



Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Análise de Desempenho de Turbinas a Gás
Aeronáutica de 1 kN de Empuxo usando Combustíveis
Alternativos

Bolsista: Caique Gonçalves Ferreira

Orientador(a): Marcelo Assato

Período a que se refere o relatório: Agosto de 2014 a Julho de 2015

Resumo

Normalmente, turbinas a gás aeronáutica são projetadas para operarem com querosene de aviação QAv-1, no entanto, existem possibilidades de usar outros tipos de combustíveis com diferentes poderes caloríficos. Neste trabalho, o desempenho de uma turbina a gás de 1 kN de empuxo é investigado usando diferentes combustíveis, tais como: querosene QAv-1 (referência), etanol, e prosene – combustível a base de oleaginosas (já testada na década de 80 na antiga divisão PMO/IAE). Definição das eficiências dos componentes e parâmetros operacionais para o cálculo de desempenho do motor no ponto de projeto tem sido assumidos tomando como referência informações coletadas da literatura. Comparações de desempenho do motor usando os combustíveis alternativos têm sido feitas considerando o motor operando no nível de mar ou altitude de 7 km, estacionário ($M=0$) ou em voo com número de Mach igual a 0,8. Os resultados tem mostrado que usando etanol obtém um pequeno aumento de empuxo do motor somente em voo, no entanto, aumenta se muito o consumo específico de combustível quando comparado com o querosene QAv-1. Para o combustível prosene, nota se pequena diferença de desempenho, tanto no empuxo como no consumo específico de combustível.

1. Introdução

Por muitas décadas o querosene de aviação, QAv-1 tornou se o combustível primário dos motores a jato que impulsionam as companhias aéreas e frotas militares. No entanto, devido ao fato do querosene ser oriundo do petróleo, constantemente sofre a influencia da variação dos preços nos mercados internacionais que impacta nos custos de transporte, pois está

diretamente ligado ao preço do barril de petróleo. E este, por sua vez, é condicionado por vários fatores externos como, influência política dos países produtores até a oferta econômica que está sujeita e variação do câmbio sujeito às variações de moedas [1]. Outro fator importante, nos dias de hoje, é a tendência mundial de se adotar uma legislação padronizada e abrangente para a proteção ambiental com adoção de níveis cada vez mais existentes, exigindo um maior rigor no controle e na diminuição das emissões dos gases poluentes. De um modo geral, a tendência mundial tem mostrado um caminho que leva a desenvolver motores mais eficientes na geração de potência, mais flexíveis na obtenção e utilização de combustíveis alternativos proporcionando ao consumidor o poder de decidir pelo combustível que melhor lhe convier economicamente, e menos agressivos ao meio ambiente, tudo isto sem perder a confiabilidade exigida na aviação. Um combustível alternativo ainda não foi totalmente desenvolvido, mas existem muitas pesquisas em andamento. O etanol, que possui grande disponibilidade no Brasil, no resto do mundo ainda não é amplamente utilizado, mesmo tendo grandes vantagens do ponto de vista ambiental. Também, alguns estudos tem mostrado que faz diferença no desempenho da aeronave. Com ele, o motor opera mais frio, que diminui o desgaste e permite estender o tempo entre revisões gerais do motor (TBO) acarretando num menor custo operacional.

Portanto, este trabalho tem como objetivo investigar a variação de desempenho em termos de empuxo e consumo específico de combustível de um turbo jato de 1 kN de empuxo usando combustíveis alternativos, como o etanol e prosene.

2. Material e métodos

Uma configuração básica de uma turbina a gás aeronáutica é mostrada na Figura 1.

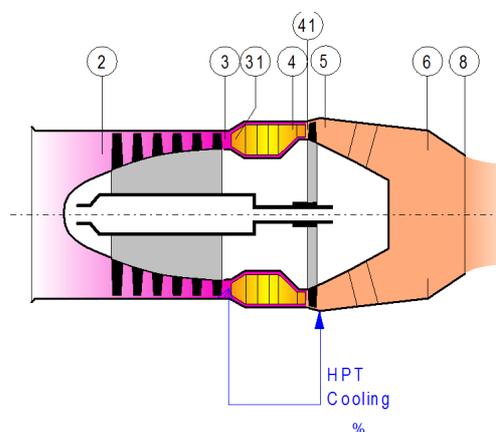


Figura 1: Turbina a gás aeronáutica e suas estações termodinâmicas.

