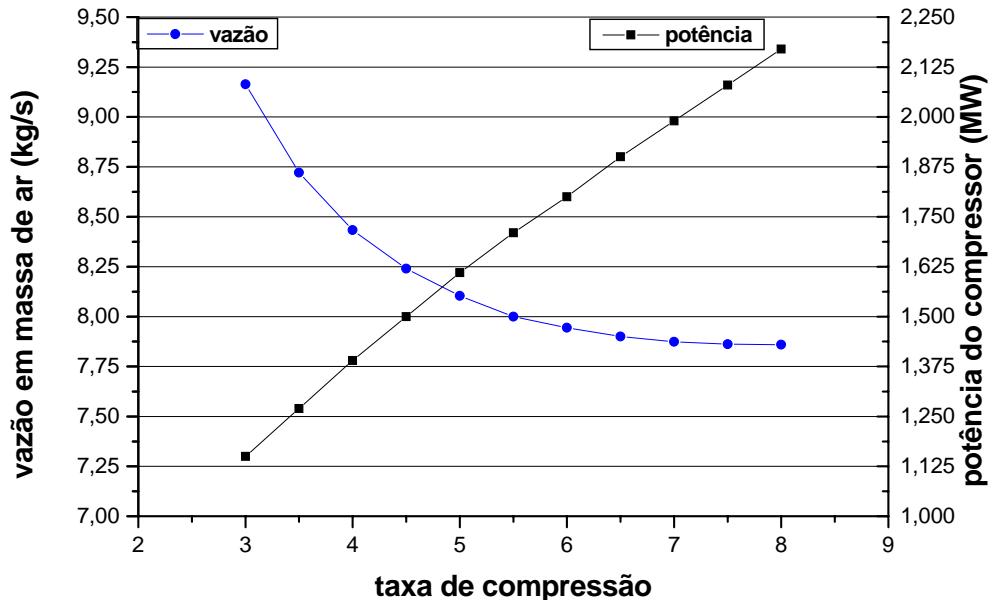


Figura 5. Características dos diversos motores que podem ser projetados para temperatura máxima de 1173 K

3. ANÁLISE DA MARGEM DE BOMBEAMENTO

A Fig. (6) foi montada para permitir a escolha da margem de bombeamento a ser utilizada na fixação dos parâmetros de projeto do motor.

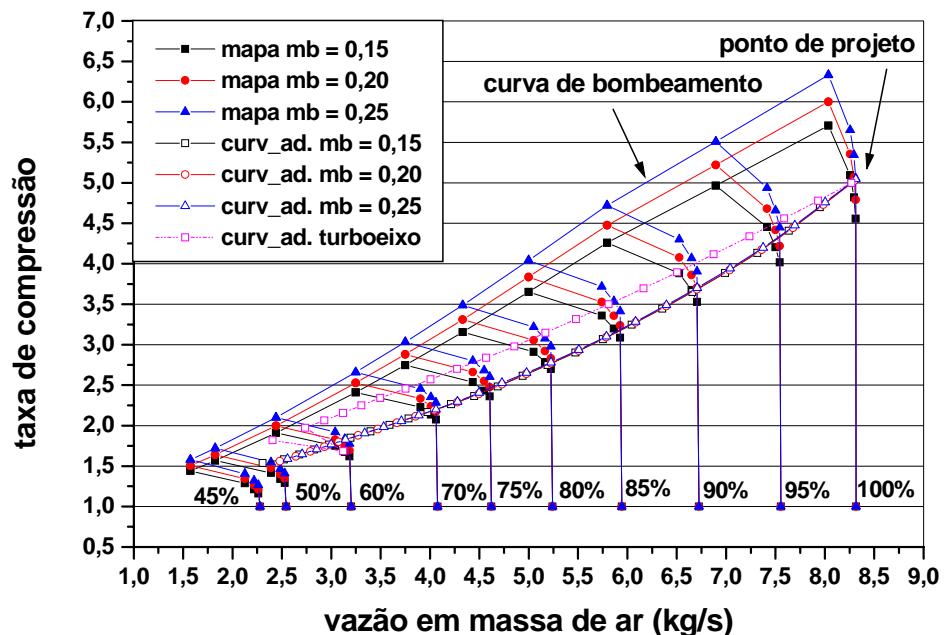


Figura 6. Curvas de operação do turbojato e do turboeixo e diferentes margem de bombeamento (mb = margem de bombeamento; curv_ad = curva de adaptação)

Para o caso do turbojato, a Fig. (6) mostra que é possível a utilização de compressor sem geometria variável, uma vez que a velocidade de rotação de marcha lenta é cerca de 60% da rotação de projeto e a curva de adaptação do turbojato, a partir dessa rotação, está com margem de

bombeamento adequada. Para a aceleração do gerador de gás desde a partida até a velocidade de marcha lenta, provavelmente haverá a necessidade de algum dispositivo para garantir margem de bombeamento adequada, assunto que não será tratado neste trabalho.

