

## Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Definição da Configuração de um Motor Aeronáutico de Ciclo Variável usando Combustíveis Alternativos.

Bolsista: Thais Christine de Souza

Orientador: Marcelo Assato

Período a que se refere o relatório: Setembro de 2015 a Julho de 2016

### 1. RESUMO

O motor aeronáutico de ciclo variável (*VCE – Variable Cycle Engine*) é basicamente um *turbo-fan* com *by-passes* de ar variáveis que tem a função de dividir o escoamento para fora e para o interior do núcleo do motor proporcionando atingir diferentes valores de empuxo e consumo específico de combustível. O motor pode ter até três *by-passes* distribuídos ao longo do mesmo os quais poderão estar abertos ou fechados caracterizando configurações diferentes de motores. Tem como principais objetivos a obtenção das características de desempenho e operacionais do motor usando diferentes combustíveis, como: Querosene QAv-1 (referência), e Etanol. Para a realização deste estudo, o *software GasTurb* será usado. Os parâmetros de desempenho como o empuxo e consumo específico total de combustível servirão como base para definir a configuração ótima de *by-passes* em diferentes números de Mach e altitude de voo usando os diferentes combustíveis propostos.

### 2. Introdução

#### Definição: Motor aeronáutico de Ciclo Variável

O motor de propulsão aeronáutico do tipo turbina a gás de ciclo variável é basicamente um motor de *by-passes* variáveis. A quantidade de ar pelos *by-passes* é variada sobre uma ampla faixa, e programado da forma que o motor tenha uma taxa de *by-pass* ótimo em cada velocidade de voo. O objetivo deste motor é operar de acordo com as principais características vantajosas dos dois tipos de motores usados para propulsão aeronáutica, a saber, o turbo jato e o turbo fan em função de regime de voo da aeronave. O turbo jato é adequado para alto número de Mach de voo, enquanto o turbo fan para baixo Mach ou voo subsônico. Uma atuação de abertura ou fechamento de *by-passes* possa encontrar um motor

que opere ora com características de turbo jato ora de turbo fan tornando se um motor de ciclo termodinâmico variável. Este tipo motor representa um dos maiores desafios técnicos de engenheiros de desempenho de turbinas a gás na procura por motores que venham atender as demandas futuras por sistemas avançados de propulsão em cobrir de maneira eficiente todo o envelope de voo.

**A seguir são descritos as principais vantagens e desvantagens do turbo fan em relação ao turbo jato.**

**Vantagens do Turbo Fan sobre o Turbo Jato:**

- By pass de ar não é aquecido;
- Acelera grande quantidade de massa de ar em baixa velocidade;
- Produz maior empuxo em baixa velocidade de voo;
- Menor consumo específico de combustível TSFC;
- Produz maior eficiência propulsiva em baixa velocidade de voo;
- Mais curta decolagem ou maior potência de peso bruto da aeronave;
- Menor ruído do motor.

**Desvantagens do Turbo Fan sobre o Turbo Jato:**

- Ventilador (Fan) adicional;
- Grande taxa de escoamento de massa de ar;
- Perdas de eficiência devido a folga na ponta das palhetas do ventilador;
- Maior complexidade mecânica;
- Maior dificuldade de reinício de partida do motor em voo;
- Menor limite de velocidade de voo.

Em resumo, o motor turbo fan é mais eficiente na produção de empuxo para uma dada quantidade de combustível, ou seja, a principal vantagem do turbo fan é em produzir mais empuxo líquido com baixo consumo de combustível. No entanto, em algumas aplicações tais como em Mach de 2 a 3 em voo de cruzeiro, o turbo jato é ainda empregado. O caça F-16 usa um motor turbo fan de baixa razão de by pass, enquanto o YF-17 usa dois motores turbo jato mesmo embora ambos caças foram projetados para missões idênticas.

A figura 1 indica o motor aeronáutico apropriado a ser instalado numa aeronave em função do regime de voo, ou seja, a velocidade, altitude e consumo específico [2].