Estações Termodinâmicas: 2- Entrada do ar no compressor; 3- Saída do ar comprimido do compressor; 31- Entrada de ar na câmara de combustão; 4- Saída dos gases de combustão da câmara de combustão; 41- Entrada dos gases nas palhetas do rotor da turbina; 5- Saída dos gases após a expansão na turbina; 6- Entrada dos gases no bocal convergente propulsor; 8- Saída dos gases do bocal propulsor.

Primeiramente, uma pesquisa a fim de encontrar motores já existentes de aproximadamente 1 kN de empuxo foi feita. A Tabela 1 apresenta informações dos principais motores tais como: fabricante, dimensões, peso, características dos componentes e desempenho como o empuxo e consumo específico. Foi observado que os fabricantes, geralmente, não disponibilizam informações específicas dos motores, tais como: razão de pressão, rotação, temperatura máxima na entrada da turbina na literatura aberta. Alguns valores necessários para a simulação de desempenho foram adotados em experiências adquiridas pelos pesquisadores da APA/IAE.

Tabela 1 – Informações de motores turbo jatos de 1 kN de empuxo e seus fabricantes.

Especificações	Turbinas de até 1kN de empuxo			
	TJ-100 A	T317	TRS 18	NPT 301
Empresa Produtora:	Czech Aero Engine Industry	Klockner humbolt Deutz	Microturbo S.A.	Noel Penny Turbines Ltd
Nacionalidade:	República Checa	Alemanha	França	Inglaterra
Empuxo:	1,10 kN (247 lbf)	1,067 kN (240 lbf)	1,00 - 1,10 kN (225 - 247 lbf)	1,3 kN (300 lbf)
Comprimento:	625 mm (24,6 in)	769,62 mm (30,3 in)	650 mm (25,59 in)	1000 mm (39,37 in)
Diâmetro Externo:	272 mm (10,7 in)	347,98 mm (13,7 in)	350 mm (13,78 in)	343 mm (13,5 in)
Peso Total:	20,6 kg (45,4 lb)	31,97 kg(70,5 lb)	37 kg (81,6 lb)	45 kg (99,2 lb)
Combustível:	JET A-1, JP5, JP8	-	Bomba Elétrica	Bomba Elétrica
Consumo Específico:	1,09 kg/daN/h (1.09 1/h)	-	35 mg/N·s (1.24 lb/h·lb st)	1.08 Lbs/h/lb st.
Óleo:	3 cST / 5 cST	-	-	Aeroshell 750 MIL-L-23699
Compressor:	Axial	Axial	Axial	Radial
Câmara de combustão:	Anular	Anular	Anular	Anular
Turbina:	Axial	Axial	Axial	Axial
Razão de pressão:	-	-	-	4.7

A modelagem matemática que determina o desempenho de um ciclo termodinâmico - tipo Brayton é apresentada a seguir de acordo com as referencias [2], [3], [4]:

Modelagem matemática para o Compressor:

São conhecidos; a vazão mássica de entrada de ar \dot{m}_2 , a temperatura T_2 , a razão de pressão (P_3/P_2), a eficiência isentrópica do compressor, $\eta_{isen,C}$ e razão de calores específicos $\gamma=C_p/C_v$. É possível determinar a temperatura de saída do compressor através da seguinte equação:

$$T_3 = T_2 \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{isen,C}} \left[\left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\} \quad (1)$$

A potência consumida pelo compressor necessária para realizar o processo de compressão pode ser determinado pela expressão:

$$w_C = \dot{m}_2 C_p (T_3 - T_2) \quad (2)$$

Modelagem matemática para a Câmara de Combustão:

