

SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO DESEMPENHO DE TURBINAS A GÁS

João R. Barbosa

Cleverson Bringhenti

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Departamento de Energia

12.228-901 São José dos Campos - SP - Brasil

***Resumo.** Este trabalho trata da simulação numérica de turbinas a gás, tanto no ponto de projeto como fora dele. A turbina é modelada através de blocos representativos de seus componentes principais, cujos desempenhos são conhecidos. A combinação adequada desses blocos permite simular todos os tipos de turbinas existentes (turboeixos, turbojatos, turbofans). Algumas turbinas são modeladas e os resultados mostrados.*

***Palavras-chave:** turbinas a gás, desempenho, simulação numérica.*

1. INTRODUÇÃO

Uma Turbina a Gás é um motor complexo, compreendendo um grande número de componentes, cada qual com suas características próprias de desempenho. Têm ampla aplicação aeronáutica e industrial. Dados os requisitos de alta eficiência, as características de funcionamento exigem temperaturas, pressões e velocidades elevadas. Em consequência, o projeto, a fabricação e o desenvolvimento das turbinas a gás tornam-se muito caros e demorados. A necessidade de grandes potências, tanto como empuxo como potência de eixo, resulta em consumo elevado de combustível e este em gastos elevados de operação. Há necessidade de se projetar uma turbina de alta eficiência, funcionando em todas as condições de operação. Para que se possa antever possíveis problemas de desempenho e operacionais é preciso que se avalie previamente todas as condições de operação antes de o projeto ser iniciado. Isto somente é possível com uma metodologia de cálculo de desempenho do motor completo, a partir das poucas informações disponíveis durante a fase de projeto, que forneça resultados qualitativa e quantitativamente significativos. É neste contexto que se situa a simulação numérica do desempenho de turbinas a gás, objeto deste trabalho. Diversas instituições têm-se esforçado para isto. A Força Aérea Norte Americana (Mckinney, 1967), a NASA ((Koenig e Fishback, 1972), (Fishback e Koenig, 1972), (Szuk, 1974), (Sellers e Daniele, 1975)), a OTAN (Wittenberg, 1976), e diversos pesquisadores, alguns deles desenvolvendo trabalhos em colaboração com as instituições militares mencionadas ((Macmillan, 1974), (Palmer e Yan, 1982), (Stamatis et al., 1990), (Flack, 1990), (Ismail e Bhinder, 1991), (Korakianitis e Wilson, 1994), (Mattingly, 1996), (Mirza e Saravanamuttoo, 1997)), produziram trabalhos que permitem a simulação numérica de motores diversos, mas não são, em geral, de domínio público. O ITA é uma instituição de ensino e pesquisa. Há interesse em tornar acessível a todos os seus alunos um programa de computador que simule o funcionamento de turbinas a gás.

A simulação do funcionamento de uma turbina, com informações qualitativa e quantitativa aceitáveis, requer informações a respeito do motor, de seus componentes principais e de seu desempenho. Como não se dispõe das informações necessárias, lança-se mão de informações de componentes semelhantes, já existentes, para a simulação pretendida para se obter resultados qualitativamente significativos na maioria dos casos. Em alguns casos até mesmo resultados quantitativamente válidos. Pode-se então desenvolver um algoritmo genérico de simulação de desempenho de turbinas a gás que, quando alimentado com dados dos componentes verdadeiros, produz resultados quantitativamente corretos.

Este trabalho apresenta uma metodologia utilizada para a simulação de desempenho de turbinas a gás operando em regime permanente, tanto no ponto de projeto como fora dele (Bringhenti, 1999). Para o cálculo do desempenho são requeridos a descrição do motor discretizado em blocos funcionais, suas características de desempenho, o combustível utilizado e suas características térmicas. Como resultados da simulação, todas as características termodinâmicas à entrada e à saída de cada bloco são disponíveis, além das características globais de desempenho.

Como o motor é montado a partir dos blocos, o programa desenvolvido é capaz de simular uma variedade de tipos de Turbinas a Gás que engloba todas as atualmente utilizadas.

2. MODELO MATEMÁTICO

O escoamento através da turbina a gás é admitido conhecido pelas suas propriedades termodinâmicas à entrada e à saída de cada bloco do motor. Um bloco pode ser considerado como um operador que transforma as propriedades à sua entrada naquelas à sua saída. Essas transformações representam as características intrínsecas de cada bloco (ou componente) do motor.

