

PONTIFÍCIA UNIVERSIDADE CATÓLICA
DO RIO DE JANEIRO



Pedro Afonso Cassani Martins

**Avaliação Comparativa Termodinâmica e das Emissões
na utilização do Hidrogênio e do Querosene de aviação em
um Motor Aeronáutico**

Projeto de Graduação apresentado ao Departamento de Engenharia
Mecânica da PUC-Rio

Orientador: Marcos Sebastião de Paula Gomes

Rio de Janeiro
Dezembro de 2023

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, gostaria de agradecer especialmente aos meus pais e minha irmã, que sempre estiveram comigo durante toda a universidade, apoiando-me em todos os momentos que precisei. Também dedico a toda minha família, minhas avós, meus tios e tias, primos e primas que sempre me acolheram e incentivaram quando precisei.

À PUC-Rio, agradeço ao corpo docente da universidade, principalmente aos professores do DEM, que compartilharam seus conhecimentos e me fizeram ter um interesse ainda maior pela engenharia mecânica.

Ao meu professor orientador, Marcos Sebastião, que sempre esteve disponível quando precisei e acreditou no meu Projeto do início ao fim. Sua experiência, paciência e orientações foram fundamentais para o desenvolvimento desse projeto tão importante em minha vida. Agradeço profundamente por compartilhar seus conhecimentos e dedicar seu tempo para me auxiliar na pesquisa.

Também agradeço aos meus amigos, que em todos os momentos estiveram comigo, nos fáceis e difíceis. O apoio, seriedade e os momentos de descontração me ajudaram a seguir em frente e superar todos os desafios que encontrei durante a universidade.

A equipe de competição AeroRio UAV Design que me proporcionou uma experiência muito importante em minha vida acadêmica, onde tive a oportunidade de ser vice capitão, conheci pessoas de diversas áreas da universidade e adquiri conhecimentos que foram fundamentais para meu crescimento, que inclusive me levaram ao interesse pela área aeronáutica.

Ao CEPEL, principalmente à área de mecatrônica, agradeço aos profissionais de excelência que me auxiliaram durante os dois anos de estágio, compartilhando todas as experiências no campo da engenharia mecânica. O apoio, paciência me ajudaram grandiosamente em minha formação acadêmica.

RESUMO

Avaliação Comparativa Termodinâmica e das Emissões na utilização do Querosene de Aviação e o Hidrogênio em um Motor Aeronáutico.

Com a necessidade global de descarbonização da atmosfera, a utilização de combustíveis alternativos no setor aeronáutico se mostrou relevante nos últimos anos. O hidrogênio é uma forma de energia renovável que pode ser produzida de forma limpa, além de ser uma alternativa promissora aos combustíveis fósseis que contribui para a redução das emissões de gases de efeito estufa e para a transição de um setor aéreo mais limpo e sustentável. O objetivo do trabalho é realizar uma modelagem termodinâmica comparativa em um motor Turbofan *General Electric* GE-90 com a utilização do querosene de aviação e hidrogênio em três etapas de voo: Subida, Cruzeiro e Aproximação, verificando as vantagens e desvantagens de cada combustível nesse tipo de motor. Essa análise foi realizada por meio de dois softwares: *Matlab* e *Gasturb*, para que haja uma melhor comparação entre os resultados. Ademais, foram realizados os cálculos das emissões geradas por esse motor em um percurso do Rio de Janeiro – Paris em um Boeing 777-300ER, incluindo as três etapas de voo, com a utilização do hidrogênio e querosene de aviação. Para o querosene, calcularam-se as emissões de CO_2 , CO , HC , MP , NO_x e H_2O e para o hidrogênio apenas NO_x e H_2O . Com isso, os resultados das simulações foram então comparados para os dois combustíveis, onde observou-se que para produzir o empuxo necessário para as três etapas de voo definidas, o hidrogênio precisou-se de uma vazão de aproximadamente 3x menor que o querosene, mantendo a performance da aeronave. Em contrapartida, houve um aumento na temperatura de saída da câmara de combustão, que por sua vez, ocasionou um aumento das emissões de NO_x durante o voo de aproximação e subida, já em voo de cruzeiro houve uma redução dessas emissões, principalmente, pelo fato de a diferença de vazão ter uma influência maior no cálculo, porém, somando esses fatores, a utilização de hidrogênio reduziu em torno de 60% esse poluente. Além disso, como o processo de combustão do hidrogênio, gera água como principal produto, houve um aumento significativo da emissão de vapor de H_2O , equivalente a 3x mais comparado ao querosene, o que pode provocar *contrails* e a formação de nuvens o que pode interferir nas mudanças climáticas.