São conhecidos, a vazão de ar de entrada na câmara de combustão \dot{m}_{31} , a eficiência da câmara de combustão, η_{CC} , o poder calorífico inferior do combustível, PCI, a temperatura T_3 , e definida a temperatura máxima do ciclo correspondente a entrada da turbina, T_4 . Logo, através do balanço de energia na câmara de combustão determina se a vazão mássica de combustível pela equação:

$$\dot{m}_{31} C_p (T_4 - T_3) = \dot{m}_{comb} PCI \eta_{CC} \quad (3)$$

Cabe ressaltar que :

$$\dot{m}_{31} = \dot{m}_3 - \dot{m}_{resfr} \quad (4)$$

Onde \dot{m}_{resfr} representa uma parcela de ar extraído para resfriamento interno do motor e selagem dos mancais. A mesma vazão de ar retorna após a expansão dos gases na turbina.

Modelagem matemática para a Turbina (Expansor):

São conhecidos; a vazão mássica de entrada de ar \dot{m}_4 , a temperatura T_4 , a razão de pressão (P_5/P_4), a eficiência isentrópica da turbina, $\eta_{isen,T}$ e razão de calores específicos $\gamma=C_p/C_v$. A temperatura de saída da turbina após a expansão é calculada por:

$$T_5 = T_4 \left\{ 1 - \eta_{isen,T} \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\} \quad (5)$$

A potência produzida pela turbina necessária para acionar o compressor é determinada pela equação:

$$w_T = \dot{m}_4 C_p (T_4 - T_5) \quad (6)$$

Logo, cabe lembrar que para uma turbina a gás aeronáutica - turbo jato tem se:

$$w_T = w_C \quad (7)$$

Modelagem matemática para o Misturador:

Conforme já comentado, uma pequena vazão de ar é extraída da saída do compressor a fim de resfriar alguns componentes do motor e realizar a selagem dos mancais. Em seguida esta parcela de ar retorna e mistura com os gases expandidos da turbina. Do balanço de energia é possível calcular a temperatura após a mistura dos gases e ar:

$$T_6 = \frac{\dot{m}_g c_{pg} T_5 + \dot{m}_{resfr} c_{psa} T_{s1}}{\dot{m}_g c_{pg}} \quad (8)$$

Cálculo do Empuxo e Consumo Específico:

O empuxo produzido pelo motor é dado pela equação:

$$F = \dot{m}_g (V_g - V_0) + A_g (p_{g,stat} - p_0) \quad (9)$$

Onde V_g é a velocidade dos gases de exaustão no bocal propulsor ($V_g = a_g M_g$). A velocidade do som ($a_g = \sqrt{\gamma R_g T_{g,stat}}$). No bocal propulsor admite um escoamento sônico, ou seja, $M_g = 1$. A temperatura estática $T_{g,stat}$ pode ser determinada pela relação:

$$\frac{T_g}{T_{g,stat}} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_g^2 \quad (10)$$

A pressão estática $p_{g,stat}$ de maneira similar é dada como:

$$p_{g,stat} = \frac{P_g}{\left[\frac{T_g}{T_{g,stat}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (11)$$

A velocidade V_0 representa a velocidade do escoamento do ar antes da entrada do motor, e p_0 é a respectiva pressão estática destes escoamento. Para a condição de Ponto de Projeto, admite se $V_0 = 0$ (condição estacionária), e $p_0 = 101,325$ [kPa] (nível do mar).

A área do bocal propulsor é obtida da relação:

$$\frac{\dot{m}_g \sqrt{T_g}}{A_g P_g} = \sqrt{\frac{\gamma}{R_g}} \frac{M_g}{\left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_g^2 \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} \quad (12)$$

O consumo específico do motor relaciona o consumo de combustível pelo empuxo produzido:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_{comb}}{F} \quad (13)$$

3. Resultados

A fim de aplicar o conhecimento do ciclo termodinâmico, a modelagem matemática foi implementada em planilha Excel usando o querosene como combustível para produzir 1 kN de empuxo, e os resultados foram comparados com os produzidos pelo *software GasTurb*. A Tabela 2 apresenta os resultados obtidos pela modelagem e pelo *software GasTurb*. Nota se um desvio máximo de 3 [%] entre os resultados.