As propriedades comuns a todas as entradas dos blocos são pressões e temperaturas estáticas e de estagnação (P , P_t , T e T_t), velocidade média do escoamento (V), vazão de massa de ar (\dot{m}) e relação combustível-ar (f). Nos blocos em que é conhecida a área, as propriedades estáticas e velocidades são calculadas. Os blocos podem relacionar-se com outros blocos distantes, transferindo informações como potências (\dot{W}), rotações (N), quantidade de movimento. No sentido horizontal aparecem as propriedades transferidas entre blocos adjacentes e, no sentido vertical, as inter-relações com blocos não adjacentes.

Uma representação esquemática e genérica de um bloco funcional do motor é apresentada na Fig. 1.

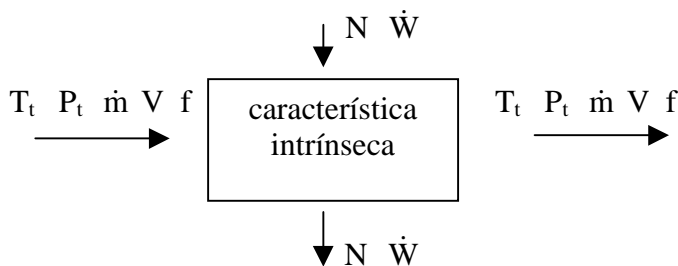


Figura 1 - Representação esquemática de um bloco funcional

As características intrínsecas dos blocos são representadas por suas curvas de desempenho. Compressores, câmaras de combustão, turbinas e bocais propulsores têm suas curvas obtidas através de ensaios. Neste trabalho apenas os quatro componentes citados possuem curvas de desempenho, como as mostradas nas Fig. 2, 3, 4 e 5 - compressor, câmara de combustão, turbina e bocal propulsor, respectivamente. Outros componentes tem seu desempenho calculado analiticamente, por equações bastante conhecidas e desenvolvidas pela mecânica dos fluidos. Cada bloco do motor será analisado em pormenor neste trabalho.

O fluido de trabalho é considerado gás perfeito, com propriedades variáveis, isto é, os calores específicos, e sua razão γ , são funções apenas da temperatura estática T.

No que segue, s é entropia estática, s_t entropia de estagnação, u energia interna específica, v volume específico, ρ densidade, H entalpia estática específica, H_t entalpia total específica.

Conhecido o estado do fluido numa posição 1, o seu estado numa posição 2 é calculado através da equação de Gibbs. Utilizando as definições de entalpia e calor específico à pressão constante, a equação de gás ideal e a função ϕ :

$$\phi = \int c_p (dT/T)$$

$$ds = c_p (dT/T) - R(dP/P) \quad (1)$$

Integrando ds entre entrada e saída do componente; considerando processo isentrópico, pode-se determinar a pressão de estagnação na saída do componente a partir de

$$s_{t2} - s_{t1} = \phi_{t2} - \phi_{t1} - R \ln(P_{t2}/P_{t1})$$

$$P_{t2} = P_{t1} e^{\frac{\phi_{t2} - \phi_{t1}}{R}} \quad (2)$$

Define-se eficiência isentrópica pela relação

$$\eta = (H_{t2} - H_{t1}) / (H_{t2'} - H_{t1}) \quad (3)$$

em que o numerador representa a quantidade de entalpia total específica realmente transferida pelo bloco e o denominador a quantidade que seria transferida se o processo entre os estados 1 e 2 fosse isentrópico. Desta forma, combinando-se a definição de eficiência isentrópica com a equação que permite o cálculo da variação de entropia $s_{t2} - s_{t1}$, quando essa diferença for nula, obtém-se as condições à saída do bloco.

O cálculo de desempenho em regime permanente é feito em duas etapas. A primeira, no ponto de projeto, é um cálculo seqüencial bloco a bloco, uma vez que todas as informações estão disponíveis. Cada componente tem suas características definidas no ponto de projeto fornecidas pelo usuário. O cálculo fora do ponto de projeto não pode ser feito diretamente visto que, a priori, não se conhece o desempenho de cada componente na condição escolhida, sendo necessário recorrer-se a um processo iterativo. Há diversos modos de calcular o desempenho, podendo ser visto em Mattingly (1996) alguns deles.