Palavras-Chave

Hidrogênio, Querosene de Aviação, Motor Aeronáutico, Turbofan, Termodinâmica, Emissões

ABSTRACT

Comparative Thermodynamic and Emissions Assessment in the use of Aviation Kerosene and Hydrogen in an Aeronautical Engine.

With the global need for atmospheric decarbonization, the use of alternative fuels in the aviation sector has become significant in recent years. Hydrogen is a form of renewable energy that can be produced cleanly and is a promising alternative to fossil fuels, contributing to the reduction of greenhouse gas emissions and the transition to a cleaner and more sustainable aviation sector. The aim of this study is to perform comparative thermodynamic modeling on a General Electric GE-90 Turbofan engine using both aviation kerosene and hydrogen in three flight stages: Climb, Cruise, and Approach, examining the advantages and disadvantages of each fuel in this type of engine. This analysis was carried out using two software programs: Matlab and Gasturb, to facilitate a better comparison between the results. Moreover, calculations were made of the emissions generated by this engine on a Rio de Janeiro – Paris flight in a Boeing 777-300ER, including the three flight stages, using both hydrogen and aviation kerosene. For kerosene, emissions of CO_2 , CO , HC , MP , NO_x e H_2O were calculated, while for hydrogen, only NO_x and H_2O were considered. As a result, the simulation outcomes were then compared for the two fuels, where it was observed that to produce the necessary thrust for the three defined flight stages, hydrogen required a flow rate approximately 3 times lower than kerosene, maintaining the aircraft's performance. In contrast, there was an increase in the combustion chamber exit temperature, which in turn led to an increase in NO_x emissions during the climb and approach phases, while in cruise flight there was a reduction in these emissions, mainly due to the fact that the flow rate difference had a greater influence on the calculation. However, adding up these factors, the use of hydrogen reduced this pollutant by about 60%. Furthermore, as the combustion process of hydrogen mainly produces water, there was a significant increase in the emission of H_2O vapor, equivalent to 3 times more compared to kerosene, which can lead to contrails and cloud formation, potentially affecting climate change.

Keywords

Hydrogen, Aviation Kerosene, Aeronautical Engine, Turbofan, Thermodynamics, Emissions

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	1
1.1. Motivação	1
1.2. Contextualização	1
1.2.1. Querosene de Aviação	1
1.2.2. Hidrogênio	2
1.2.3. Possíveis aplicações do Hidrogênio na aviação	3
1.3. Objetivo	7
1.4. Estrutura do Trabalho	7
2. CONCEITOS PRELIMINARES	8
2.1. Motores Aeronáuticos	8
2.2. Motor Turbofan	10
2.2.1. <i>Low Bypass</i>	12
2.2.2. <i>High Bypass</i>	13
2.2.3. <i>Ultra-high-Bypass (UHB)</i>	13
2.3. Emissões na Aviação	14
3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
4. METODOLOGIA	20
4.1. Formulação Matemática	20
4.1.1. Ciclo Termodinâmico	20
4.1.1.1. Fan.....	21
4.1.1.2. Compressor	25
4.1.1.3. Câmara de Combustão.....	27
4.1.1.4. Turbina.....	28
4.1.1.5. Bocal de Exaustão	30
4.1.2. Parâmetros de Performance.....	32
4.1.3. Cálculo das Emissões	34
4.2. Implementação Computacional	35
4.2.1. Cálculo implementado via <i>MatLab</i>	35
4.2.2. <i>Software GasTurb</i>	35