Tabela 2 – Comparação dos resultados do turbo jato de 1 kN de empuxo.

Resultados - Trabalho IC				Resultados - GasTurb				Desvios Percentuais			
Estação	m [kg/s]	T [K]	P [kPa]	Estação	m [kg/s]	T [K]	P [kPa]	Estação	W [%]	T [%]	P [%]
amb		288,15	101,325	amb		288,15	101,325	amb		0,000	0,000
1	1,6300	288,15	101,325	1	1,671	288,15	101,325	1	-2,515	0,000	0,000
2	1,6300	288,15	101,325	2	1,671	288,15	101,325	2	-2,515	0,000	0,000
3	1,6300	458,93	405,300	3	1,671	457,58	405,300	3	-2,515	0,294	0,000
31	1,5488	458,93	405,300	31	1,587	457,58	405,300	31	-2,466	0,294	0,000
4	1,5800	1173,15	378,960	4	1,618	1173,15	378,956	4	-2,406	0,000	0,001
41	1,5800	1173,15	378,960	41	1,618	1173,15	378,956	41	-2,406	0,000	0,001
49	1,5800	1031,00	197,431	49	1,618	1025,03	194,022	49	-2,406	0,579	1,727
5	1,6615	999,01	197,431	5	1,702	999,54	194,022	5	-2,438	-0,053	1,727
6	1,6615	999,01	197,431	6	1,702	999,54	194,022	6	-2,438	-0,053	1,727
8	1,6615	999,01	197,431	8	1,702	999,54	194,022	8	-2,438	-0,053	1,727
Bleed	0,0815	458,93	405,300	Bleed	0,084	457,58	405,300	Bleed	-3,047	0,294	0,000
F [N]			1000	F [N]			1000,0	FN [N]			0,000
TSFC [g/(kN*s)]			31,176	TSFC [g/(kN*s)]			31,0326	TSFC [g/(kN*s)]			0,460
Compressor:				Compressor:				Compressor:			
Eficiência isentrópica [-]			0,8200	Eficiência isentrópica [-]			0,8200	Eficiência isentrópica [%]			0,000
Razão de Pressão [-]			4,00	Razão de Pressão [-]			4,00	Razão de Pressão [%]			0,000
Potência consumida [kW]			280,38	Potência consumida [kW]			286,62	Potência consumida [%]			-2,226
Câmara de Combustão:				Câmara de Combustão:				Câmara de Combustão:			
Vazão de Combustível			0,03118	Vazão de combustível			0,03103	Vazão de combustível [%]			0,468
Eficiência de Combustão [-]			0,9900	Eficiência de Combustão [-]			0,9900	Eficiência de Combustão [%]			0,000
Perda de pressão P4/P31 [-]			0,9350	Perda de pressão P4/P31 [-]			0,9350	Perda de pressão P4/P31 [-]			0,001
PCI [kJ/kg]			43000	PCI [kJ/kg]			43000	PCI [kJ/kg]			0,000
Turbina:				Turbina:				Turbina:			
Eficiência isentrópica [-]			0,8500	Eficiência isentrópica [-]			0,8500	Eficiência isentrópica [%]			0,000
Rotor Cooling - HPT/W2 [-]			0,0500	Rotor Cooling - HPT/W2 [-]			0,0500	Rotor Cooling - HPT/W2 [-]			0,000
Razão de Expansão [-]			1,919	Razão de Expansão [-]			1,9532	Razão de Expansão [%]			-1,756
Potência produzida [kW]			280,11	Potência produzida [kW]			286,6	Potência produzida [%]			-2,323
Bocal:				Bocal:				Bocal:			
A8 [m2]			0,006808	A8 [m2]			0,0069841	A8 [m2]			-2,587
XM8 [l]			1	XM8 [l]			1	XM8 [l]			0,000
V8 [m/s]			577,8	V8 [m/s]			573,6	V8 [m/s]			0,730