Tabela 1 - Blocos, suas variáveis e erros gerados

bloco	variáveis	erro gerado
compressor	taxa de compressão e rotação	vazão de massa
divisor de massa	razão de by-pass	-
câmara de combustão	temperatura de saída	-
turbina	vazão	vazão e queda entálpica
turbina livre	vazão, potência e rotação	vazão e queda entálpica
misturador	-	pressão estática
bocal convergente	-	relação de pressões

Busca-se uma solução de um sistema de equações de conservação de massa, de energia e de conservação da quantidade de movimento em todas as interfaces dos blocos. Seleciona-se um ponto de operação fora do ponto de projeto (por exemplo, uma rotação ou uma potência) e com os dados desse ponto definem-se as variáveis do motor e calcula-se o desempenho. São feitas estimativas de desempenho de cada componente através de interpolações nos seus mapas, através de fatores de escala que os tornam compatíveis com os parâmetros de projeto. Em geral, com os pontos escolhidos não se verificam as equações de conservação. O afastamento das condições de compatibilidade dos componentes é medido por indicadores chamados de erros, que são informações a respeito de alguns parâmetros de interface dos blocos e os respectivos parâmetros obtidos das curvas de desempenho dos componentes. A Tabela 1 relaciona os tipos de variáveis e de erros e os componentes que os geram.

A técnica de obtenção de convergência para a solução do sistema de equações de conservação baseia-se na admissão de que existe uma relação diferenciável entre os valores admitidos para alguns parâmetros V (variáveis) e os erros correspondentes E , isto é, $E = f(V)$, em que

$$E = [E_1, \dots, E_n] \text{ e } V = [V_1, \dots, V_n] \quad (4)$$

Dado um conjunto de variáveis $V_0 = (V_{10}, V_{20}, V_{30}, \dots, V_{n0})$, obtém-se um conjunto de erros $E_0 = (E_{10}, E_{20}, E_{30}, \dots, E_{n0})$. Para um novo conjunto de variáveis $V_1 = V_0 + dV_0 = (V_{10} + dV_{10}, V_{20} + dV_{20}, \dots, V_{n0} + dV_{n0})$ obtém-se um novo conjunto de erros $E_1 = (E_{11}, E_{21}, E_{31}, \dots, E_{n1})$. Admitindo-se uma variação linear dos erros,

$$E_1 = E_0 + \frac{\partial E_0}{\partial V_0} dV_0 \quad (5)$$

e também que houve convergência quando $E_1 = 0$, isto é, o novo conjunto de variáveis acarretou erro nulo, $-E_0 = \frac{\partial E_0}{\partial V_0} dV_0$. Assim, $dV_0 = -\left(\frac{\partial E_0}{\partial V_0}\right)^{-1} E_0$.

Como a relação entre as variáveis e os erros não é linear, ao se adotar o novo conjunto de variáveis como $V_1 = V_0 + dV_0$ não se obtém $E_1 = 0$. Em consequência, deve-se repetir os cálculos até que o valor de E_1 atinja uma precisão especificada. A matriz $(\partial E_0 / \partial V_0)$ é chamada de matriz de influência das variáveis. A análise de $(\partial E_0 / \partial V_0)$ mostra que

$$\frac{\partial E_0}{\partial V_0} = \begin{bmatrix} \frac{\partial E_{10}}{\partial V_1} & \frac{\partial E_{10}}{\partial V_2} & \dots & \frac{\partial E_{10}}{\partial V_n} \\ \frac{\partial E_{20}}{\partial V_1} & \frac{\partial E_{20}}{\partial V_2} & \dots & \frac{\partial E_{20}}{\partial V_n} \\ \frac{\partial E_{n0}}{\partial V_1} & \frac{\partial E_{n0}}{\partial V_2} & \dots & \frac{\partial E_{n0}}{\partial V_n} \end{bmatrix} \quad (6)$$

é obtida ao se calcularem os erros gerados nos componentes do motor quando cada variável é alterada independentemente das demais. Aproxima-se numericamente a variação do erro por

$$\frac{\partial E_{i0}}{\partial V_{i0}} = \frac{\Delta E_{i0}}{\Delta V_{i0}} \cong \frac{E_{i0} - E_{i1}}{V_{i0} - V_{i1}}, \quad i=1, 2, \dots, n \quad \text{com } n = \text{número de variáveis do motor} \quad (7)$$

O valor de ΔE_{i0} adotado foi de 10^{-5} . Esse valor tem influência na convergência dos algoritmos utilizados.

3. DECOMPOSIÇÃO DO MOTOR EM BLOCOS

A inspeção de como uma turbina a gás é formada permite localizar componentes bem definidos, tanto geométrica como funcionalmente, cujos processos termodinâmicos podem ser identificados. Uma turbina pode ser decomposta nos blocos indicados na Tabela 2, analisados separadamente a seguir.