5.	PARÂMETROS DE SIMULAÇÃO	38
5.1.	Análise Termodinâmica.....	38
5.2.	Análise de Emissões	40
5.2.1.	Emissões do Querosene.....	40
5.2.2.	Emissões do Hidrogênio	43
6.	RESULTADOS.....	44
6.1.	Resultados para Querosene	44
6.2.	Resultados para Hidrogênio	48
6.3.	Comparações	52
7.	CONCLUSÕES	55
7.1.	Considerações Finais	55
7.2.	Sugestões para Trabalhos Futuros	56
8.	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	58
9.	APÊNDICES.....	64
	APÊNDICE A: Código Matlab para obtenção dos resultados da análise termodinâmica e de emissões	64
10.	ANEXOS	70
	ANEXO A: ICAO ENGINE EXHAUST EMISSIONS DATA SHEET	70
	ANEXO B: ICAO ENGINE nvPM EMISSIONS DATA SHEET	71

Lista de Siglas e Abreviações

ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
ATAG	<i>Air Transport Action Group</i>
BPR	<i>Bypass Ratio</i>
CORSIA	<i>Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation</i>
COP	<i>Conferência das Partes</i>
DAC	<i>Direct Air Capture</i>
EASA	<i>European Union Aviation Safety Agency</i>
EI	<i>Emission Indice</i>
GTF	<i>Geared Turbofans</i>
HPC	<i>High Pressure Compressor</i>
HPT	<i>High Pressure Turbine</i>
ICAO	<i>Internacional Civil Aviation Organization</i>
LPC	<i>Low Pressure Compressor</i>
LPT	<i>Low Pressure Turbine</i>
PCI	<i>Poder Calorífico Inferior</i>
SAF	<i>Sustainable Aviation Fuel</i>
TSFC	<i>Thrust Specific Fuel Consumption</i>
UHB	<i>Ultra-high Bypass</i>
UTLS	<i>Upper Troposphere – Lower Stratosphere</i>

Lista de Símbolos e Parâmetros

a	Velocidade do som (m/s)
A	Área (m^2)
C_p	Calor específico a pressão constante ($kJ/(kg \cdot K)$)
f	Razão de ar-combustível
F_{gross}	Empuxo "Bruto" (kN)
F_{net}	Empuxo "Líquido" (kN)
$F_{specific}$	Empuxo Específico ($N \cdot s/kg$)
g	Aceleração da gravidade (m/s^2)
h	Entalpia estática específica (kJ/kg)
h_t	Entalpia total específica (kJ/kg)
M	Número de Mach
MM	Massa Molar (g/mol)
\dot{m}	Vazão mássica (kg/s)
P	Pressão estática (kPa)
P_t	Pressão total (kPa)
R	Constante ideal dos gases para o ar seco ($kJ/(kg \cdot K)$)
s	Entropia estática ($kJ/(kg \cdot K)$)
s_t	Entropia total ($kJ/(kg \cdot K)$)
t	Tempo de voo (s)
T	Temperatura estática (K)
T_t	Temperatura total (K)
V	Velocidade (m/s)
β	Razão de <i>bypass</i>
γ	Razão de calores específicos
η	Eficiência
$\eta_{polytropic}$	Eficiência Politrópica
θ	Razão de temperatura total

θ_λ	Limite térmico do ciclo
π	Razão de pressão total
ρ	Densidade (kg/m^3)