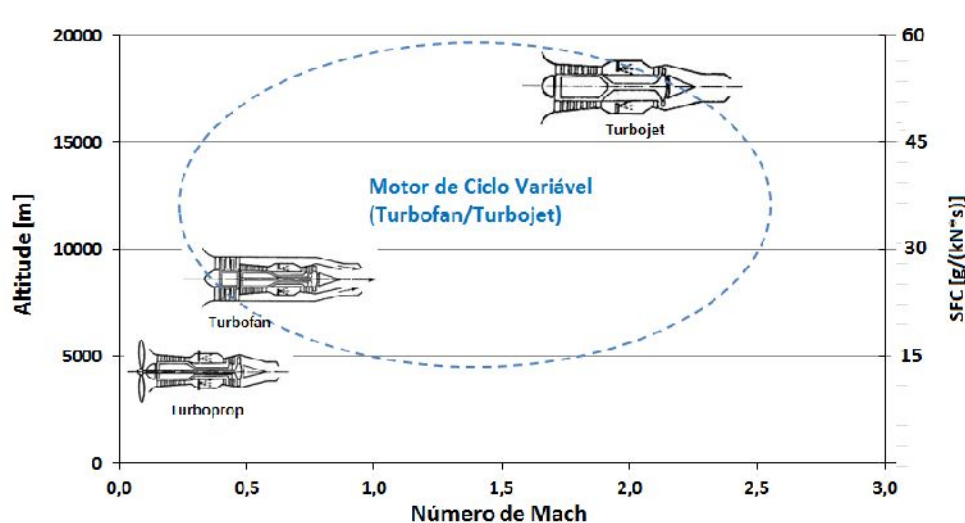


Figura 1. Tipos de motores para cada regime de voo.

Para baixa altitude (até 10 [km]) e número de Mach subsônico ( $M < 1,0$ ) o motor Turbo Fan é indicado, enquanto que para altas altitudes e velocidades supersônicas o motor Turbo Jato apresenta melhor desempenho entre os motores. O motor de Ciclo Variável pode operar de acordo com um Turbo Fan ou um Turbo Jato dependendo das condições de operações requeridas pelas aeronaves.

Portanto, o **objetivo** desse estudo está em analisar o desempenho de um motor a jato de ciclo variável que venha a se comportar como um turbo *fan* ou turbo jato dependendo dos ajustes “ótimos” de by-passes existentes ao longo do motor em cada circunstância de voo da aeronave em cumprir a sua missão. Para avaliar o desempenho do motor de ciclo variável, o mesmo será comparado com um motor turbo *fan* convencional.

### 3. Metodologia

A metodologia matemática de descreve a operação do motor ciclo variável (*VCE – Variable Cycle Engine*) ou do turbo fan é dada pelo conjunto de equações apresentadas na tabela 1.

Tabela 1: Equações de Modelagem

<b>Compressor fan</b>	
-----------------------	--

	$T_3 = T_2 \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{isen,c}} \left[ \left( \frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\}$ $w_C = \dot{m}_2 C_p (T_3 - T_2)$
<b>Câmara de combustão</b>	$\dot{m}_{31} C_p (T_4 - T_3) = \dot{m}_{comb} PCI \eta_{CC}$ $\dot{m}_{31} = \dot{m}_3 - \dot{m}_{resfr}$
<b>Turbina (expansor)</b>	$T_5 = T_4 \left\{ 1 - \eta_{isen,T} \left[ 1 - \left( \frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}$ $w_T = \dot{m}_4 C_p (T_4 - T_5)$
<b>Empuxo</b>	$F = \dot{m}_8 (V_8 - V_0) + A_8 (p_{8,stat} - p_0)$
<b>O consumo específico de combustível produzido:</b>	$TSFC = \frac{\dot{m}_{comb}}{F}$

A Figura 2 mostra somente o motor de ciclo variável para exemplificar a denominação das estações de termodinâmica.

