



**ANÁLISE TERMODINÂMICA DE UMA TURBINA A GÁS AERONÁUTICA  
OPERANDO COM METANO**

**THERMODYNAMIC ANALYSIS OF AN AERONAUTICAL GAS TURBINE  
OPERATING WITH METHANE**

*Lucas Mendes Scarpin<sup>1</sup>*

*Gustavo Cantieri Cavazana<sup>2</sup>*

**RESUMO:** A proposta deste trabalho foi o desenvolvimento de um equacionamento termodinâmico de uma turbina a gás aeronáutica na base molar, com foco na queima de combustível, e comparar os resultados com outro equacionamento termodinâmico elaborado na base mássica. Para ambos os equacionamentos foi levado em conta a estrutura de uma turbina aeronáutica com um difusor, um compressor, uma câmara de combustão, uma turbina a gás e um bocal. A combustão teve como reagentes o metano ( $\text{CH}_4$ ) e o ar, composto por oxigênio ( $\text{O}_2$ ) e nitrogênio ( $\text{N}_2$ ). A variação dos dados de entrada e as respectivas respostas nos dados de saída para cada equacionamento, tanto na base molar quanto na base mássica, foram comparados para que se pudesse avaliar a eficiência e a proximidade de cada equacionamento com a realidade.

**Palavras-chave:** Turbina a gás aeronáutica; Câmara de combustão; Análise termodinâmica

**ABSTRACT:** The proposal of this work was the development of a thermodynamic equation of an aeronautical gas turbine in the molar base, with focus on the fuel combustion, and compare the results with another thermodynamic equation elaborated in the mass base. For both equations the structure of an aeronautical turbine with a diffuser, a

<sup>1</sup> Mestre em Engenharia Mecânica, UNESP, 2014.

<sup>2</sup> Graduado em Engenharia Mecânica, UNITOLEDO, 2015.

compressor, a combustion chamber, a gas turbine and a nozzle was taken into account. The combustion was reacted with methane (CH<sub>4</sub>) and air, composed of oxygen (O<sub>2</sub>) and nitrogen (N<sub>2</sub>). The variation of the input data and the respective responses in the output data for each equation, both on the molar basis and on the mass basis, were compared so that one could evaluate the efficiency and the proximity of each equation to reality.

**Key words:** Aeronautical gas turbine; Combustion chamber; Thermodynamic analysis

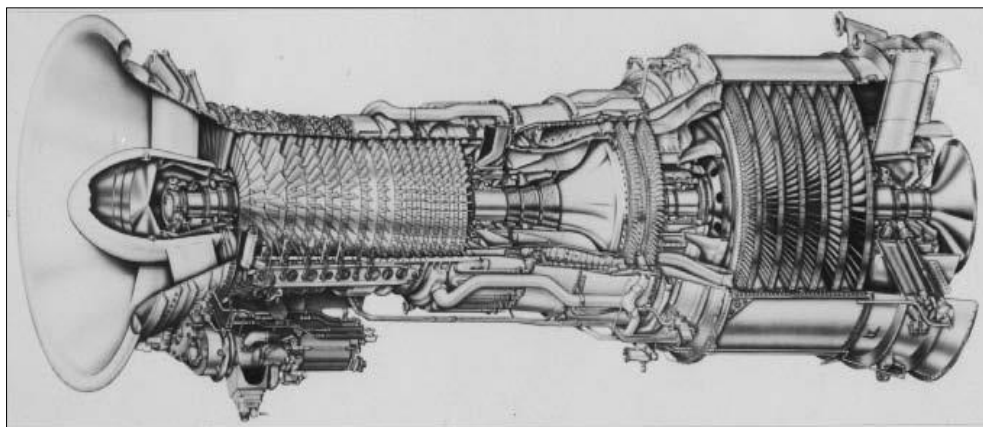
## 1 INTRODUÇÃO

Segundo Moran et al. (2013), turbina é um dispositivo que desenvolve potência em função da passagem de um gás ou líquido escoando através de uma série de pás colocadas em um eixo que se encontra livre para girar.

As turbinas podem ser classificadas a partir do fluido de trabalho da seguinte forma: hidráulicas, a vapor e a gás. As aplicações são diversas e em ambientes variados, como em usinas hidrelétricas, centrais de cogeração de energia e na propulsão de aeronaves. Os parâmetros que normalmente se diferenciam são a geometria, o tamanho dos componentes da turbina e o fluxo do fluido, o qual pode ser axial, radial, centrífugo e tangencial.

Ideias sobre os primeiros dispositivos datam de 130 A.C. com Heron de Alexandria, passando por Leonardo da Vinci em 1550 com sua *smoke mill*, e Giovanni Branca em 1629 com os primórdios da turbina a vapor. Apenas em 1791, John Barber patenteou a ideia de gerar potência a partir de uma fonte de vapor. Os resultados mais significativos foram obtidos apenas a partir de 1905, com a instalação de uma turbina a gás na Refinaria Marcus Hook, gerando 5.300 kW (GIAMPAOLO, 2006).

A Figura 1 apresenta uma turbina LM2500 da General Electric Company, utilizada para aplicação estacionária, gerando aproximadamente 23 MW. A turbina é derivada de um modelo aeronáutico, o Turbofan CF6, que equipou o C5A (maior cargueiro militar construído nos EUA). Além disso, é possível observar os seis estágios da turbina, o que mostra a proximidade entre os tipos de turbinas a gás e suas aplicações variadas (GIAMPAOLO, 2006).