Lista de Figuras

Figura 1 - Dados sobre o consumo de combustíveis e emissão de CO_2 no setor aéreo (Favaro, 2021).....	1
Figura 2 - Variação do litro do querosene de aviação em 10 anos (em R\$) (Gonzaga, 2022).	1
Figura 3 - Esquema de produção de energia para líquidos por (Zhou et al., 2022).....	4
Figura 4 - Esquema do funcionamento de um <i>Fuel Cell</i> por (Riboldi et al., 2019).....	5
Figura 6 - Desenho esquemático de um motor Turbojato na esquerda e um motor Turboélice na direita.....	9
Figura 7 – Desenho esquemático de um motor Turbofan.	9
Figura 8 - Classificação de motores aeronáuticos (Costa, 2021).	10
Figura 9 - Turbofan Aircraft Engine (Airbus, 2020).....	11
Figura 10 - Classificação de motores Turbofan (El-sayed, 2017).....	11
Figura 11 - <i>Low-bypass</i> Turbofan com <i>afterburner</i> (Elrich et al., 2023). ..	12
Figura 12 - <i>High-Bypass</i> Turbofan (Elrich et al., 2023).	13
Figura 13 - <i>Ultra-High-Bypass</i> Turbofan (Elrich et al., 2023).....	14
Figura 14 - Representação esquemática das emissões geradas por aviões na combustão e seus potenciais impactos climáticos e de bem-estar-social (Brasseur, 2016).	14
Figura 15 - Desenho esquemático de um gerador de gás (Farocki, 2014).	20
Figura 16 - Desenho esquemático de um Turbofan com <i>two spools</i> (Derakhshandeh et al., 2020).....	20
Figura 17 - Visão esquemática do Fan + Bocal do Fan.....	22
Figura 18 - Diagrama de compressão na entrada do <i>Fan</i> seguido pela expansão do bocal (Farocki, 2014).	24
Figura 19 - Visão esquemática do Compressor	25
Figura 20 - Diagrama Entalpia-Entropia real e ideal do processo de combustão (Farocki, 2014).....	26
Figura 21 - Visão Esquemática da Câmara de Combustão	27

Figura 22 - Processo de expansão de uma turbina não refrigerada (Farocki, 2014).....	28
Figura 23 - Visão esquemática da Turbina.....	29
Figura 24 - Visão esquemática do Bocal de Exaustão.....	30
Figura 25 - Diagrama Entalpia-Entropia da expansão do bocal de exaustão (Farocki, 2014).....	30
Figura 26 - Diagrama entalpia-entropia das três possíveis expansões (Farocki, 2014).....	31
Figura 27 - Modelos de motores aeronáuticos disponíveis para simulação (GasTurb, 2023).....	36
Figura 28 - Motor Turbofan de High-Bypass no software <i>Gasturb</i>	37
Figura 29 - Etapas de voo (Imagem meramente ilustrativa).....	40
Figura 30 - Gráfico Potência x vazão de combustível (Confecção própria a partir dos dados disponibilizados pela EASA).....	41
Figura 31 - Gráficos dos fatores de emissão (Confecção própria a partir dos dados disponibilizados pela EASA).....	42
Figura 32 - Gráficos Txs para análise de Cruzeiro com Querosene.....	45
Figura 33 - Gráficos Txs para análise de Subida com Querosene.	46
Figura 34 - Gráficos Txs para análise de Aproximação com Querosene.	47
Figura 35 - Gráficos Txs para análise de Cruzeiro com Hidrogênio.	49
Figura 36 - Gráficos Txs para análise de Subida com Hidrogênio.	50
Figura 37 - Gráficos Txs para análise de Aproximação com Hidrogênio..	51