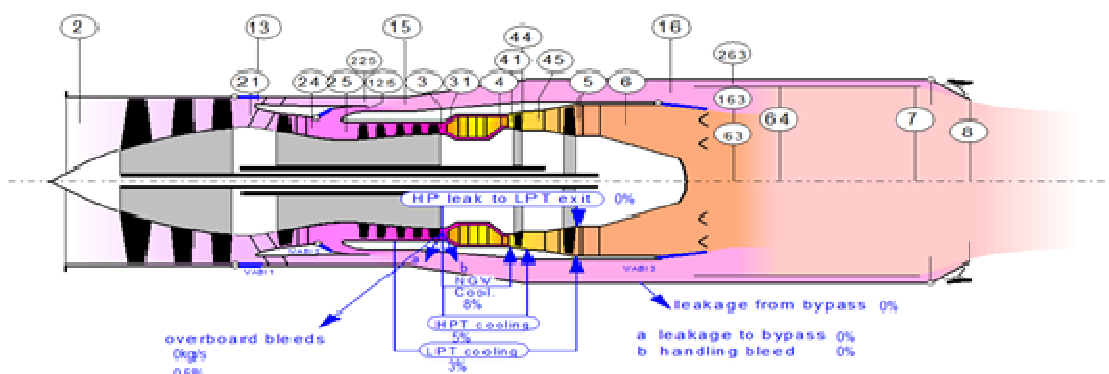


Figura 2. Configuração do motor de ciclo variável

O motor de ciclo variável (VCE – *Variable Cycle Engine*) usado no presente trabalho possui três portas de by-passes (VABI-*Variable Area Bypass Injection*) distribuídas ao longo do motor, as quais são destacadas em azul na Figura 2. O VABI 1 encontra-se posicionada após o fan entre as estações 13 e 21. O VABI 2 está situado na frente do compressor HPC e divide o escoamento de ar entre as estações 125 e 25. O VABI 3 possibilita a mistura do ar frio (do

bypass) com os gases quentes provenientes da saída após a expansão na turbina, estação 6. O motor de ciclo variável torna-se similar ao motor *Turbo-fan* com as portas VABI 1 e VABI 3 abertas, e VABI 2 fechada, e com a eliminação do compressor intermediário IPC. Além disso, é possível operar como um *Turbo-jato* com todas as portas VABI's fechadas, O motor a jato de ciclo variável será avaliado para uma missão simplificada de uma aeronave militar. A Figura 3 mostra uma missão resumida, para o projeto do ciclo termodinâmico do motor em atender os requerimentos de desempenho, e desta forma, avalia-se o motor de ciclo variável apresenta vantagens substanciais em relação ao turbofan convencional. Primeira questão a ser analisada será em verificar se será capaz de atender os requerimentos da missão, e em seguida se o consumo de combustível para toda a missão é inferior em relação ao turbofan.

Conforme pode ser observado na Figura 3, as principais tarefas da missão podem ser resumidas para:

- 1- Voo em cruzeiro e de patrulha em Altitude de 11 km,  $M=0,7$  durante 200 minutos, requerendo um empuxo de 16 kN;
- 2- Voo de aproximação e ataque para alijamento de bombas em Altitude de 6 km,  $M=1,5$  durante 5 minutos, requerendo um empuxo de 70 kN (com pós-queimador).

Em qualquer altitude e número de Mach, o motor deve atender todo o envelope de voo. No entanto, etapas de subidas e descidas de altitudes com variações de empuxo envolvendo análises transientes não serão consideradas neste estudo.

O motor turbo *fan* militar de baixo by-pass (Volvo RM-12) terá as seguintes características de desempenho (condições ISA ( $T_{amb}=15\text{ }^{\circ}\text{C}$ , nível do mar, estático:  $M=0$ ):

Empuxo máximo: 54 kN (12.100 lbf); ou 80,5 kN (18.100 lbf) com pós-queimador

SFC máximo: 23,9 mg/Ns (0,844 lb/(lbf\*hr)); ou 50,6 mg/Ns (1,79 lb/(lbf\*hr) com pós-queimador