A seguir serão mostrados os resultados obtidos usando diferentes combustíveis, a saber: QAv-1 (referência), e os alternativos: Prosene e Etanol. A Figura 2 mostra o empuxo produzido pelo motor versus a rotação. Conforme pode ser observado para o motor operando no nível do mar e estacionado, os empuxos obtidos são praticamente os mesmos usando os

diferentes combustíveis, e atinge 1000 N para a rotação nominal de 42000 rpm. Para a altitude de 7 km e velocidade de voo de Mach igual a 0,8 os empuxos não ultrapassam 600 N. É possível notar, para esta condição, que usando Etanol obtém se, apesar de que pequeno, um maior empuxo quando comparado com os demais combustíveis. O consumo de etanol é maior que os demais combustíveis que acarreta numa maior quantidade de vazão de gases no bocal propulsor gerando um maior empuxo.

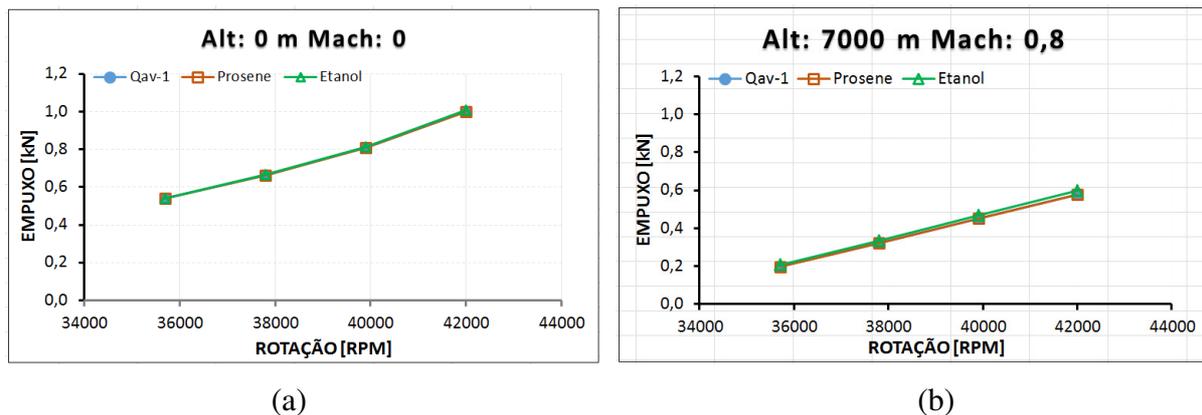


Figura 2: Empuxo versus Rotação: (a) Alt=0 [m] e Mach=0; (b) Alt=7000 [m] e Mach=0,8.

A redução do empuxo com o aumento da altitude ocorre devido à diminuição da densidade do ar, e consequentemente, a redução na vazão mássica na entrada do compressor impactando no empuxo do motor. A Figura 3 mostra este efeito da altitude na vazão mássica de ar no motor.

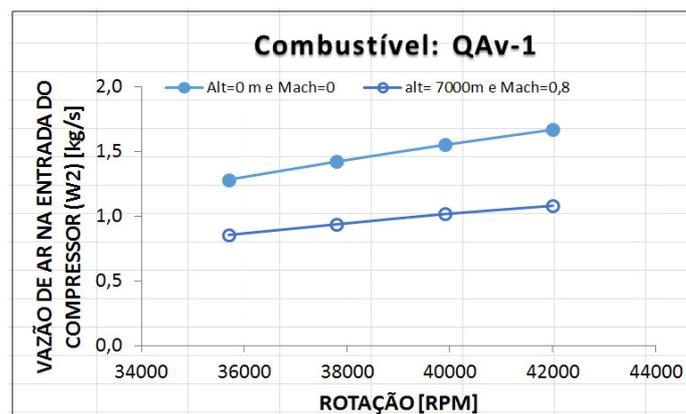
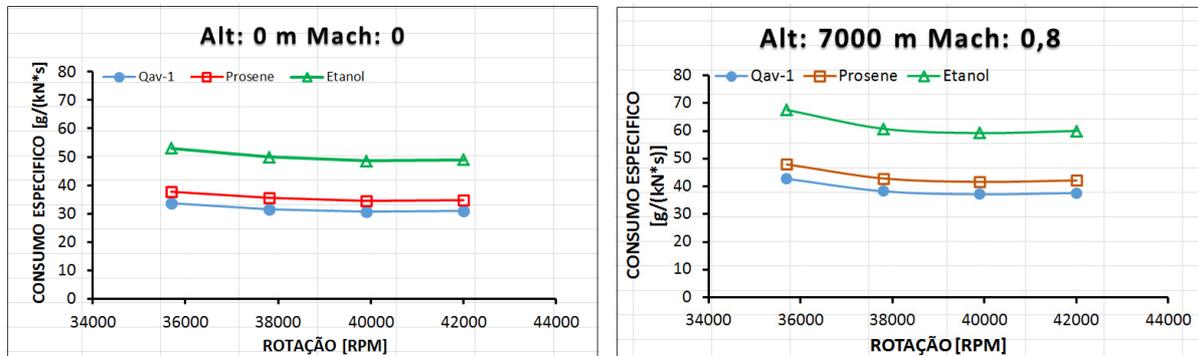