Lista de Tabelas

Tabela 1 - Comparação entre as tecnologias de Hidrogênio em relação ao querosene de aviação (Partners, 2021).	6
Tabela 2 - Dados técnicos do motor GE-90.	38
Tabela 3 - Propriedades de voo nas três etapas.	39
Tabela 4 - Parâmetros dos combustíveis.	39
Tabela 5 - Fatores de emissão de cada poluente para o Querosene.	42
Tabela 6 - Resultados termodinâmicos para o Querosene	44
Tabela 7 - Resultados das emissões para o Querosene.	44
Tabela 8 - Resultados termodinâmicos para o Hidrogênio.	48
Tabela 9 - Resultados das emissões para o Hidrogênio	48
Tabela 10 - Tabela de comparação entre os resultados termodinâmicos do Querosene e Hidrogênio.	52
Tabela 11 - Tabela de comparação entre as emissões do Querosene e Hidrogênio.	54

“Renewable hydrogen is expected to be an alternative fuel solution for several industries. And we believe the aviation industry should be no exception: it is estimated that hydrogen has the potential to reduce aviation’s CO₂ emissions by up to 50%.”

- Airbus

1. INTRODUÇÃO

1.1. Motivação

A descarbonização no setor aéreo tornou-se uma crescente prioridade nos últimos anos, justificada pela necessidade global de reduzir as emissões de gases de efeito estufa e combater mudanças climáticas, já que esse setor antes de 2020 contribuiu com aproximadamente 2,5% de todas as emissões de CO_2 geradas no mundo (McKinsey, 2023). Além disso, o impacto climático da aviação é também causado por gases não- CO_2 , dependendo da altitude e da atmosfera em certas condições de voo, os aviões podem gerar óxidos de nitrogênio (NO_x) e material particulado originado da combustão incompleta (CleanAviation, 2020).

Nesse sentido, durante a COP 27 em 2022, o presidente do conselho da ICAO (Organização Internacional de Aviação Civil), *Salvatore Sciacchitano*, defendeu o cumprimento da decisão de alcançar zero emissões no transporte aéreo até 2050. Além disso, esse mesmo órgão possui o programa CORSIA para a redução e compensação de emissões de CO_2 provenientes dos voos internacionais, seu principal objetivo é atingir um crescimento neutro do carbono através de medidas, que incluem melhorias tecnológicas, operacionais e a possibilidade da promoção de combustíveis alternativos sustentáveis.

A partir disso, a Figura 1 mostra o consumo de combustível e as emissões de CO_2 no setor aéreo, havendo um crescimento gradativo antes da pandemia.

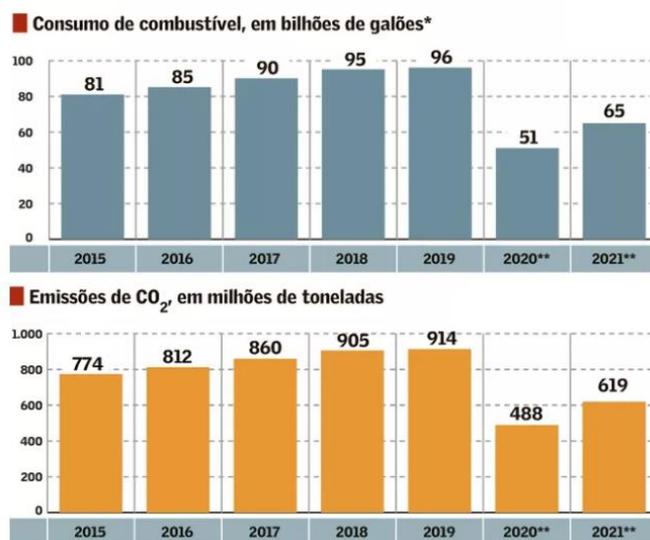


Figura 1 - Dados sobre o consumo de combustíveis e emissão de CO_2 no setor aéreo (Favaro, 2021)

Ademais, com o aumento gradativo no preço do barril de petróleo, o valor dos combustíveis fósseis utilizados no setor aéreo também sofre as consequências. Como resultado, a indústria aeronáutica, começou a considerar alternativas possíveis para a substituição desses combustíveis derivados do petróleo, como a utilização de Hidrogênio e combustíveis sustentáveis (SAFs), que são produzidos a partir de fontes renováveis como óleos vegetais, gorduras animais e entre outros.