Razão de pressão total (OPR): 27,5:1

Razão de *by-pass*: 0,31:1

Vazão mássica de ar: 69 kg/s

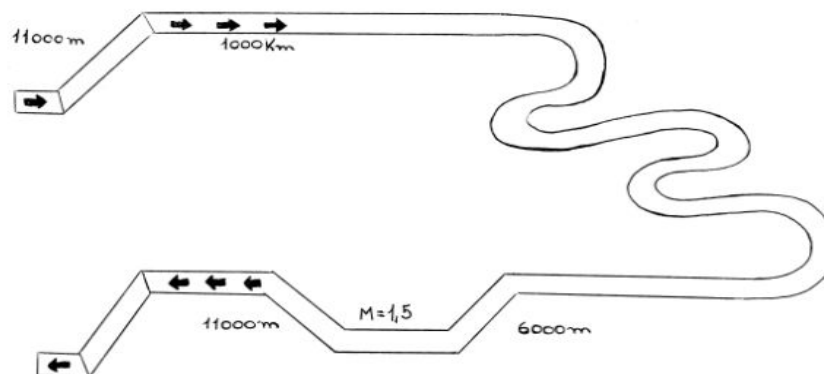


Figura 3. Missão simplificada de uma aeronave de combate

#### 4. Resultados

A fim de aplicar o conhecimento do ciclo termodinâmico, inicialmente a modelagem matemática foi implementada em planilha Excel usando o querosene como combustível para produzir 54 kN de empuxo, e os resultados foram comparados com os produzidos pelo *software GasTurb*. Em seguida foram criados os modelos de ambos os motores no Gas turb. A Tabela 2 apresenta comparações entre o motor turbo fan militar (Projeto, informações de catalogo) e os resultados resumidos obtidos pelos motores calculados: turbo fan e ciclo variável. Na Tabela 3 apresenta as mesmas comparações, no entanto, para os motores operando com pós-queimador. Nota se um pequeno desvio foi obtido para o empuxo [kN] (máximo de 1,3 [%]), quando comparado com o de projeto apresentado pelo fabricante. Ambos os motores produzem um empuxo de aproximadamente de 53 kN , e consumo específico de 21,6 (g/kN\*s) para as condições ISA. Desvios maiores foram obtidos para o consumo específico (> 9%). É importante salientar que o valor do TSFC do fabricante de 23,9 [g/(kN\*s)] foi obtido da internet (domínio publico) que nem sempre é uma informação confiável.

Tabela 2. Comparação entre os dados de projeto e os resultados do Turbofan e de Ciclo Variável.

	Projeto	Turbofan	Ciclo Variável
<b>Empuxo (KN)</b>	54KN	53,3 KN (1,29%)	53,37 KN (1,17%)
<b>TSFC [g/(kN*s)]</b>	23,9 [g/(kN*s)]	21,59 [g/(kN*s)] (9,66%)	21,56 [g/(kN*s)] (9,79%)

Tabela 3. Comparação entre os dados de projeto e os resultados do Tubofan e Ciclo variável pós queima.

	<b>Projeto</b>	<b>Turbofan</b>	<b>Ciclo Variável</b>
<b>Empuxo (KN)</b>	80,5 KN	79,6 KN (1,12%)	79,79KN (0,88%)
<b>TSFC [g/(kN*s)]</b>	50,6 [g/(kN*s)]	50,5 KN (0,19%)	50,6 [g/(kN*s)] (0%)

A Tabela 4 mostra resultados a condição de voo para  $M=0,7$  e altitude de 11000 [m] no qual atingiu um empuxo de 16,78[kN], e para  $M=1,5$  com altitude de 6000 [m], foi usado pós queimador afim de atingir uma temperatura de 2050 [K] e um empuxo de 75,24[kN]. A fim de comparar o consumo de combustíveis de um motor em relação ao outro, ambos produzem a mesma quantidade de empuxo. Os empuxos obtidos atendem os valores requeridos na missão como descrito a cima.

Tabela 4. Resultados dos motores para a missão em  $M=0,7$  e alt=11 km; e  $M=1,5$  e alt=6 km.