Figura 3: Variação da vazão mássica de ar versus Rotação para a Alt=0 [m] e Alt=7000 [m].

Da Figura 4 pode se observar que o consumo específico de combustível é maior para o etanol, em seguida para o prosene e por último para o QAv-1 que relaciona ao Poder

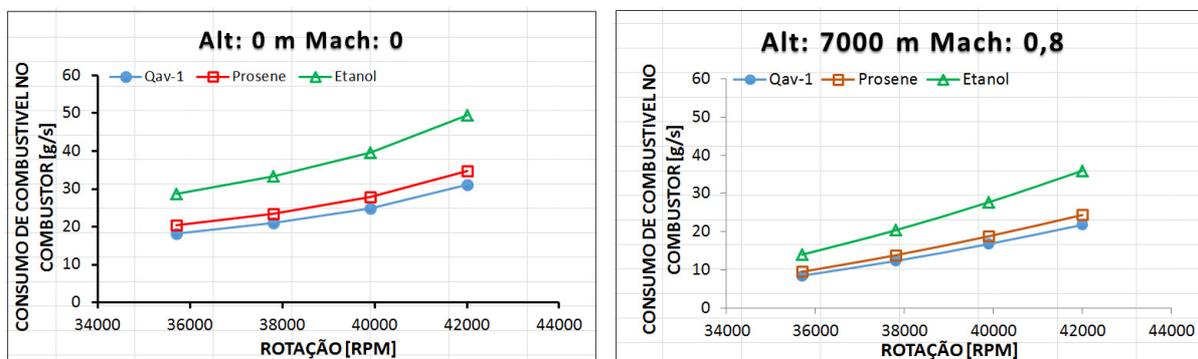
Calorífico Inferior do Combustível, respectivamente como sendo $PCI_{\text{etanol}}=26,8$ [kJ/kg], $PCI_{\text{prosene}}=38,2$ [kJ/kg] e $PCI_{QAV-1}=43$ [kJ/kg].



(a) (b)

Figura 4: Consumo Específico de Combustível versus Rotação: (a) Alt=0 [m] e Mach=0; (b) Alt=7000 [m] e Mach=0,8.

Para entregar a mesma taxa de energia ($m_{\text{comb}} * PCI$) ao motor obtém uma maior quantidade de vazão de combustível, na sequencia, etanol, prosene e QAV-1 conforme pode ser observado na Figura 5.



(a) (b)

Figura 5: Consumo de Combustível no Combustor versus Rotação: (a) Alt=0 [m] e Mach=0; (b) Alt=7000 [m] e Mach=0,8.

A Figura 6 mostra a temperatura dos gases na saída do combustor, T4, que corresponde a entrada do componente turbina. Notemos que para Alt=0 e Mach=0 para todas as rotações a temperatura permanece abaixo de 900 °C (temperatura máxima de projeto). No entanto, para Alt=7000 m e Mach=0,8 existe a necessidade de reduzir a rotação abaixo de 95% da rotação nominal (≈ 39900 rpm) para que o motor funcione de maneira segura e integra.