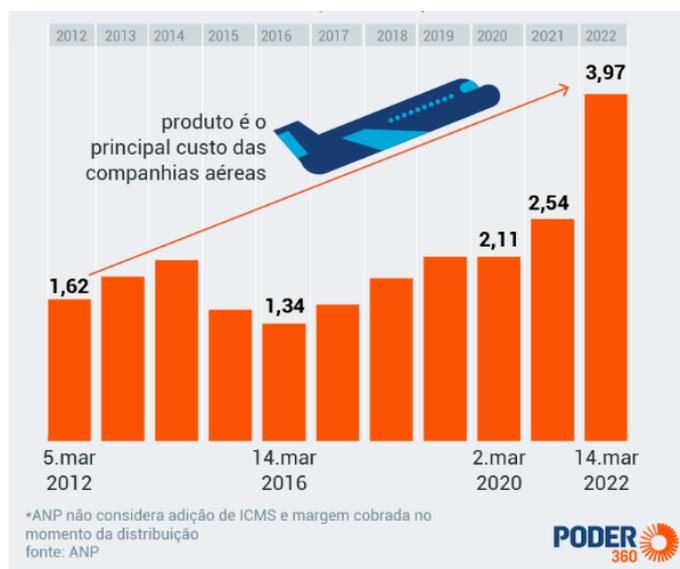


Figura 2 - Variação do litro do querosene de aviação em 10 anos (em R\$) (Gonzaga, 2022).

1.2. Contextualização

1.2.1. Querosene de Aviação

Atualmente, o combustível mais utilizado no setor aéreo é o querosene de aviação. Fabricado em três tipos, principalmente, cada um tem suas próprias características e especificações. (Ribeiro, 2022)

- **Jet A:** Sua utilização é predominantemente na América do Norte e possui um ponto de congelamento de -40°C . Isso significa que pode começar a solidificar e perder suas propriedades de fluxo a esta temperatura.

- **Jet A-1:** É o querosene mais utilizado no mundo, conhecido no Brasil como QAV-1. Pode ser usado em aviões tanto em helicópteros, possui um ponto de congelamento mais baixo (-47°C), tornando-o mais eficiente para voos de longa distância onde as temperaturas em altitudes podem ser extremamente baixas.
- **Jet B:** É uma mistura de querosene e gasolina, possui um alto grau de volatilidade, contribuindo para um ponto de congelamento (-60°C) mais baixo que o Jet A-1 e o Jet A. É usado apenas em regiões com temperaturas baixíssimas, como Groelândia, Polo Sul e Sibéria.

Todos esses tipos de querosene possuem também aditivos que melhoram a segurança e o desempenho. A escolha desses combustíveis é essencial para manter a eficiência e a operação das aeronaves, e para isso, os padrões e especificações para esses combustíveis são definidos por normas de organizações internacionais como a ICAO e ASTM *International*.

1.2.2. Hidrogênio

Considerado como uma alternativa promissora em diversas indústrias, suas características o tornam atraente em termos de eficiência energética e sustentabilidade ambiental. Utilizado como combustível de dirigíveis no início do século XX, o Hidrogênio já foi pensado como uma alternativa inovadora na aeronáutica durante diversos anos. No entanto, com as demandas atuais de descarbonização, passou a ter um importante papel nesse meio pelas suas características únicas. Aqui estão algumas delas que são relevantes no setor aéreo:

- **Poder Calorífico:** O hidrogênio possui um elevado valor calorífico por massa (120 MJ/kg) em comparação ao querosene de aviação (42 – 43 MJ/kg). (Farocki, 2014)
- **Redução das Emissões de Carbono:** O hidrogênio é um combustível limpo. Quando é queimado ou usado em uma célula a combustível, a única emissão é a água, tornando-o uma alternativa sem carbono

aos combustíveis de aviação baseados em petróleo. Nesse contexto, relaciona-se apenas a emissão direta, isto é, só no processo de combustão da aeronave, sem levar em questão todo o caminho percorrido até o avião.