<b>M= 0,7 Alt= 11 km</b>		
	<b>Turbo fan</b>	<b>Ciclo Variavel</b>
<b>Empuxo</b>	16,78 kN	16,78 kN
<b>TSFC [g/(kN*s)]</b>	27,65 [g/(kN*s)]	27,02 [g/(kN*s)]
<b>M= 1,5 Alt= 6 km</b>		
<b>Empuxo</b>	75,24 kN	75,24 kN
<b>TSFC [g/(kN*s)]</b>	60,67 [g/(kN*s)]	59,88 [g/(kN*s)]

Na Tabela 5 informa a quantidade total de combustível consumido pelos motores em cada etapa da missão e qual é mais econômico.

Tabela 5. Peso de combustível (QAv-01) consumido pelos motores durante a missão em  $M=0,7$  e alt=11 km; e  $M=1,5$  e alt=6 km.

	<b>M=0,7 At=11000[m]</b>	<b>M=1,5 At=6000[m]</b>	<b>Missão Total</b>
<b>Turbofan [kg]</b>	5569,08	1369,54	6938,62
<b>Ciclo variável [kg]</b>	5439,12	1351,53	6790,65
<b>Diferença [kg]</b>	129,96	18,01	147,97

Conforme pode observar da tabela 5, usando o motor *VCE – Variable Cycle Engine* proposto neste trabalho, é possível obter uma redução de 148 kg de combustível durante as etapas da missão investigada.

### **Investigação do desempenho dos motores usando o combustível Alternativo: Etanol**

Neste trabalho é estudada a viabilidade de utilizar o Etanol como combustível alternativo. Conforme pode ser observado da Tabela 6, o consumo de etanol é muito maior que QAv-01, em torno de 60% superior. O motivo é devido ao poder calorífico inferior que para o etanol é de 26,6 [MJ/kg], enquanto que para o QAv-1 é de 43 [MJ/kg]. Quando comparado o desempenho dos motores usando etanol, o VCE apresenta uma economia de 165 [kg] em relação ao turbofan para realizar a mesma missão. No entanto, é importante reavaliar o desempenho da aeronave como um todo quanto a necessidade de carregar um maior peso de combustível, se vier a usar o etanol como combustível alternativo. Somente sob extrema necessidade justifica o uso do etanol no lugar do querosene QAv-1.

Tabela 6. Peso de combustível (Etanol) consumido pelos motores durante a missão em  $M=0,7$  e  $alt=11$  km; e  $M=1,5$  e  $alt=6$  km.

	M=0,7 At=11000[m]	M=1,5 At=6000[m]	Missão Total
<b>Turbofan [kg]</b>	8721,36	2258,09	10979,45
<b>Ciclo variável [kg]</b>	8647,8	2166,543	10814,343
<b>Diferença [kg]</b>	73,56	91,55	165,11

### Investigação do desempenho dos motores para diferentes Números de Mach

Nas figuras abaixo são apresentados resultados obtidos pelos motores investigados usando os combustíveis, QAv-01 e Etanol para diferentes velocidade de voo (Número de Mach-Ma).

As Figuras 4 e 5 mostram o empuxo e o consumo de combustível produzidos pelos motores Turbo Fan e VCE usando os combustíveis QAv-1 e Etanol para a missão numa altitude de 11 km e em diferentes velocidades de voo subsônico, ou seja, número de Mach de  $M=0,3$  a  $0,8$ . Nota se que os motores produzem empuxos muito similares, no entanto, usando Etanol é possível obter maior quantidade de empuxo que usando QAv-1. Em compensação é necessário uma maior quantidade de combustível de Etanol para obter estas quantidades de empuxo.