Tabela 2 - Blocos funcionais para decomposição de uma turbina a gás

ordem	Bloco	Função
1	ambiente	condições ambientes
2	admissão	Tomada de ar do motor
3	compressor	Compressores de Baixa, Média e Alta Pressões, Fan
4	câmara	Câmara de combustão
5	turbina	Turbinas em geral e Turbina Livre de Potência
6	duto	duto em geral
7	divisor de massa	sangrias e by-pass
8	misturador	Junção de dois fluxos (sem conserv. quant. movimento)
9	misturador total	Junção de dois fluxos (com conserv. quant. movimento)
10	bocal convergente	Bocal propulsor convergente
11	escapamento	Duto colocado após turbina de potência
12	troc. de calor - fria	Circuito frio de um trocador de calor
13	troc. calor - quente	Circuito quente de um trocador de calor

3.1 Bloco Ambiente. Dadas a altitude onde está operando a turbina, as condições atmosféricas de Pressão e Temperatura são determinadas de acordo com Palmer e Yan (1982). Representam a atmosfera padrão ISA. As condições de referência indicadas são as condições ao nível do mar. Para levar em conta os diferentes dias do ano adota-se uma correção para a temperatura, chamada de ΔT_{ISA} , que é adicionada à temperatura calculada pelas fórmulas acima.

3.2 Bloco compressor. Dadas as condições à entrada do compressor, a taxa de compressão e a eficiência isentrópica, as condições na saída são calculadas pelas Eq. (1) e Eq. (2). No cálculo fora do ponto de projeto, conhecem-se a rotação e a taxa de compressão. Utilizando-se o mapa do compressor (Fig. 2), interpolam-se a vazão de massa corrigida e a eficiência. Os demais cálculos são idênticos aos do ponto de projeto. Um erro é gerado, referente à diferença entre as vazões de massa de entrada e a interpolada.

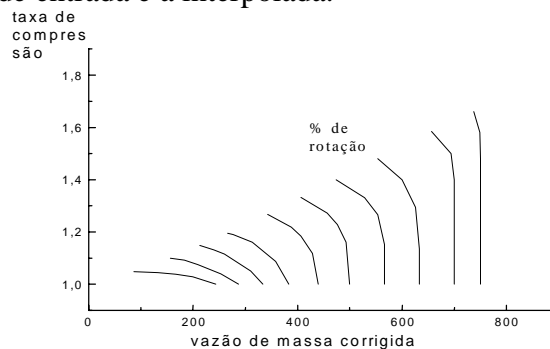


Figura 2 - Mapa de um compressor

3.3 Bloco câmara. As condições à entrada da câmara de combustão são: perda proporcional de pressão de estagnação, temperatura de saída (ou a vazão de massa de combustível). Calculam-se eficiência da câmara e pressão total de saída por

$$P_{t2} = P_{t1} - \Delta P_{ICC} = P_{t1} (1 - \Delta P_{ICC}/P_{t1}) \quad (8)$$

No cálculo fora do ponto de projeto, conhecem-se as condições de entrada na câmara. Arbitra-se, como variável, a temperatura de saída. Calcula-se a perda de pressão pela Eq. (9)

$$\Delta P_{ICC} = K P_{t1} R \left(\dot{m} \sqrt{T_{t1}} / P_{t1} \right)^2 \quad (9)$$

onde K é uma constante determinada pela Eq. (9), utilizando os parâmetros do ponto de projeto e R a constante do fluido de trabalho.

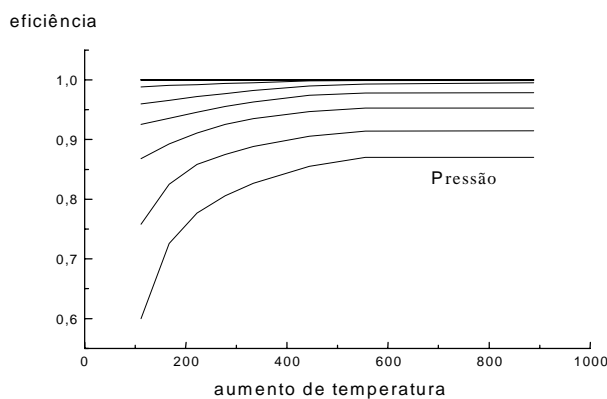


Figura 3 - Mapa de uma Câmara de Combustão

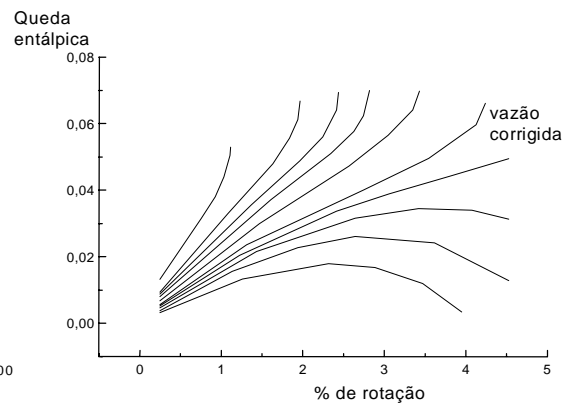


Figura 4 - Mapa de uma turbina

As demais propriedades na saída obtêm-se a partir da eficiência interpolada do mapa da câmara de combustão (Fig. 3).