**Figura 1** - Turbina a gás estacionária LM2500 da General Electric Company

Fonte: Giampaolo (2006)

A relação favorável entre peso e potência gerada nas turbinas a gás, tornou sua aplicação mais adequada para espaços mais reduzidos, como na propulsão de navios e aeronaves. Nas últimas décadas, as turbinas a gás têm-se revelado como grandes contribuintes da quota de energia gerada em alguns países. Em sua maioria, são movidas a gás natural, mas em algumas aplicações são utilizados propano, gases produzidos a partir de aterros sanitários, de estações de tratamento de esgoto, *syngas* (gás sintético) obtido pela gaseificação do carvão (MORAN et al., 2013).

O ciclo Brayton foi proposto por George Brayton para ser utilizado no motor alternativo, que foi desenvolvido em 1870. Hoje é apenas usado em turbinas a gás (ÇENGEL; BOLES, 2013).

De acordo com a aplicação, o ciclo Brayton pode ser fechado ou aberto. No ciclo fechado o gás passa pelo compressor, que possui uma determinada razão de compressão, e este eleva significativamente a pressão do gás que, posteriormente, passa por um trocador de calor a alta temperatura, elevando a temperatura do gás. Em seguida, o gás sofre uma expansão em uma turbina, gerando potência de eixo. Por fim, o fluido passa por um trocador de calor a baixa temperatura, rejeitando calor para o ambiente em questão e retorna, novamente, para o compressor.

Por outro lado, no ciclo aberto o ar é admitido constantemente pelo compressor onde é comprimido a uma razão de compressão entre 10 a 30. O fluxo mássico de ar a alta pressão é então enviado à câmara de combustão, onde ocorre a injeção de combustível, promovendo a combustão da mistura. Em seguida, os produtos de combustão, que estão a uma temperatura na ordem de 2.000 K, são expandidos em uma turbina, gerando potência de eixo e propulsão.

Vale ressaltar que, para ambos os casos, quando modelados como ciclos ideais, os processos de compressão e expansão que ocorrem, respectivamente, no compressor e turbina, são modelados como isoentrópicos. Além disso, a câmara de combustão e os trocadores de calor, respectivamente, para os ciclos aberto e fechado, são modelados como isobáricos.

O processo de expansão dos produtos de combustão na turbina a gás tem, em sua maioria, aplicações para geração de potência de eixo com implicações na geração de energia elétrica. Outros tipos comuns de aplicações dessa energia podem ser na geração de potência de eixo para navios e aeronaves ou na descarga do gás nas turbinas aeronáuticas, impulsionando os aviões (motores a jato ou *jet engines*).

Os primeiros estudos sobre turbinas aeronáuticas surgiram em 1930 e foram aperfeiçoados, posteriormente, com estudos dos ingleses, alemães e americanos, que buscavam um aumento da eficiência dos motores alternativos utilizados em suas aeronaves, durante a Segunda Guerra Mundial. Atualmente, são classificadas em cinco grandes grupos: turbojato, turboélice, turbofan e turboeixo.

A literatura apresenta alguns trabalhos relacionados à modelagem matemática e a resolução por *softwares*, que facilitam a obtenção de resultados e a respectiva comparação destes. A seguir, será apresentada uma breve revisão bibliográfica de trabalhos, os quais serviram de referência para o desenvolvimento deste.

Dias (2011) apresentou uma metodologia para o projeto preliminar da câmara de combustão de uma turbina a gás, considerando a composição do combustível automatizada através do *software* EXCEL<sup>®</sup>. Com os dados de entrada na planilha EXCEL<sup>®</sup>, foi empregada uma turbina a gás de ciclo simples, com a ajuda do *software* GateCycle<sup>®</sup>. Em seguida, a geometria desta turbina foi obtida através da conexão com o programa SolidWorks<sup>™</sup>, que criou o modelo. Com este modelo criado, foram feitas simulações com o programa ANSYS CFX<sup>®</sup>, empregando técnicas de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), a fim de comparar os resultados obtidos pela metodologia.

Viana (2011) propôs a utilização do hidrogênio como combustível alternativo para turbinas a gás aeronáuticas, realizando em seu trabalho simulações da queima do hidrogênio em câmaras de combustão de turbinas a gás, através do *software* CHEMKIN. Diante disso, concluiu-se que as propriedades químicas do hidrogênio são compatíveis para este fim, sendo o hidrogênio uma fonte promissora de combustível, apesar da dificuldade de transporte e armazenamento do mesmo.

Bosa (2012) utilizou um simulador de turbinas a gás de eixo simples para encontrar parâmetros e utilizá-los na criação de modelos representativos deste simulador, o qual serviu de ferramenta, a partir de um modelo de turbina de referência, para o desenvolvimento de modelos matemáticos adequados para desenvolvimento de projetos de sistemas de controle.

Diante disso, o presente trabalho tem como objetivo a modelagem termodinâmica, nas bases molar e mássica, de uma turbina a gás aeronáutica operando com os reagentes metano (CH<sub>4</sub>) e o ar, composto por oxigênio (O<sub>2</sub>) e nitrogênio (N<sub>2</sub>) e, posteriormente, a simulação de seu funcionamento, possibilitando a variação de alguns dados na seção de entrada do equipamento, como pressão, temperatura, velocidade, assim como a razão de compressão do ar e, a partir disto, observar o comportamento que a variação destes causa no funcionamento da turbina por verificação dos equacionamentos molar e mássico e as principais diferenças entre estes.