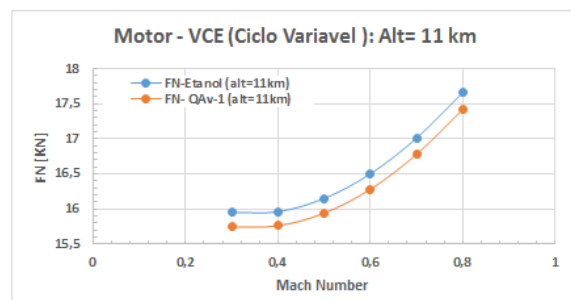
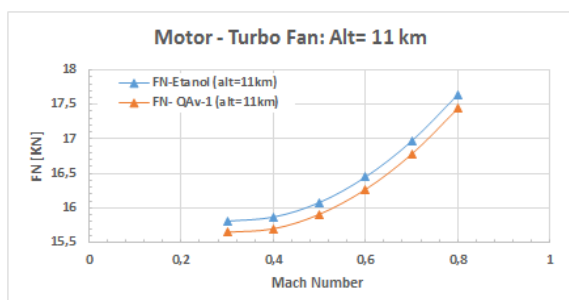




Figura 4. Empuxo produzido pelos motores: Turbo Fan e VCE usando QAv-1 e Etanol para diferentes número de Mach-Ma e Altitude de 11 km.

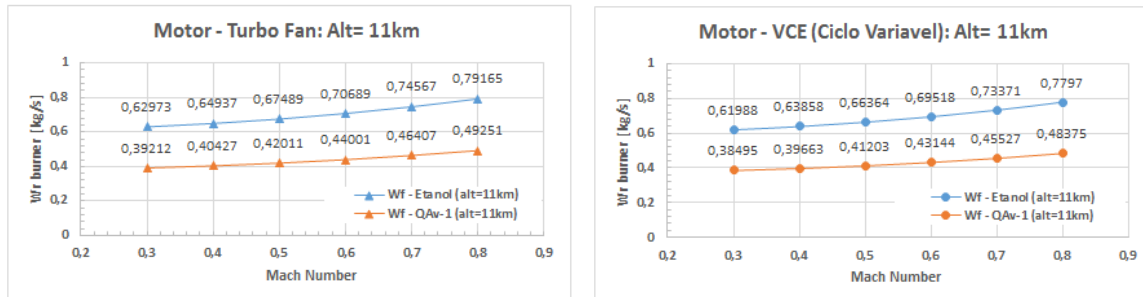


Figura 5. Consumo de combustível para os motores: Turbo Fan e VCE usando QAv-1 e Etanol em função do número de Mach-Ma e Altitude de 11 km.

As Figuras 6 e 7 mostram o empuxo e o consumo de combustível produzidos pelos motores Turbo Fan e VCE usando os combustíveis QAv-1 e Etanol para a missão numa altitude de 6 km e em diferentes velocidades de voo supersônico, ou seja, número de Mach de M=1,1 a 1,5. Também é possível observar que os motores produzem empuxos muito próximos, porém, obtém maior empuxo usando o Etanol ao invés de QAv-1. Entretanto, é necessária uma maior quantidade de combustível de Etanol para obter estas quantidades de empuxo.

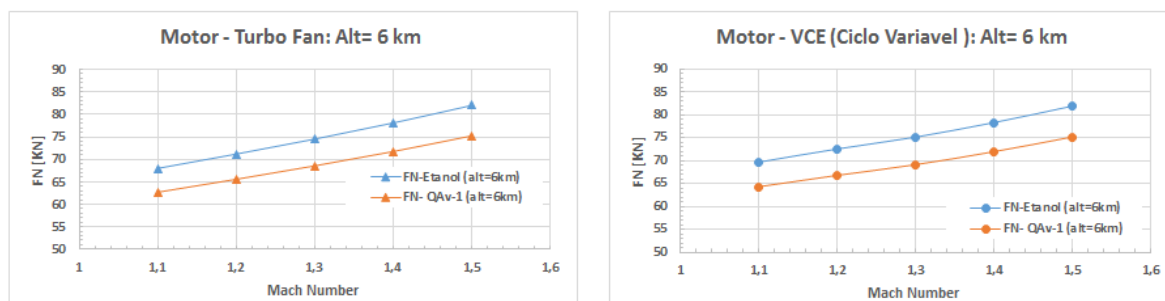


Figura 6. Empuxo produzido pelos motores: Turbo Fan e VCE usando QAv-1 e Etanol para diferentes número de Mach-Ma e Altitude de 6 km.

