

EFEITOS DO AUMENTO DA RAZÃO DE PRESSÃO DO FAN E DA REDUÇÃO DA VAZÃO MÁSSICA DE AR DE ARREFECIMENTO SOBRE O PONTO DE PROJETO DE UM MOTOR TURBOFAN

Drumond de Mélo, drumelo@gmail.com¹
Prof. Dr. Pedro Teixeira Lacava, placava@ita.br¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA. Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12228-900 – São Jose dos Campos – SP

Resumo: O trabalho presente apresenta uma análise dos efeitos da variação da razão de pressão do fan e da vazão mássica de ar de arrefecimento da turbina de alta pressão e componentes associados sobre o desempenho do ciclo termodinâmico de um motor turbofan. De forma a analisar de forma rápida diferentes combinações de parâmetros de ciclo e produzir respostas adequadas, utilizou-se a ferramenta computacional ONx, fornecida de forma gratuita por Mattingly em seu livro *Aircraft Engine Design*. Temperaturas máximas de câmara de combustão entre 1333K e 2000K são analisadas em ciclos cuja pressão do fan varia entre 1,8 e 2,0 e a vazão mássica de ar de arrefecimento varia entre 0% e 7,5% da vazão de ar do núcleo do motor. Finalmente, um direcionamento sobre as possíveis aplicações destas alterações são exploradas assim como um breve resumo qualitativo sobre as implicações decorrentes destas alterações sobre o motor e a aeronave é apresentado, em conjunto aos requisitos necessários para ferramentas que buscam avaliar estes efeitos.

Palavras-chave: Motor turbofan, razão de pressão, fan, ciclo termodinâmico, arrefecimento interno

1. INTRODUÇÃO

Segundo Cohen et al (1996), na definição de um ciclo termodinâmico de um novo motor *turbofan*, o fabricante tem o poder de atuar sobre quatro parâmetros principais do ciclo termodinâmico: as razões de pressão do fan (π_f) e do motor (π_c), a razão de passagem (α) e a temperatura efetiva da câmara de combustão (T_{t4}). Além destes, existem ainda dois parâmetros que influenciam de forma significativa o desempenho do motor e estão vinculados à características intrínsecas da construção e operação do motor, que são o valor do *Throttle Ratio* (TR) e da vazão de ar de arrefecimento da seção de alta pressão das turbinas ($\varepsilon_{1,2}$).

No caso de aeronaves executivas de alto desempenho e grande alcance, onde há necessidade de motores que possuam seção transversal reduzida e consumo específico reduzido, procura-se utilizar grandes valores de razões de pressão no fan de forma a aumentar a tração específica (F/m_0) e assim diminuir a seção transversal do motor. Entretanto, esta alteração faz com que o consumo específico (S) aumente, tornando-se necessário atuar sobre os demais parâmetros de funcionamento do motor a fim de retornar este consumo específico aos valores adequados para utilização do motor.

Neste trabalho, utilizando-se o motor base desenvolvido no trabalho de Mélo (2009), busca-se quantificar o aumento do consumo específico decorrente do aumento da razão de pressão no fan instalado no motor. Após esta etapa, são propostas possíveis alterações de parâmetros a fim de adequar novamente o motor à aeronave proposta no mesmo trabalho. Estas propostas não estão limitadas às tecnologias existentes e podem indicar novas áreas de estudo para o aumento da base de conhecimento da construção de motores *turbofan*.

2. METODOLOGIA DE PESQUISA

Definiu-se o uso da rotina computacional ONx (Mattingly et al, 2002) para a avaliação do desempenho no ponto de projeto de cada uma das configurações propostas para o motor. Como referência, os dados de eficiência politrópica, perda de carga e demais eficiências dos componentes são adotadas conforme tendência apresentada por Mattingly et al (2002) para motores com data de entrada em serviço (EIS) entre 2005 e 2025.