## 2 EQUACIONAMENTO

A análise termodinâmica da turbina a gás foi desenvolvida por meio do princípio da conservação da massa, primeira lei da termodinâmica e segunda lei da termodinâmica, considerando um volume de controle para cada componente da turbina a gás. Além disso, foi considerada a hipótese de que todos os processos ocorrem em regime permanente, ou seja, nenhum processo será considerado em regime transiente.

### 2.1 EQUACIONAMENTO NA BASE MÁSSICA

O primeiro princípio a ser considerado é a conservação da massa que considera a variação da massa no interior do volume de controle em relação às vazões de entrada e saída, conforme apresentado na Equação (1):

$$\left(\frac{dm}{dt}\right)_{v.c.} = \sum \dot{m}_e - \sum \dot{m}_s \quad (1)$$

Sendo o processo em regime permanente, onde a massa em cada ponto do volume de controle não varia com o tempo, a Equação (1) pode ser reescrita da seguinte forma:

$$\sum \dot{m}_e = \sum \dot{m}_s \quad (2)$$

sendo,

$\dot{m}_e$ : vazão mássica de entrada no volume de controle [kg/s]

$\dot{m}_s$ : vazão mássica de saída no volume de controle [kg/s]

A equação da primeira lei da termodinâmica completa, incluindo o termo transiente, é mostrada na Equação (3):

$$\left(\frac{dE}{dt}\right)_{v.c.} = \dot{Q}_{v.c.} - \dot{W}_{v.c.} + \sum \dot{m}_e \left(h_e + \frac{V_e^2}{2} + gz_e\right) - \sum \dot{m}_s \left(h_s + \frac{V_s^2}{2} + gz_s\right) \quad (3)$$

onde,

$g$ : aceleração da gravidade [m/s<sup>2</sup>]

$h_e$ : entalpia específica de entrada no volume de controle [kJ/kg]

$h_s$ : entalpia específica de saída no volume de controle [kJ/kg]

$\dot{Q}_{v.c.}$ : taxa de transferência de calor no volume de controle [kW]

$V_e$ : velocidade da vazão mássica na entrada do volume de controle [m/s]

$V_s$ : velocidade da vazão mássica na saída do volume de controle [m/s]

$\dot{W}_{v.c.}$ : taxa de transferência de trabalho no volume de controle [kW]

$z_e$ : cota de entrada da vazão mássica no volume de controle [m]

$z_s$ : cota de saída da vazão mássica no volume de controle [m]

Considerando que o processo ocorre em regime permanente e que as variações de energia cinética e potencial podem ser desprezadas, a Equação (3) pode ser reescrita conforme:

$$\dot{Q}_{v.c.} - \dot{W}_{v.c.} + \sum \dot{m}_e (h_e) - \sum \dot{m}_s (h_s) = 0 \quad (4)$$

Para um determinado volume de controle, o enunciado da segunda lei da termodinâmica é apresentado conforme a Equação (5):

$$\left(\frac{dS}{dt}\right)_{v.c.} = \dot{S}_{ger\ v.c.} + \sum \left(\frac{\dot{Q}_j}{T_j}\right)_{v.c.} + \sum \dot{m}_e s_e - \sum \dot{m}_s s_s \quad (5)$$

Como foi adotado regime permanente, a Equação (5) é reescrita na Equação (6) da seguinte forma:

$$\dot{S}_{ger\ v.c.} + \sum \left(\frac{\dot{Q}_j}{T_j}\right)_{v.c.} + \sum \dot{m}_e s_e - \sum \dot{m}_s s_s = 0 \quad (6)$$

sendo,

$\dot{m}_e$ : vazão mássica de entrada no volume de controle [kg/s]

$\dot{m}_s$ : vazão mássica de saída no volume de controle [kg/s]

$s_e$ : entropia específica de entrada no volume de controle [kJ/kg K]

$s_s$ : entropia específica de saída no volume de controle [kJ/kg K]

$T_j$ : temperatura na superfície do volume de controle [K]

$\dot{Q}_{v.c.,j}$ : taxa de transferência de calor no volume de controle [kW]

$\dot{S}_{ger,v.c.}$ : taxa de geração de entropia no volume de controle [kW/K]

## 2.2 EQUACIONAMENTO NA BASE MOLAR

Inicialmente, tem-se o princípio da conservação da massa, que expressa o balanço dos fluxos molares. Considerando um processo em regime permanente, tem-se:

$$\sum \dot{n}_e = \sum \dot{n}_s \quad (8)$$

onde,

$\dot{n}_e$ : fluxo molar de entrada no volume de controle [kmol/s]

$\dot{n}_s$ : fluxo molar de saída no volume de controle [kmol/s]

Além disso, é possível traçar a seguinte correlação:

$$\dot{n} = \frac{\dot{m}}{M} \quad (9)$$

sendo,

$\dot{n}$ : fluxo molar no volume de controle [kmol/s]

$\dot{m}$ : fluxo mássico no volume de controle [kg/s]

$M$ : massa molar dos elementos do fluxo [kg/kmol]

A equação da primeira lei da termodinâmica, adotando a hipótese de regime permanente e que as variações da energia cinética e potencial são desprezadas, tem-se representada pela Equação (10):

$$\dot{Q}_{v.c.} - \dot{W}_{v.c.} + \sum \dot{n}_e (\bar{h}_e) - \sum \dot{n}_s (\bar{h}_s) = 0 \quad (10)$$

onde,

$\bar{h}_e$ : entalpia específica molar de entrada no volume de controle [kJ/kmol]

$\bar{h}_s$ : entalpia específica molar de saída no volume de controle [kJ/kmol]

$\dot{n}_e$ : fluxo molar de entrada no volume de controle [kmol/s]