Para o caso do turboeixo, admitindo-se que a potência de eixo mínima seja da ordem de 10% da potência de projeto, requer-se que o gerador de gás gire a aproximadamente a 58% da rotação de projeto. Embora a margem de bombeamento para essa rotação seja pequena, da Fig. (6) pode-se concluir que é possível utilizar o mesmo compressor do turbojato, desde que aumentos de carga no turboeixo não sejam bruscos e que o sistema de controle do motor seja projetado adequadamente, assunto que também não será tratado neste trabalho.

A margem de bombeamento mais adequada para o projeto do motor é de 25% embora isto imponha restrições de projeto do compressor.

4. COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

Foi analisada a possibilidade de utilização de um mesmo gerador de gás para a construção de um turboeixo e de um turbojato, nas faixas de potência e de tração adequadas a aplicação em geração termelétrica (potência de eixo) e propulsão de aeronave não tripulada.

Procurou-se escolher parâmetros de projeto que tornassem esses motores simples e de baixo custo, tendo sido mostrado que um gerador de gás de eixo único, com um compressor de taxa de compressão igual a 5 e temperatura máxima igual a 1173 K pode atender tais requisitos. De fato, o compressor é bastante simples, sem geometria variável, com 5 estágios de compressão à taxa média de cerca de 1,38 por estágio. A combinação relação de pressão e temperatura máxima do ciclo adotada é bem adequada à utilização do turboeixo em usinas de cogeração e de regeneração.

A escolha da margem de bombeamento de 25% é compatível com a operação do gerador de gás até cerca de 60% de rotação de projeto, o que permite atender demanda de potências tão baixas como 10% da potência de projeto.

As decisões tomadas levaram em conta a capacidade de a industria local fabricar as peças dos motores que vierem a ser projetadas e a capacidade de financiamento com recursos dos agentes financiadores usuais.

5. AGRADECIMENTOS

A pesquisa de que resultou este trabalho está sendo realizada no Centro El Paso de Referência em Turbinas a Gás, com recursos obtidos em conformidade com a lei Federal número 9991/2000. Os autores expressam seus agradecimentos a Aneel e à El Paso Rio Claro Ltda pelo apoio recebido.

6. REFERÊNCIAS

- Bringhenti, C., 1999, “Análise de Desempenho de Turbinas a Gás em Regime Permanente”, Tese de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil.
- Barbosa, J.R., Bringhenti, C., 1999, “Simulação Numérica do Desempenho de Turbinas a Gás”, COBEM, 22-26 de Novembro, Águas de Lindóia, São Paulo, Brasil.
- Barbosa, J.R., Bringhenti, C., 2000, “Simulação Numérica em Sala de Aula”, CONEM, paper EC8840, Ensino de Engenharia Mecânica, pp. 2-9, Natal - RN, Brasil.
- Bringhenti, C., 2003, “Variable Geometry Gas Turbine Performance Analysis”, Tese de Doutorado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil.
- Treager, I. E., 1988, “Aircraft, Gas turbine Engine Technology”, Glencoe/McGraw-Hill.

STUDY OF A GAS GENERATOR FOR A TURBOSHAFT AND TURBOJET

Cleverson Bringhenti

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Grupo de Turbinas a Gás
12228-900 São José dos Campos – SP – Brasil
cleverso@mec.ita.br

João Roberto Barbosa

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Grupo de Turbinas a Gás
12228-900 São José dos Campos – SP – Brasil
barbosa@mec.ita.br

Abstract. Turbojet and turboshaft are engines that use a gas generator for the production of power and thrust. Therefore, the same gas generator may be used in two different engines, whose characteristics are determined by the characteristics of the common parts of the engine. The utilization of common parts allows reduction of costs, what make them attractive for utilization in gas turbines, which are complex and expensive engines.

There is interest in design a turboshaft in the lower range of 1 MW as prime mover for power generation, working in simple and combined cycle. Such engine gas generator may be used in a turbojet in the 5 kN thrust range.

This work deals with the definition of the gas generator main design parameters for utilization either in a turboshaft or in a turbojet.

The engine simulation is carried out using in the house developed programs, which are able to simulate most types of gas turbines from a model based on their main parameters.

Keywords: *Gas turbine, turbine, performance, gas generator, numerical simulation.*