Para as temperaturas máximas da câmara de combustão (T_{t4max}), foram pesquisadas temperaturas entre 1333 K e 2000 K, com passo de variação de 111 K. Estas são então convertidas em temperatura efetiva na câmara de combustão através da equação (1), utilizando-se $TR = 1,062$ e temperatura total adimensional do escoamento não perturbado (θ_0) de 0,8580 (Mélo, 2009).

$$T_{t4} = \frac{\theta_{t0}}{TR} T_{t4\max} \quad (1)$$

As vazões mássicas percentuais de ar de arrefecimento para a turbina de alta pressão e suas palhetas direcionadoras de fluxo associadas são calculadas através das equações (2) e (3) (Mattingly et al, 2002), utilizando-se como o valor da temperatura de corte (T_C) o valor de 1333 K. Posteriormente, esta vazão foi diminuída atuando-se diretamente sobre o valor de T_C , aumentando-o, de forma a produzir valores menores para temperaturas mais elevadas.

$$\text{se } T_{t4\max} \geq T_C; \varepsilon_{1,2} = \frac{1,8 \cdot (T_{t4\max} - T_C)}{16000} \quad (2)$$

$$\text{se } T_{t4\max} < T_C; \varepsilon_{1,2} = 0 \quad (3)$$

De acordo com Cohen et al (1996), para cada conjunto de valores de T_{t4} e π_f existe um valor ótimo de α que, ao mesmo tempo, minimiza o valor de S e maximiza o valor de F/m_0 para aquele ciclo. A rotina *ONx* tem a capacidade de encontrar automaticamente este valor ótimo de α mediante a ativação deste recurso. Para este trabalho, este recurso estará sempre ativado, de forma que sempre que ler-se valores de α ou π_f , estes são os valores ótimos para aquele ciclo em especial.

3. RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES

A Tabela 1 relaciona todos os valores obtidos na simulação dos ciclos de referência, cujos valores de π_f e T_C possuem os mesmos valores utilizados por Mélo (2009).

Tabela 1 – Resultados da simulação de ciclo termodinâmico para $\pi_f = 1,8$ e $T_C = 1333$ K

$T_{t4\max}$ K	$e_{1,2}$ -	T_{t4} K	F/m_0 N.s/g	S g/(kN.s)	a -
1333	0,0000	1078	0,2011	18,13	1,498
1444	0,0125	1167	0,1991	17,81	2,227
1556	0,0250	1257	0,1952	17,34	3,058
1667	0,0375	1347	0,1928	17,05	3,855
1778	0,0500	1437	0,1913	16,86	4,610
1889	0,0625	1527	0,1902	16,73	5,333
2000	0,0750	1616	0,1894	16,65	6,017

A segunda pesquisa foi feita elevando-se o valor de π_f para 2,0 e sem alteração nas vazões percentuais de arrefecimento. Os resultados desta simulação, chamada de condição 2, são mostrados na Tabela 2.

Tabela 2 – Resultados da simulação de ciclo termodinâmico para $\pi_f = 2,0$ e $T_C = 1333$ K

$T_{t4\max}$ K	$e_{1,2}$ -	T_{t4} K	F/m_0 N.s/g	S g/(kN.s)	a -
1333	0,0000	1078	0,2416	18,69	1,0159
1444	0,0125	1167	0,2389	18,38	1,6061
1556	0,0250	1257	0,2341	17,88	2,2818
1667	0,0375	1347	0,2312	17,57	2,9297
1778	0,0500	1437	0,2292	17,37	3,5431
1889	0,0625	1527	0,2279	17,24	4,1307
2000	0,0750	1616	0,2269	17,15	4,6865

Tendo em vista o aumento do consumo específico para valores acima dos limites definidos pelo trabalho de Mélo (2009), atuou-se sobre o valor da vazão do ar de arrefecimento. Como caso limite, considerou-se ciclos onde não houvesse presença desta vazão de arrefecimento, fazendo-se $T_C = 2000$ K. Os resultados obtidos para a condição 3 são mostrados na Tabela 3.

Tabela 3 – Resultados da simulação de ciclo termodinâmico para $\pi_T = 2,0$ e $T_C = 2000$ K

T_{t4max} K	$e_{1,2}$ -	T_{t4} K	F/m_0 N.s/g	S g/(kN.s)	a -
1333	0,0000	1078	0,2416	18,69	1,0159
1444	0,0000	1167	0,2324	17,71	1,8500
1556	0,0000	1257	0,2275	17,17	2,7022
1667	0,0000	1347	0,2248	16,84	3,5595
1778	0,0000	1437	0,2229	16,65	4,4186
1889	0,0000	1527	0,2216	16,53	5,2898
2000	0,0000	1616	0,2208	16,47	6,1679

4. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Inicialmente, procurou-se verificar a relação existente entre a razão de passagem do ciclo (que foi calculada automaticamente para que π_T fosse ótima) e a temperatura máxima na câmara de combustão, para as condições de razão de pressão e vazão de ar de arrefecimento das condições descritas nas Tabelas 1, 2 e 3. A Figura 1 ilustra esta relação, onde nos ciclos em que há arrefecimento, a vazão percentual é indicada numericamente logo acima do ponto que denota o ciclo simulado. Vê-se que entre a referência e a condição 2, onde apenas houve a mudança do valor de π_T , são obtidos valores menores de razão de passagem do ciclo para cada uma das temperaturas de pesquisa.