$\dot{n}_s$ : fluxo molar de saída no volume de controle [kmol/s]

$\dot{Q}_{v.c.}$ : taxa de transferência de calor no volume de controle [kW]

$\dot{W}_{v.c.}$ : taxa de transferência de trabalho no volume de controle [kW]

A segunda lei da termodinâmica na base molar é descrita, considerando a hipótese de regime permanente, através da Equação (11):

$$\dot{S}_{ger\ v.c.} + \sum \left( \frac{\dot{Q}_j}{T_j} \right)_{v.c.} + \sum \dot{n}_e \bar{s}_e - \sum \dot{n}_s \bar{s}_s = 0 \quad (11)$$

sendo,

$\dot{n}_e$ : fluxo molar de entrada no volume de controle [kmol/s]

$\dot{n}_s$ : fluxo molar de saída no volume de controle [kmol/s]

$\bar{s}_e$ : entropia específica molar de entrada no volume de controle [kJ/kmol K]

$\bar{s}_s$ : entropia específica molar de saída no volume de controle [kJ/kmol K]

$T_j$ : temperatura na superfície do volume de controle [K]

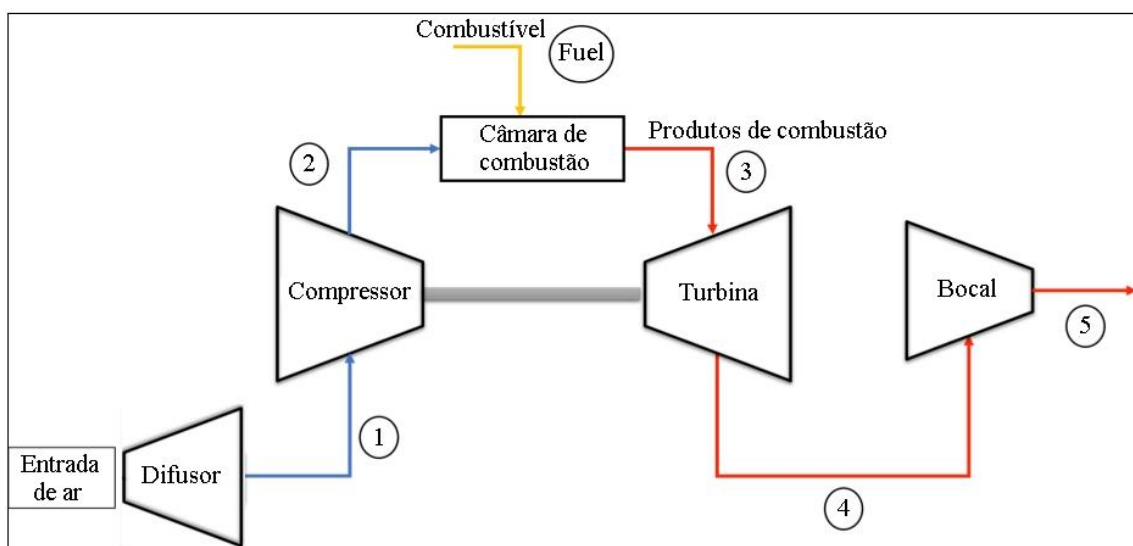
$\dot{Q}_{v.c.,j}$ : taxa de transferência de calor no volume de controle [kW]



$\dot{S}_{ger,v.c.}$ : taxa de geração de entropia no volume de controle [kW/K]

### 3 METODOLOGIA

O modelo de turbina a gás aeronáutica empregado na análise é composto, basicamente, por cinco componentes: difusor, compressor, câmara de combustão, turbina e bocal. A Figura 2 apresenta a disposição dos equipamentos. Vale ressaltar que nas seções 1 e 2, o fluido que escoa pelo equipamento é apenas o ar, porém, a partir da seção 3, tem-se os produtos de combustão que foram gerados na câmara.



**Figura 2** - Representação gráfica do modelo de turbina a gás aeronáutica

Foi feita uma revisão bibliográfica para modelagem termodinâmica de cada componente da turbina a gás aeronáutica, que resultou em um sistema de equações, cuja resolução foi desenvolvida através de uma versão acadêmica do *software* EES. Com isso, foi possível alterar alguns parâmetros, como velocidade, temperatura e pressão na seção de entrada, além da razão de compressão, com o intuito de avaliar a influência nos modos de operação do equipamento.

O combustível utilizado para a avaliação do funcionamento da turbina foi o metano ( $\text{CH}_4$ ). Na análise via base molar, a composição do ar foi adotada como  $\text{O}_2 + 3,76 \text{N}_2$ . Por outro lado, no equacionamento via base mássica, o fluido de entrada utilizado foi o ar padrão fornecido pelo *software*, exceto para o modelamento da câmara de combustão, na qual foi necessário desenvolver a mesma metodologia empregada na base molar.

Com relação aos parâmetros analisados, a velocidade de entrada variou entre 250 m/s e 1 m/s, a temperatura de entrada entre 200 K e 298,15 K e a pressão de entrada teve sua variação entre 60 kPa e 100 kPa, com a finalidade de representar a operação tanto nas condições ambiente quanto em cruzeiro.

#### 4 RESULTADOS

A partir dos resultados gerados nos equacionamentos termodinâmicos de base mássica e base molar, foram obtidos gráficos comparativos entre os resultados para cada parâmetro de entrada que foi utilizado como variante.

Diante disso, as Figuras 3, 4 e 5 apresentam a influência da variação da velocidade de entrada do ar no difusor ( $V_e$ ), respectivamente, na velocidade de saída dos gases que deixam bocal ( $V_5$ ), potência de propulsão ( $\dot{W}_p$ ) e temperatura dos produtos de combustão ( $T_p$ ).