Analisando as Figuras 7, 8 pode se verifica que a redução da área do bocal propulsor da turbina aumenta o empuxo do motor, mas como consequência a temperatura no combustor é

muito alta para os materiais utilizados, sendo impossibilitado a redução da área com rotação de 42000 rpm, mas ao se reduzir a rotação para 39900 rpm, 95%, permite-se que a redução chegue a quase 3%, mantendo uma temperatura abaixo dos 900°C no combustor.

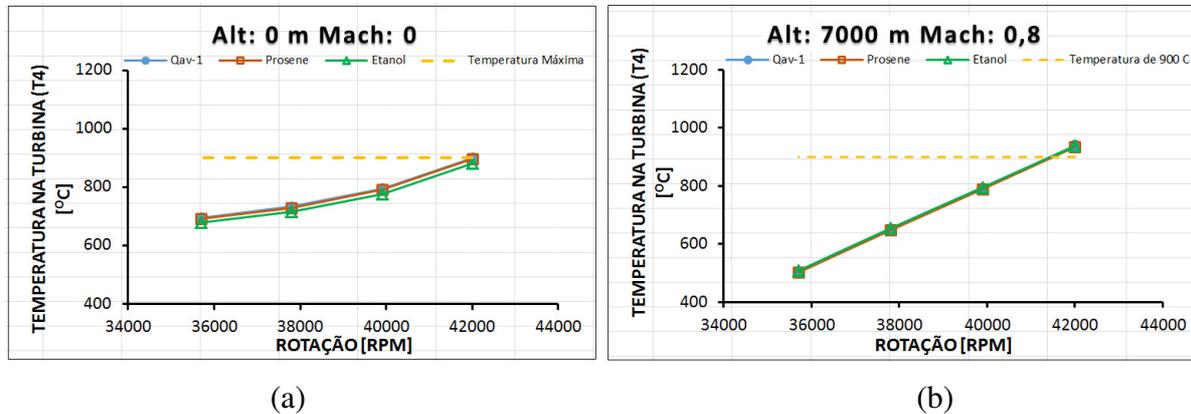


Figura 6: Temperatura na Entrada do Componente Turbina versus Rotação: (a) Alt=0 [m] e Mach=0; (b) Alt=7000 [m] e Mach=0,8.

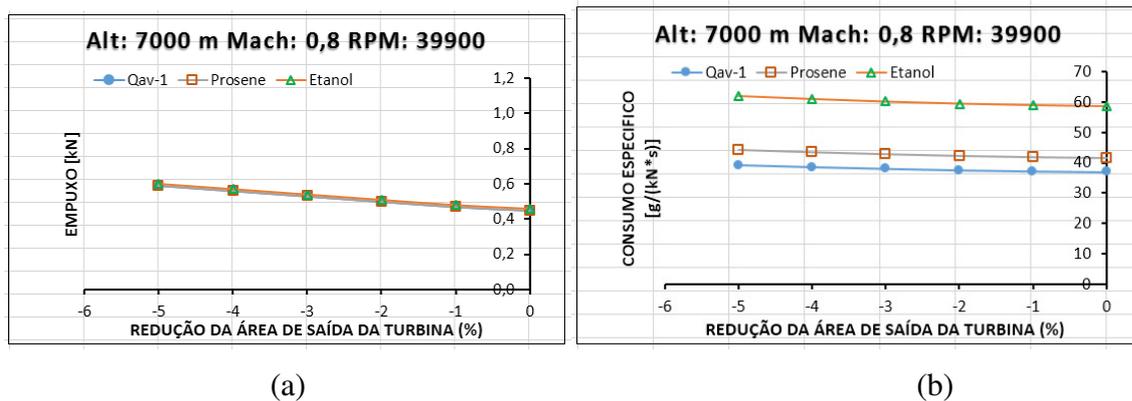


Figura 7: Investigação da redução da área de saída da turbina: (a) Empuxo; (b) Consumo Específico de Combustível.