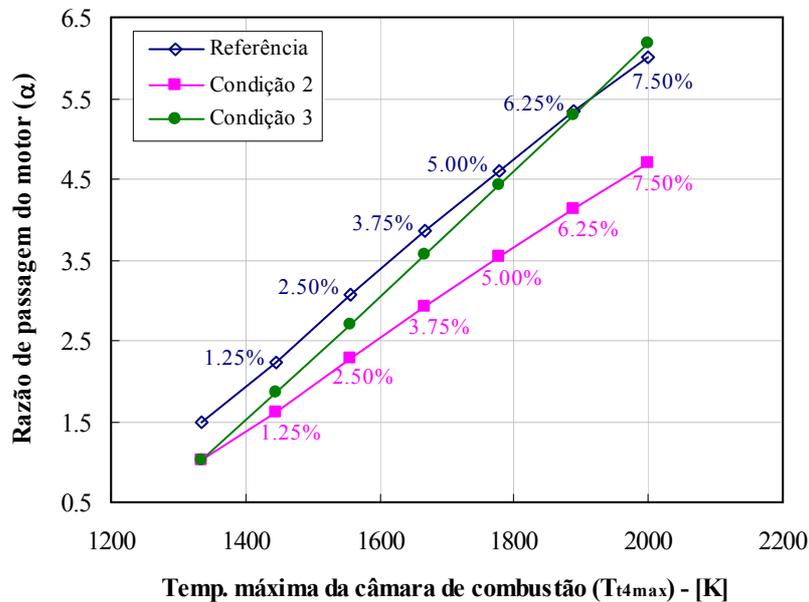


Figura 1 - Razão de passagem do motor em função da temperatura efetiva da câmara de combustão e da vazão de ar de arrefecimento da turbina de alta pressão para diversas temperaturas máximas da câmara de combustão.

Conforme afirmado por Mattingly et al (2002), isto resulta em maior tração específica e conseqüente aumento do consumo específico em relação aos ciclos de referência, principalmente por conta da menor vazão em massa do ar de passagem e do maior trabalho realizado sobre este em virtude da maior razão de pressão. A comparação individual entre o ciclo de referência e a condição 2 pode ser vista graficamente na Figura 2.

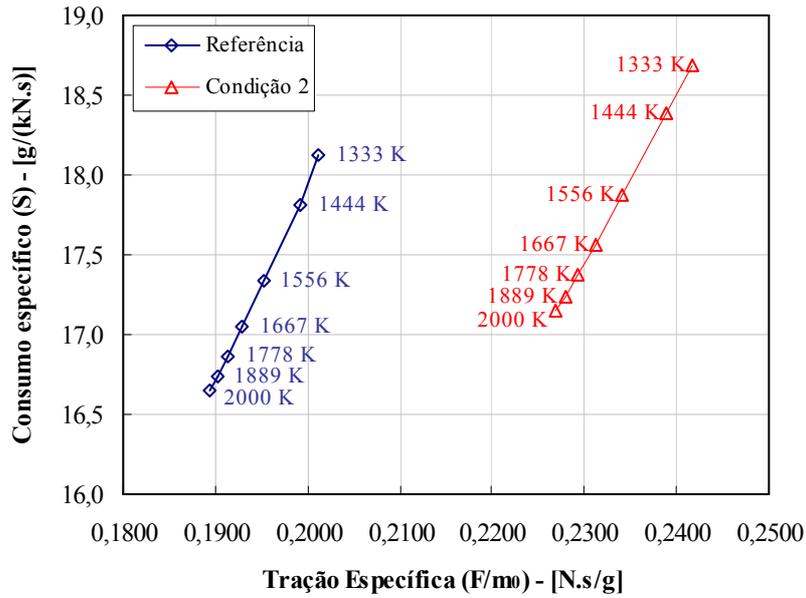


Figura 2 - Comparativo de consumo e tração específicas em função da temperatura máxima da câmara de combustão e da vazão de ar de arrefecimento entre os ciclos de referência e da condição 2.