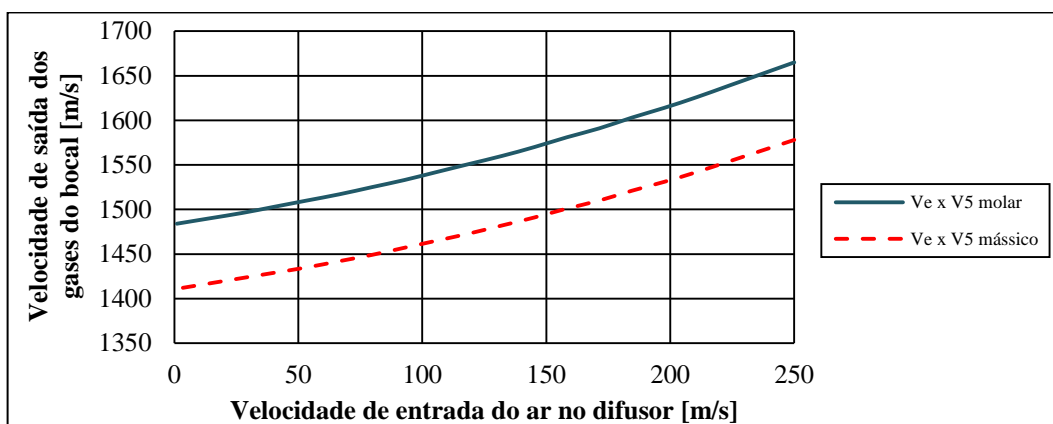


Figura 3 - Velocidade de saída dos gases do bocal em função da velocidade de entrada do ar

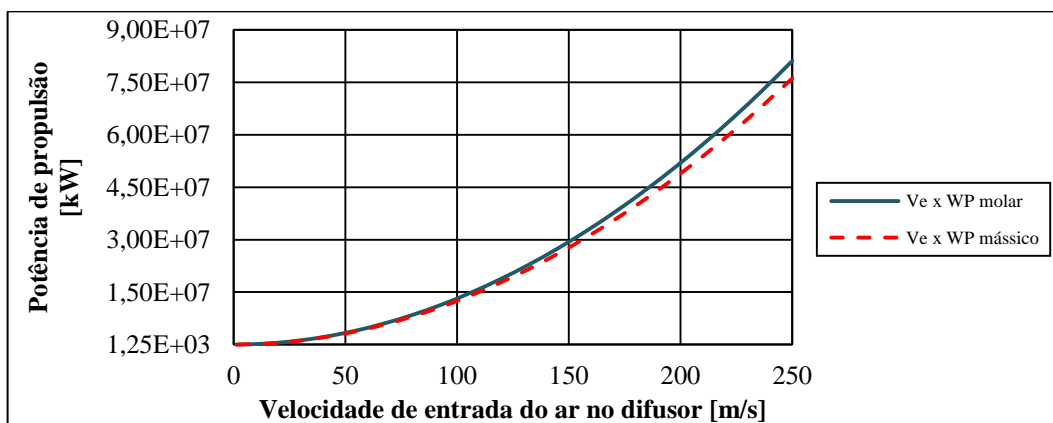
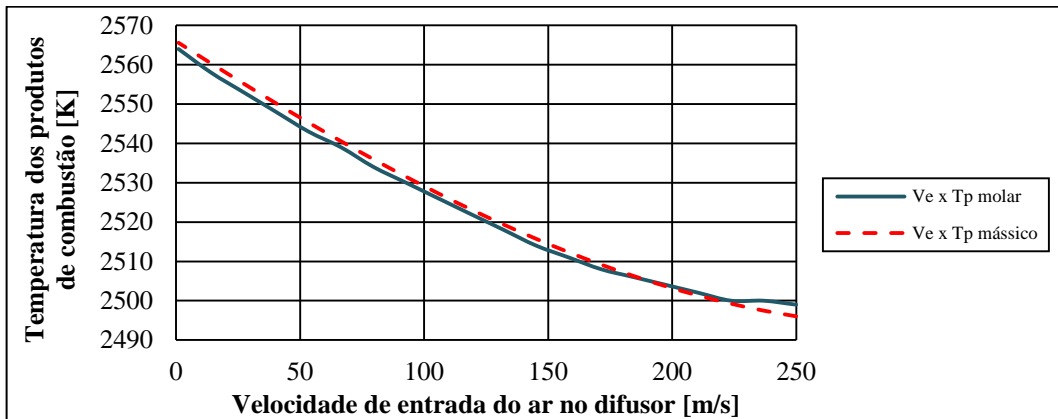
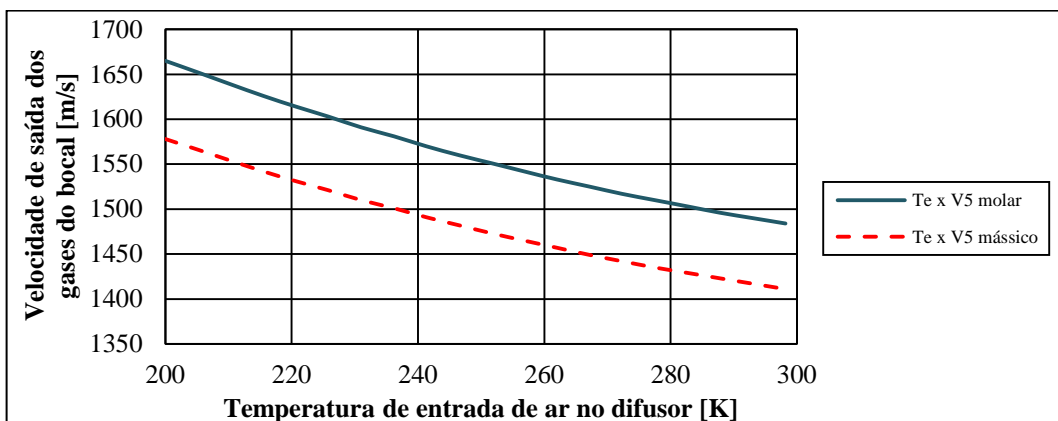