3.4 Bloco turbina. Dadas as condições à entrada da turbina, a potência que deve desenvolver e a eficiência isentrópica, as condições na saída são calculadas pelas Eq. (1) e Eq. (2). A potência da turbina é a soma das potências dos compressores que aciona, de equipamentos auxiliares e de eixo. Algumas podem ser nulas, dependendo do tipo de turbina utilizada, como num turbojato em que a turbina deve desenvolver apenas a potência para acionamento dos compressores e, eventualmente, de equipamentos auxiliares.

No cálculo fora do ponto de projeto, conhecem-se a rotação e a vazão de massa corrigida. Utilizando-se o mapa da turbina (Fig. 4), interpolam-se a queda de entalpia e a eficiência. Os demais cálculos são idênticos aos do ponto de projeto. Dois erros são gerados: o primeiro, referente à diferença entre as vazões de entrada e a necessária para produzir a potência; o segundo, referente à diferença entre as entalpias interpolada e a requerida.

3.5 Bloco bocal. Dadas as condições de entrada no bocal e a pressão estática ambiente, calcula-se a área de saída do bocal admitindo-se que haja expansão total, admitindo-se que a velocidade de saída seja a velocidade, calculada como se o bocal fosse ideal, multiplicada pelo coeficiente de velocidade do bocal. O coeficiente de velocidade é interpolado do mapa do bocal (Fig. 5) em função da relação de pressões no bocal (pressão total na entrada e estática ambiente). Fora do ponto de projeto, conhecem-se as condições à entrada do bocal, a sua área de descarga e a pressão ambiente. Calcula-se a velocidade de saída a partir da velocidade

ideal e do coeficiente de velocidade do bocal em função da sua relação de pressões. Um erro é gerado referente à pressão calculada e a necessária para fazer passar pelo bocal a vazão de massa especificada à sua entrada.

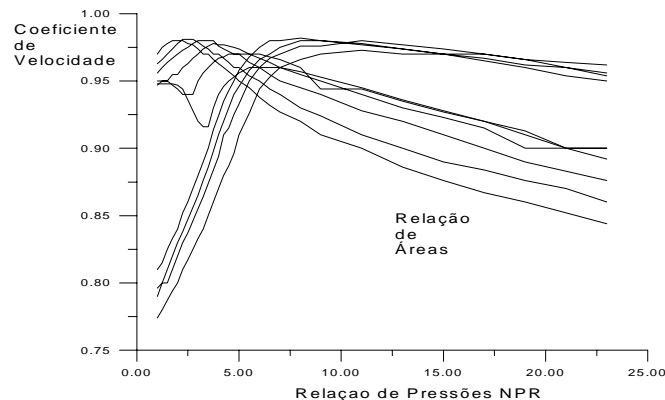


Figura 5 - Mapa de um bocal

3.6 Bloco divisor de massas. Fornece as condições de saída do bloco idênticas às de entrada, apenas distribuindo as vazões de massa em percentagens da vazão de massa de entrada. O coeficiente de by-pass, é definido como a relação das vazões de massa desviada do núcleo do motor e a que passa pelo núcleo do motor.

3.7 Bloco misturador. Conhecidas as condições de entrada dos dois fluxos a serem misturados, as condições de saída são obtidas utilizando-se as equações de conservação de massa, quantidade de movimento e de energia, além da condição adicional de que as pressões estáticas de ambos os fluxos devem ser iguais. No ponto de projeto é especificado o número de Mach do escoamento que é proveniente da parte quente do motor e calculadas as áreas de entrada dos fluxos frio, quente e de saída do misturador. Fora do ponto de projeto, conhecem-se as áreas das seções de entrada e de saída do misturador e, a partir delas, são calculados os demais parâmetros.

3.8 Bloco trocador de calor - partes fria e quente. O trocador de calor é dividido em dois blocos que se interagem através da quantidade de energia absorvida pelo fluido que circula pela sua parte fria, que deve ser igual à retirada do fluido que circula pela sua parte quente. No ponto de projeto especifica-se a efetividade do trocador de calor. Fora do ponto de projeto a efetividade não é conhecida, devendo ser calculada. Utiliza-se a técnica de Özisik (1990) para o cálculo da efetividade fora do ponto de projeto.