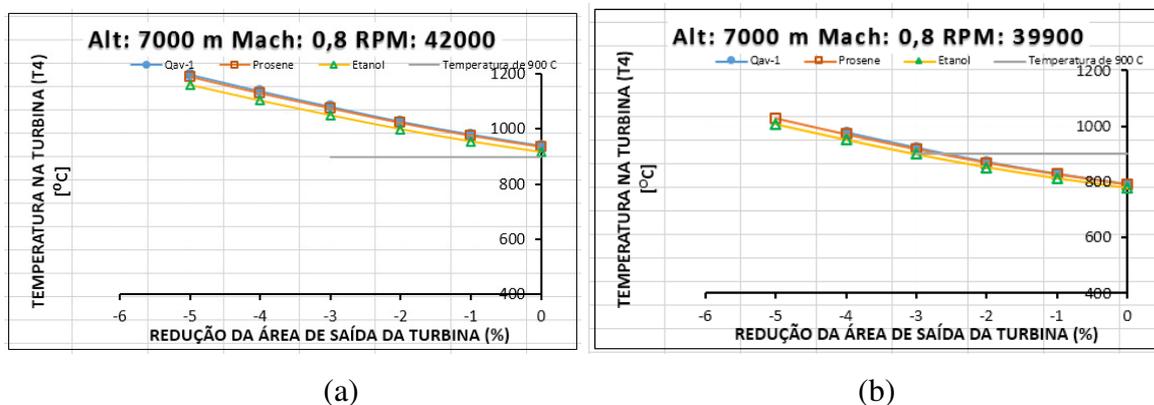


Figura 8: Temperatura na turbina versus Redução da área de saída da turbina. (a) com rotação de 42000 rpm e (b) com rotação de 39900 (95%).

4. Conclusões

A partir dos estudos realizados e dos resultados obtidos, e comparando-se os desempenhos em termos de empuxo e consumo específico dos combustíveis, como o etanol, prosene e Qav-1 operando um turbo jato com empuxo de 1 kN, pode-se concluir e comprovar que o Etanol proporciona um pequeno aumento no empuxo do motor comparado aos outros combustíveis, mas tendo uma faixa de consumo específico maior para se obter tal empuxo. O Prosene se mostrou muito eficaz com alto poder de combustão, proporcionando grandes rotações e desempenho muito similar ao combustível Qav-1 o qual foi usado como referência.

A redução da área do bocal foi outro estudo que se demonstrou muito interessante, tendo como resultado um aumento de 0,58 para 0,74 kN no empuxo reduzindo-se de 1% a 5% da área total do bocal da turbina. Mas teve um grande problema, a temperatura que se atinge no combustor ultrapassava os 900°C, sendo isso um fato negativo devido ao gasto extra com novos materiais e mais resistentes não compensando reduzir a área do bocal em qualquer ocasião. Até 2,5% de redução da área e rotação de 95% da nominal é viável a operação.

Todos esses cálculos obtidos foram com altitude de 0 e de 7000 metros e de velocidade Mach igual 0 e 0,8 e, após analisa-los percebeu-se que essas condições influenciam muito nos resultados obtidos devido às temperaturas e pressões que atuam em todos os processos do motor. Mas, mesmo com essas dificuldades, todas as respostas foram satisfatórias, muito próximos e condizentes com os da literatura, e também no que tange na viabilidade técnica do uso de diferentes combustíveis. Um estudo de viabilidade econômica que contabiliza os custos dos combustíveis e manutenção, também, poderá mostrar outras vantagens de se utilizar combustíveis alternativos.

Referências

- [1] Revista Aeromagazine, “*Motores e combustíveis de aviação*”, Ed. 224, 1/2013.
- [2] Saravanamuttoo, H. I. H., Rogers. G. F. C., Cohen, H. & Straznicky, P.V., 2008, A., “*Gas Turbine Theory*”, 6^o ed., Prentice Hall.
- [3] Walsh, P. P. & Fletcher, P., 1998, “ *Gas Turbine Performance* ”, ISBN: 0632048743, 9780632048748, Blackwell Science.
- [4] Fonseca Filho, V. F., 2010, “*Estudo Preliminar de Propulsor para Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) de Alto Desempenho*”, Trabalho de Graduação, UNESP/FEG – Universidade Estadual Paulista/Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Guaratinguetá/SP.