Figura 4 - Potência de propulsão em função da velocidade de entrada do ar

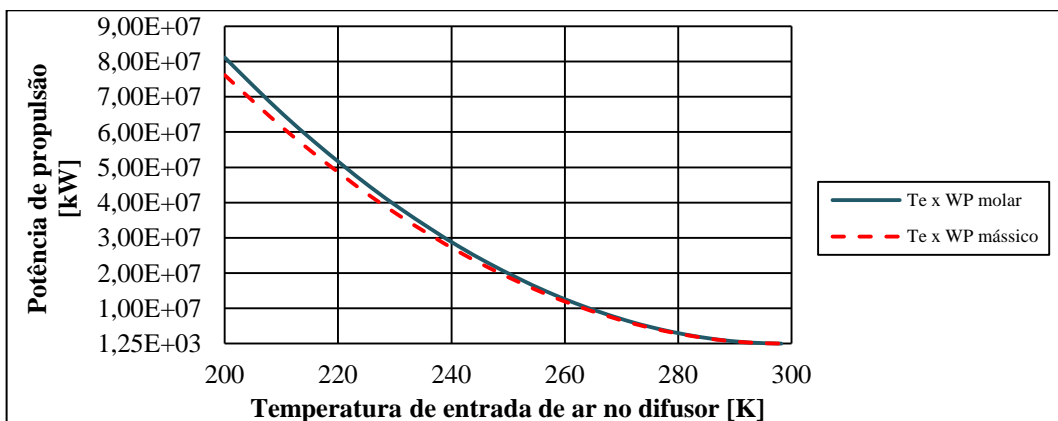


**Figura 5** - Temperatura dos produtos de combustão em função da velocidade de entrada do ar

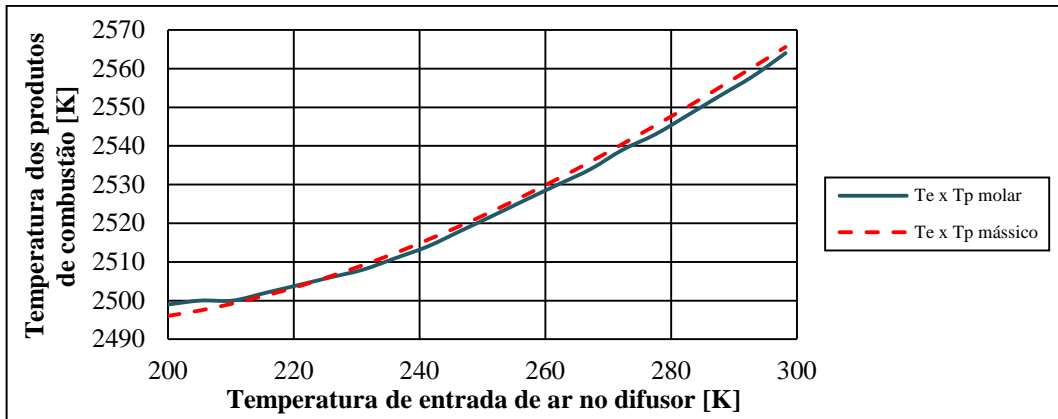
Outro dado de entrada que foi variado foi a temperatura de entrada do ar no difusor ( $T_e$ ) e, com isso, as Figuras 6, 7 e 8 apresentam a influência, respectivamente, na velocidade de saída dos gases que deixam bocal ( $V_5$ ), potência de propulsão ( $\dot{W}_p$ ) e temperatura dos produtos de combustão ( $T_p$ ).