3.9 Bloco duto e bloco escapamento. São adiabáticos, com perda de pressão de estagnação proporcionais ao quadrado da vazão (Eq. (9)). Especificando-se a percentagem de perda de pressão é determinado o fator de perda de carga. Fora do ponto de projeto admite-se que esse fator de perda de carga seja constante, o que permite o cálculo das perdas.

4. APLICAÇÕES

Três tipos de motores foram escolhidos para análise neste trabalho. Foram estudados um turbojato simples, de 1000 N de tração; um turboeixo com turbina livre de 10 MW de potência; e um turbofan com dois eixos. São comparados com os resultados produzidos através do trabalho de Palmer e Yan (1982). De um modo geral existem discrepâncias da ordem de 1% no cálculo da tração ou da potência e de 2% no cálculo do consumo específico, atribuídas aos

diferentes processos de cálculos. O programa desenvolvido (GTAnalysis) utiliza sempre valores específicos variáveis enquanto que os resultados utilizados, pela referência, não. Ainda, o modelo utilizado para o cálculo do consumo de combustível é simplificado, não levando em conta dissociação dos reagentes e dos produtos de combustão.

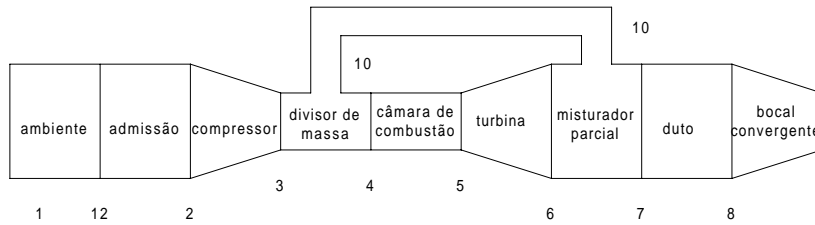


Figura 6 - Modelo de blocos funcionais de um turbojato

4.1 Turbojato. Possui bocal de admissão, compressor com taxa de compressão 4:1, câmara de combustão, turbina e bocal convergente. O fluxo de massa é de 1,947 kg/s e a temperatura máxima do ciclo 1215 K. A Fig. 6 apresenta um esquema do motor, em blocos e com as estações numeradas. As Fig. 7 e Fig. 8 apresentam os resultados obtidos.

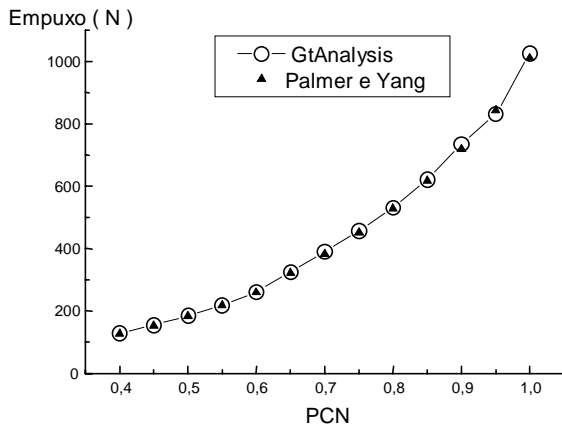


Figura 7 - Empuxo x % rotação

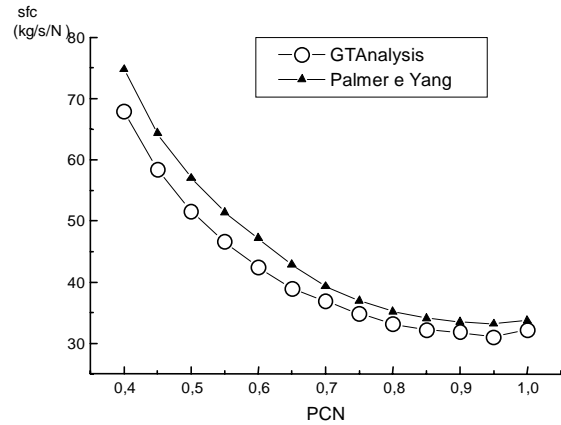


Figura 8 - Consumo específico x % rotação

4.2 Turboeixo. As características principais do motor são: gerador de gases formado por bocal de admissão, compressor, câmara de combustão e turbina; parte de potência formada por turbina livre e escapamento. A Fig. 9 apresenta um esquema, em blocos, do motor e as Fig. 10 e Fig. 11 os resultados obtidos.