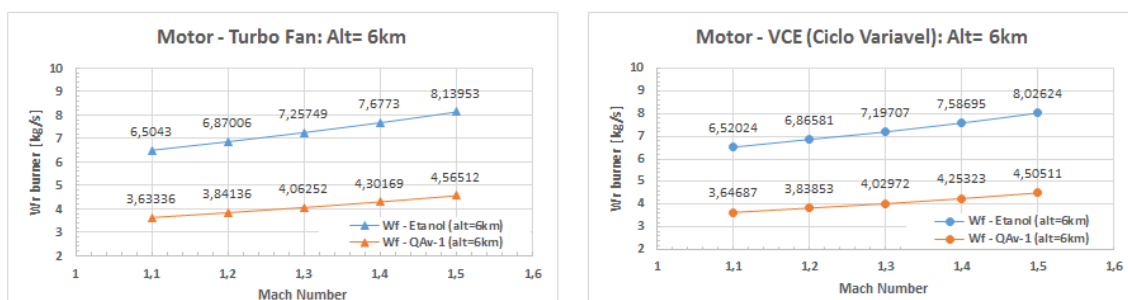


Figura 7. Consumo de combustível para os motores: Turbo Fan e VCE usando QAv-1 e Etanol em função do número de Mach-Ma e Altitude de 6 km.

## Conclusão

Neste estudo foi realizado o cálculo de consumo de combustíveis de dois diferentes motores aeronáuticos avaliados para uma missão simplificada, considerando uma condição de voo para  $M=0,7$  e altitude de 11000 [m] e  $M= 1,5$  e altitude de 6000 [m].

Usando o combustível querosene de aviação QAv-1, observou-se uma redução de 148 kg de combustível quando se faz uso do motor VCE em relação ao turbo fan convencional.

Para o estudo investigativo de utilização de Etanol ao invés de QAv-1 observou-se um pequeno aumento de empuxo, no entanto, a custo de um significativo aumento de consumo de Etanol, em torno de 60%.

Por último, foi realizado um estudo variando o número de Mach na condição de voo subsônico ( $Ma=0,3$  a  $0,8$  em altitude de 11 km) e supersônico ( $Ma= 1,1$  a  $1,5$  em altitude de 6 km) para os motores e os combustíveis investigados. Os resultados mostraram as mesmas tendências, ou seja, usando o Etanol obteve maior empuxo que o QAv-1, porém, a custo de alto consumo de combustível. E o motor VCE mostrou-se mais eficiente que o Turbo Fan convencional com a produção de empuxo com um menor consumo de combustível.

Como comentário final, é importante ressaltar que o uso do Etanol como combustível alternativo, somente se justifica no caso de extrema necessidade, como falta de QAv-1, alto preço que inviabiliza o uso. Usando Etanol, a aeronave precisa carregar um maior peso de combustível, e reavaliar seu desempenho em diversas condições de voo, e planejar missões mais curtas.

## Referências Bibliográficas

[1] MONTGOMERIE, B., 2005, “*Design of a Turbofan Engine Cycle with Afterburner for a Conceptual UAV*”, FOI – Swedish Defense Research Agency, Report number: FOI-R-1835-SE, ISSN: 1650-1942, Stockholm/Sweden.

[2] KURZKE, J., 2007, “*Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*”, Manual – Software GasTurb 11.

[3] A TECHNICIAN VISUALLY INSPECTING A GRIPEN'S RM-12 ENGINE IN-SITU- Specifications (Volvo RM12). Site: [https://s3.amazonaws.com/ww-article-cache-1/en/Volvo\\_RM12](https://s3.amazonaws.com/ww-article-cache-1/en/Volvo_RM12)

[4] ROLLS ROYCE plc, 1996, “*The Jet Engine*”, ISBN: 0902121 235, Renault Printing Co Ltd, Birmingham England.