**Figura 6** - Velocidade de saída dos gases do bocal em função da temperatura de entrada do ar

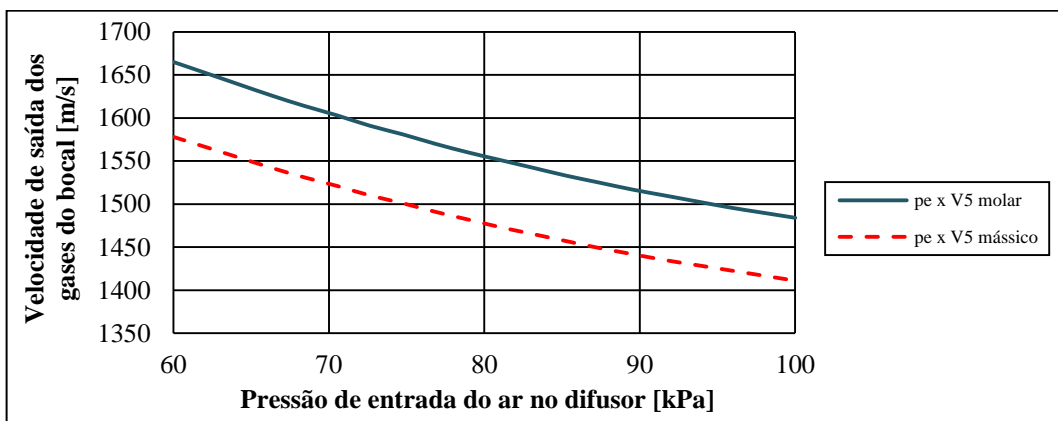


**Figura 7** - Potência de propulsão em função da temperatura de entrada do ar

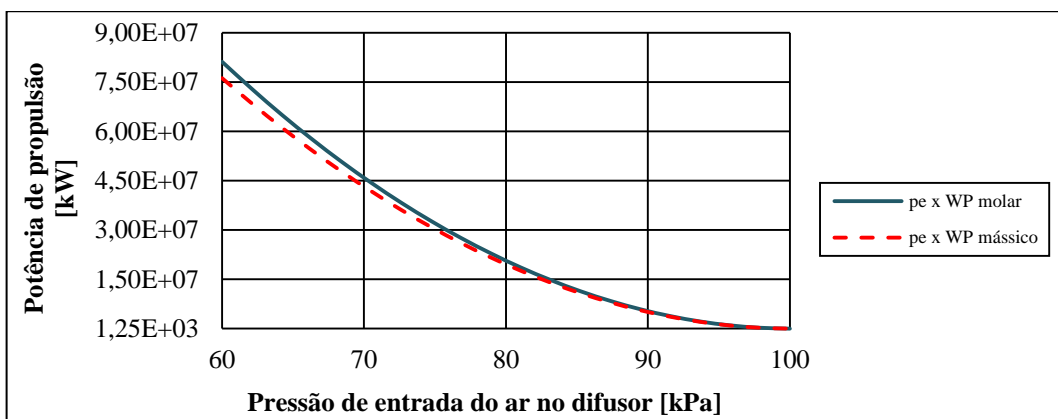


**Figura 8** - Temperatura dos produtos de combustão em função da temperatura de entrada do ar

Em seguida, foi investigado a influência da pressão de entrada do ar no difusor ( $p_e$ ), em relação à velocidade de saída dos gases que deixam bocal ( $V_5$ ), potência de propulsão ( $\dot{W}_p$ ) e temperatura dos produtos de combustão ( $T_p$ ). A comparação pode ser observada, respectivamente, pelas Figuras 9, 10 e 11.



**Figura 9** - Velocidade de saída dos gases do bocal em função da pressão de entrada do ar



**Figura 10** - Potência de propulsão em função da pressão de entrada de ar

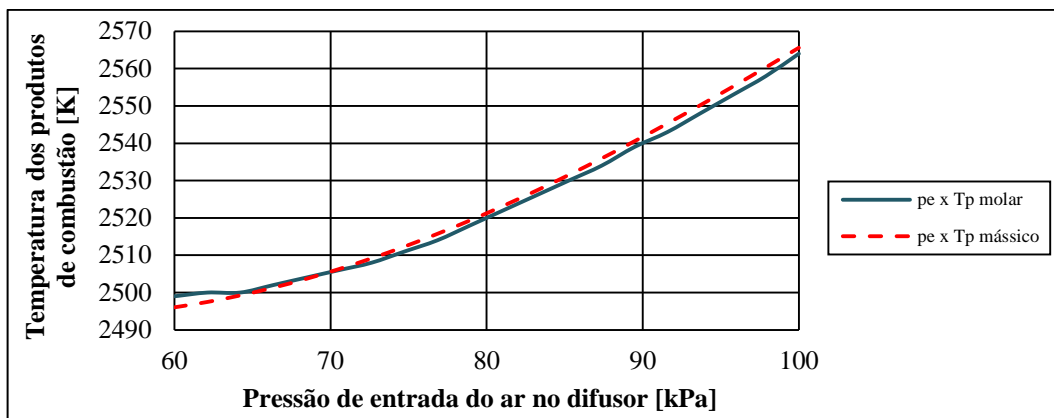


Figura 11 - Temperatura dos produtos de combustão em função da pressão de entrada do ar

Por fim, a razão de compressão ( $rc$ ) foi o último dado de entrada que foi variado, obtendo as Figuras 12, 13 e 14 que ilustram respectivamente a influência desse parâmetro na velocidade de saída dos gases que deixam bocal ( $V_5$ ), potência de propulsão ( $\dot{W}_p$ ) e temperatura dos produtos de combustão ( $T_p$ ).

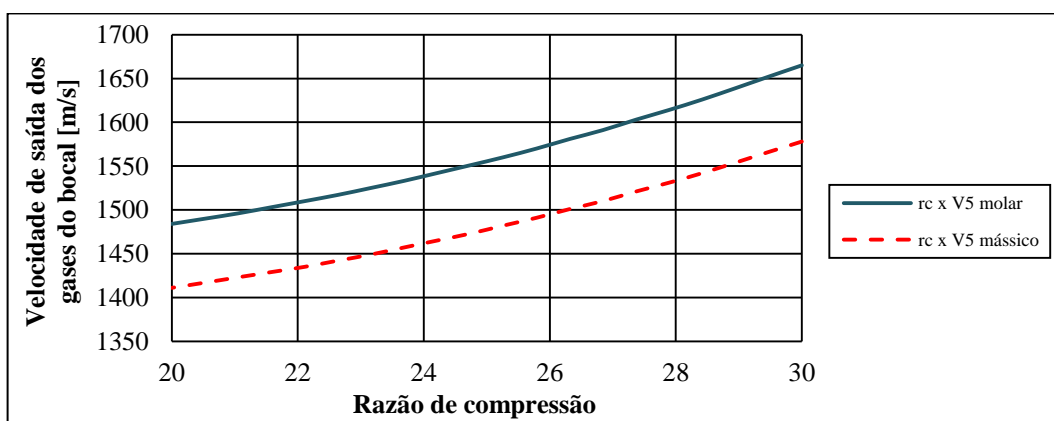


Figura 12 - Velocidade de saída dos gases do bocal em função da razão de compressão