A Figura 2 mostra que o simples aumento do valor de π_r faz com que o consumo específico dos ciclos aumente de tal forma que ultrapassa o limite para aplicação na aeronave base apresentada no trabalho de Mélo (2009), a qual tem como limite $S = 16,77$ g/(kN.s). Desta forma, procurou-se atuar sobre a vazão de ar de arrefecimento como forma de reduzir o consumo específico do ciclo de forma indireta, provocando o aumento da razão ótima de passagem do motor e assim, aumentando a eficiência propulsiva do motor (Mattingly et al, 2002).

Na condição 3 foram simulados ciclos sem vazão de ar de arrefecimento. A Figura 1 mostra que a condição 3 apresenta um ciclo com parâmetros coincidentes aos da condição 2 na primeira temperatura de pesquisa. Entretanto, a evolução da razão de passagem ótima com o aumento da temperatura apresenta um gradiente maior que o da condição anterior. Pode-se inferir então que o consumo específico será mais próximo ao da referência para a condição 3 nas temperaturas superiores de ciclo. Este fato pode ser comprovado através da Figura 3, que compara isoladamente a condição 3 à condição de referência.

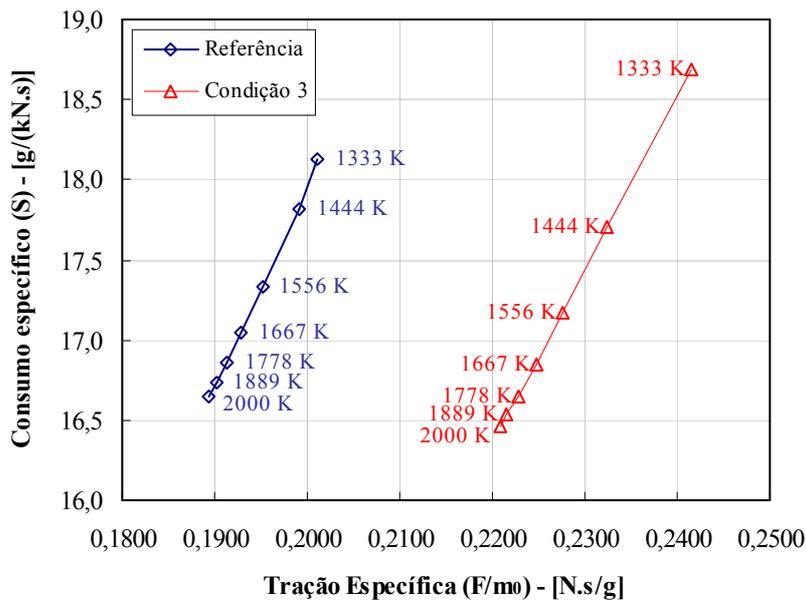


Figura 3 - Comparativo de consumo e tração específicas em função da temperatura máxima da câmara de combustão e da vazão de ar de arrefecimento entre os ciclos de referência e da condição 3.

Comparando-se os gráficos das Figura 2 e 3, vê-se que, à exceção da temperatura de 1333K, todas as demais temperaturas de pesquisa da condição 3 foram beneficiadas em redução de consumo específico com a extinção da vazão de ar de arrefecimento, mas com o ônus de uma redução no valor de tração específica, quando comparados aos resultados obtidos para a condição 2. Apesar disto, o aumento desta variável relativo aos ciclos de referência em todas as temperaturas permanece. Fato notável é o ganho em consumo específico para temperaturas de 1444K e acima, em relação ao mesmo ciclo de referência, sendo que neste caso, já há ciclos possíveis de uso na aeronave base do trabalho de Mélo (2009). Nesta condição seria possível inclusive optar entre duas soluções. A primeira faria opção pela manutenção da temperatura máxima de câmara de combustão adotada em Mélo (2009) ($T_{t,max}=1855K$), resultando em uma razão de passagem aproximadamente igual à original ($\alpha=5,10$) e um consumo específico com valor menor, de $S=16,57$ g/(kN.s). Como esta modificação não alteraria de forma significativa o arrasto global da aeronave, pode-se deduzir que a aeronave ganharia em autonomia ou alcance. A segunda faria opção por reduzir a temperatura máxima da câmara de combustão para cerca de 1667K, mantendo-se o consumo específico de projeto ($S=16,77$ g/(kN.s)). Isto resultaria em uma redução expressiva da razão de passagem ótima ($\alpha=3,6$), com impactos diretos sobre o arrasto global da aeronave. Além disto, uma temperatura inferior tornaria o projeto menos restritivo do ponto de vista do projeto da parte quente do motor. Conforme afirmado por Oates (1985), o impacto destas alterações sobre a emissão de ruídos e poluentes não podem ser desprezados e simulações que incluam estas variáveis entre os resultados finais devem ser executadas antes de decidir o melhor caminho a ser tomado.