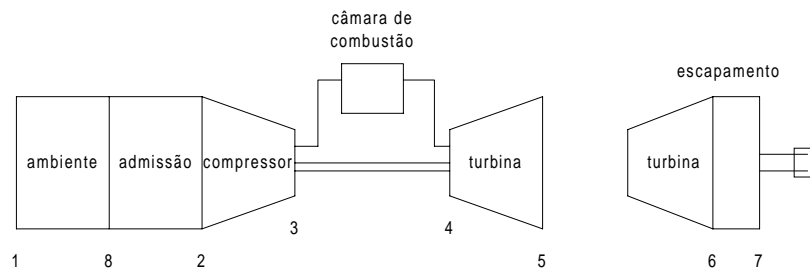


Figura 9 - Modelo de blocos funcionais de um turboeixo com turbina livre

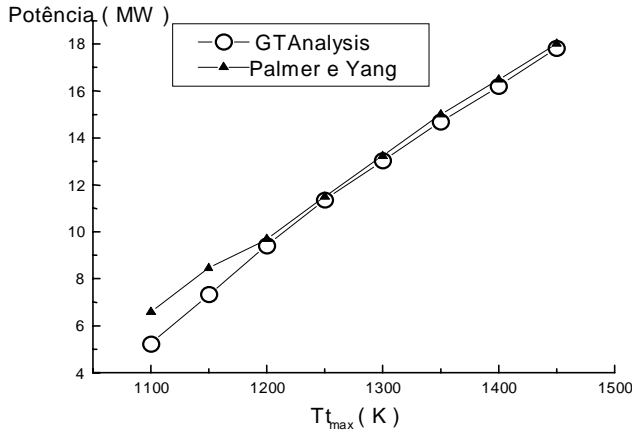


Figura 10 - Potência x Temperatura máxima

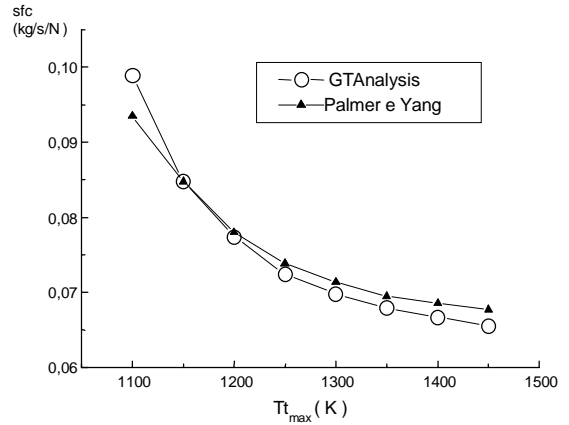


Figura 11 - Consumo específico x Temperatura máxima

4.3 Turbofan. As características principais do motor são: dois eixos independentes. No gerador de gases, a parte de baixa pressão é constituída pelo fan e pela turbina de baixa pressão; a parte de alta pressão por um compressor, câmara de combustão e turbina de alta pressão. Segue-se um misturador dos fluxos frio e quente, um duto e um bocal convergente. A Fig. 12 apresenta um esquema, em blocos, do motor e as Fig. 13 e Fig. 14 os resultados obtidos.

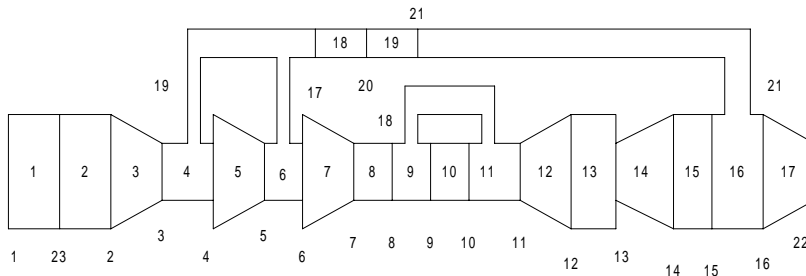


Figura 12 - Esquema de blocos funcionais de um turbofan

Na Fig. 12 estão indicadas as estações de cálculo nos diversos blocos. Estão também indicadas sangrias de ar do fan (by-pass) e do compressor.