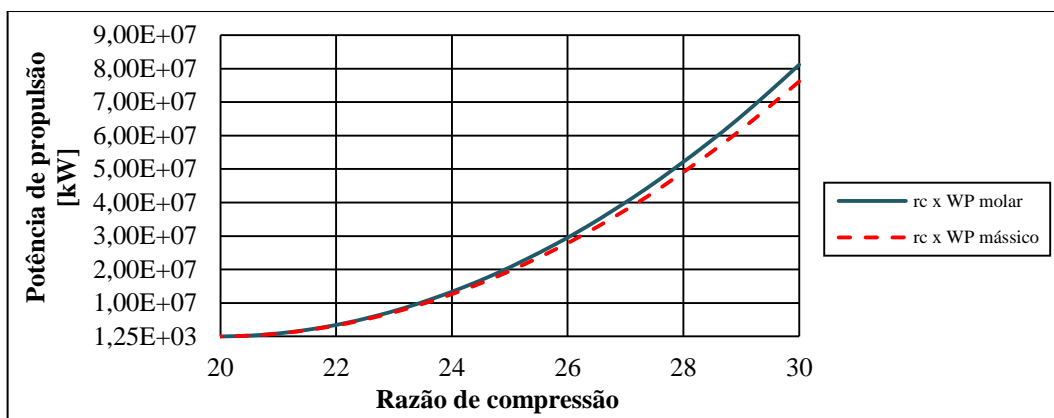
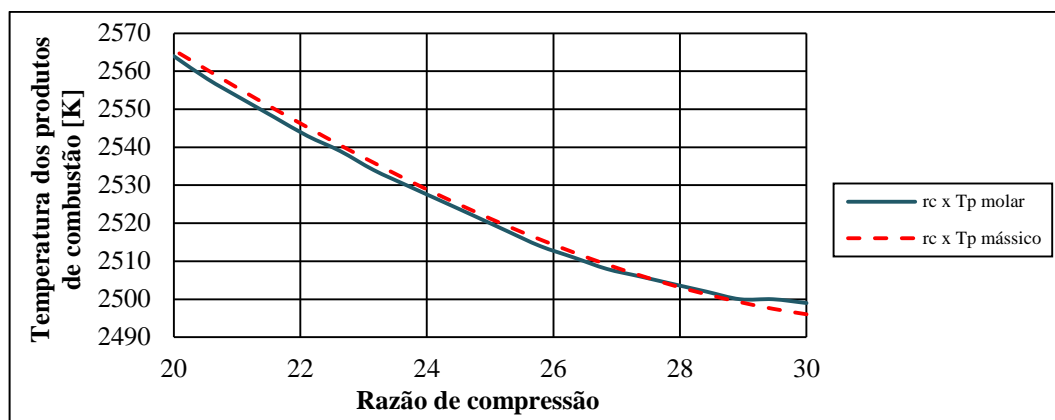


Figura 13 - Potência de propulsão em função da razão de compressão



**Figura 14** - Temperatura dos produtos de combustão em função da razão de compressão

## 5 CONCLUSÃO

No desenvolvimento deste trabalho, foi realizado o equacionamento termodinâmico de cada componente da turbina aeronáutica, utilizando duas vias: sendo o primeiro na base molar, utilizado como referência, e o segundo na base mássica para ser comparado com os resultados obtidos inicialmente.

O desenvolvimento do equacionamento na base molar teve como princípio a combustão do metano no interior da câmara. Diante disso, foi possível alterar alguns parâmetros, como velocidade, temperatura e pressão na seção de entrada, além da razão de compressão. Os resultados alcançados pelas duas vias foram apresentados graficamente, possibilitando avaliar tal comportamento.

As variações mais significativas mostraram-se nos resultados da potência de propulsão e na velocidade de saída dos produtos de combustão do bocal, com variações médias de 5% a 6% entre o equacionamento na base mássica e o equacionamento na base molar.

Apesar das simulações do funcionamento das turbinas aeronáuticas atuais serem muitos mais complexas e ricas em detalhes, pode-se observar o quão próximo está o equacionamento termodinâmico na base molar dos resultados obtidos em simulações computacionais.

## 6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BOSA, Roberto Willian. **Identificação de Parâmetros Utilizando um Simulador de Turbinas a Gás**. 2012. 192 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2012.

ÇENGEL, Yunus A.; BOLES, Michael A. **Termodinâmica**. 7. ed. Porto Alegre: McGraw-Hill, 2013. 1018 p.

DIAS, Fagner Luís Goulart. **Projeto Preliminar e Simulação Computacional de Câmara de Combustão de Turbina a Gás Considerando a Queima de Biocombustíveis**. 2011. 140 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá, 2011.

GIAMPAOLO, T. **Gas Turbine Handbook: Principles and Practices**. 3rd edition. ed. Lilburn, GA: The Fairmont Press, 2006.

MORAN, M. J. et al. **Princípios de Termodinâmica Para Engenharia**. [S.l.]: Grupo GEN, 2013.

VIANA, Rodrigo Barbalat. **Simulação Computacional da Queima do Hidrogênio em uma Câmara de Combustão de uma Turbina a Gás Aeronáutica**. 2011. 64 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Aeronáutica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2011.