5. CONCLUSÃO

A primeira vista, o aumento da razão de pressão do *fan* é interessante, pois melhora a tração específica e por isto permite que o motor necessite de uma vazão mássica de ar menor para uma mesma tração comparado à um motor que tenha menor tração específica. Entretanto, esta modificação também está associada a um aumento do consumo específico que, para aeronaves cujo motor é dimensionado para atendimento deste requisito, pode impedir o uso deste na aeronave. Desta forma, além do aumento da razão de pressão do *fan*, deve buscar-se métodos para diminuir a quantidade de ar sangrado do compressor com a finalidade de arrefecer a turbina de alta pressão e palhetas diretoras de fluxo associadas. Os recentes avanços na tecnologia de materiais de construção para estas partes, bem como novos métodos mais eficientes de arrefecimento que diminuam a quantidade de ar necessária podem ser incorporados aos novos motores de forma a melhorar o desempenho do motor da forma mais adequada, priorizando a tração ou o consumo específico deste.

Entretanto, uma decisão final apenas pode ser tomada após a análise do conjunto aeronave-motor de forma completa, pois a alteração da tração específica certamente acarretará uma mudança no arrasto global da aeronave completa. Da mesma forma, alterações na razão de passagem e na temperatura de trabalho do motor também poderão ocasionar alterações tanto na emissão de ruídos como na emissão de poluentes deste motor. Assim, apenas simulações que envolvam todas estas variáveis de forma integrada estarão aptas a avaliar de forma coerente os ganhos advindos destas mudanças.

6. REFERÊNCIAS

- Cohen, H., Rogers, G.F.C, Saravanamutto, H.I.H., 1996, "Gas Turbine Theory", 4th Ed., Longman Group Limited, London, 442 p.
- Mattingly, J.D., Heiser, W. H., Pratt, D. T., 2002, "Aircraft Engine Design", 2nd Ed., AIAA, Reston, 687 p.
- Mélo, D., 2009, "Projeto Conceitual De Um Motor Turbofan Para Uso Em Aeronaves Executivas De Alto Desempenho", Dissertação de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, São José dos Campos, 127 p.
- Oates, G. C., 1985, "Aerothermodynamics Of Aircraft Engines", AIAA, New York, 551 p.

7. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.



VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA
VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING
18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil
August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil

INFLUENCE OF INCREASED FAN PRESSURE RATIO AND REDUCED COOLING AIR MASS FLOW OVER A TURFOFAN ENGINE DESIGN POINT

Drumond de Mélo, drumelo@gmail.com¹
Prof. Dr. Pedro Teixeira Lacava, placava@ita.br¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA. Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias – 12228-900 – São Jose dos Campos – SP

***Abstract:** This work presents an analysis about the effects over turbofan engine thermodynamical cycle due to alterations in the fan pressure ratio and high pressure turbine rotor and nozzle guide vanes cooling air mass flow. To produce, in a fast and accurate way, analysis results for several thermodynamic cycle input quantities combinations, the ONx computational tool, authored by Mattingly and made available in his Aircraft Engine Design book was used. Maximum combustion chamber temperatures between 1333K and 2000K were analyzed in cycles which fan pressure ratio is between 1,8 and 2,0 and cooling air mass flow is between 0% and 7,5% of the engine core mass flow. Finally, a direction about the possible applications of these changes are explored and a brief, qualitative explanation, about it's implications over the engine and aircraft is presented, along the requirements for tools that will be used to evaluate these effects.*

***Keywords:** Turbofan engine, pressure ratio, fan, thermodynamical cycle, internal cooling*

1. RESPONSIBILITY NOTICE

The authors are the only responsible for the printed material included in this paper.