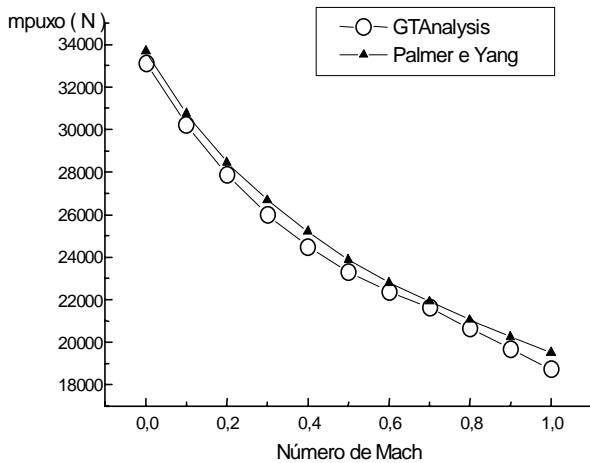


Figura 13 - Empuxo x Mach de Vôo

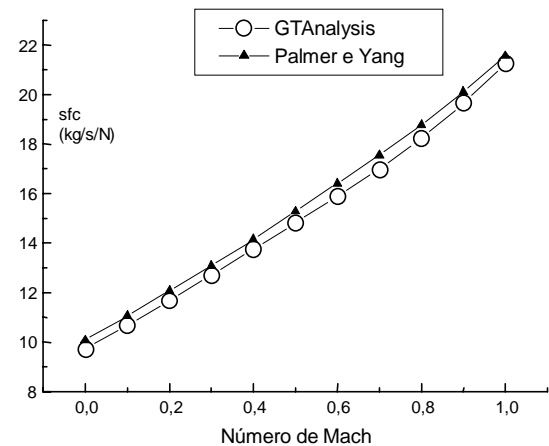


Figura 14 - Consumo específico x Mach de Vôo

5. REFERÊNCIAS

- Bringhenti, C., Análise de Desempenho de Turbinas a Gás em Regime Permanente, ITA, 1999, Tese de Mestrado.
- Fishback, L. H., Koenig, R., W. GENENG II: A Program for Calculating Design and Off-design Performance of Two-and Three-Spool Turbofans with as Many as three Nozzles. Washington, DC: NASA, 1972. (NASA TN D-6553).
- Flack, R. D. Analysis and Matching of Gas Turbine Components. International Journal of Turbo and Jet Engines, v.7, p. 217-226, 1990.
- Ismail, I. H., Bhinder, F. S. Simulation of Aircraft Gas Turbine Engines. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, v. 113, p.95, Jan. 1991.
- Koenig, R. W., Fishback, L. H. GENENG: a program for calculating Design and Off-design Performance for Turbojet and Turbofan Engines. Washington, DC: NASA, 1972. (NASA TN D-6552).
- Korakianitis, T., Wilson, D.G. Models for Predicting the performance of Brayton-Cycle Engines. Journal of Engineering for Gas turbines and Power, v. 116, p. 381, Apr. 1994.
- Macmillan, W. L. Development of a Modular Type Computer Program for the Calculation of Gas Turbine Off-Design Performance. Cranfield Institute of Technology, 1974.
- Mattingly, J. D. Elements of Gas Turbine Propulsion. [S. l.]: McGraw Hill, 1996.
- Mckinney, J. S. Simulation of Turbofan Engine - SMOTE: Descripton of Method and Balancing Technique. Air Force Aero Propulsion Lab. , 1967. pt.1 - 2. (AD-825197 / AFAPL-TR-67-125).
- Mirza, F. B. Saravanamuttoo, H. I. H. Off-Design Performance Prediction of Single-Spool Turbojets Using Gasdynamics. J. Propulsion, v. 13, n. 6, May 1997.
- Özisik, M. N. Transferência de Calor: um texto básico. Guanabara Koogan, 1990 .
- Palmer, J. R., Yan C. Z. TURBOTRANS: A Programming Language for the Performance Simulation of Arbitrary Gas Turbine Engines with Arbitrary control Systems, 1982. (ASME Paper 82-GT-200).
- Sellers, J. , Daniele, C. DYNGEN: A Program For Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines. Washington, DC: NASA, 1975. (NASA TN D-7901).
- Stamatis, A., et al Adaptive Simulation of Gas Turbine Performance. Transaction of the Asme, v. 112, p. 168, Apr. 1990.
- Szuk, J. R. HYDES: A Generalized Hybrid Computer Program for Studying Turbojet or Turbofan Engine Dynamics. Washington, DC: NASA,1974. (NASA TM X-3014).
- Wittenberg, H. Prediction of Off-Design Performance of Turbojet and Turbofan Engines, 1976. (CP-242-76, AGARD)

GAS TURBINE PERFORMANCE NUMERICAL SIMULATION

Abstract. *This work deals with the steady state performance prediction of gas turbines both on and off-design. The engine is modeled by interacting blocks whose performance are known from previous experience or from testing. Combining the blocks adequately it is possible to numerically simulate all types of gas turbines (turbo shafts, turbojets, turbofans). Some engines are modeled and the results shown.*

Keywords: gas turbine, performance, numerical simulation.