- Versatilidade: O hidrogênio pode ser usado tanto em motores de combustão modificados quanto em células a combustível para produzir eletricidade. Esta versatilidade pode permitir uma variedade de aplicações na aviação.
- Investimento em Hidrogênio Verde: Com sua utilização, haverá a necessidade de produção em massa de forma totalmente limpa e sustentável, reduzindo também emissões indiretas de CO_2 .

1.2.3. Possíveis aplicações do Hidrogênio na aviação

Atualmente, três potenciais aplicações do hidrogênio estão sob estudo. A primeira é o uso de E-Kerosene, um combustível sintético produzido pela combinação de hidrogênio e CO_2 . Esta tecnologia visa a redução das emissões de carbono no curto prazo. Em um horizonte de médio prazo, destaca-se o emprego de células a combustível de hidrogênio (Hydrogen Fuel Cell) para alimentar motores elétricos. Por fim, com uma perspectiva de longo prazo, pesquisa-se o desenvolvimento de motores a combustão movidos a hidrogênio para aeronaves de grande porte, uma inovação que poderia revolucionar a indústria aeronáutica.

E-Kerosene: Esse combustível sintético é gerado combinando o hidrogênio derivado de eletricidade renovável (eólico, solar, principalmente) e o CO_2 . Segundo Meza (2022), cerca de 90% do CO_2 necessário para realizar esse sintético pode ser obtido no ar. Sua vantagem, é a sua compatibilidade com as aeronaves existentes, pois não são necessárias modificações radicais em suas estruturas.

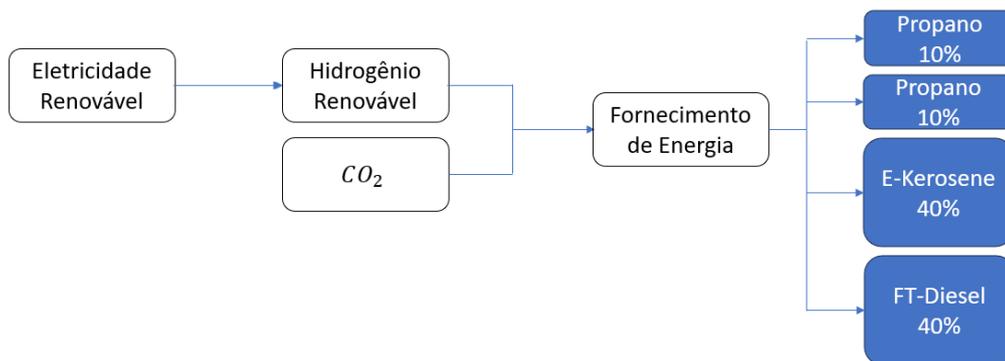


Figura 3 - Esquema de produção de energia para líquidos por (Zhou et al., 2022).

Em contrapartida, estudos mostram que esse combustível pode custar 7 a 10 vezes mais que um combustível fóssil normalmente (Zhou et al., 2022). Isso se deve às limitações tecnológicas que hoje existem gerar o hidrogênio necessário para suprir a aviação e o custo elevado da energia elétrica. Com isso, ainda é necessário muito estudo para que esse possível combustível funcione de forma eficiente e com baixo custo.

Como alternativa mais eficiente, as SAFs produzidas a partir de diferentes fontes como biomassa, possuem um potencial mais possível para substituição dos derivados do petróleo, tendo em vista que para sua produção, forma-se um hidrocarboneto de maneira natural pela fotossíntese, retirando CO_2 da atmosfera e sem o gasto da DAC. Inclusive, atualmente, a empresa *Airbus* já está realizando testes em seus aviões comerciais, com o objetivo desse combustível entrar em atuação ainda nessa década (Airbus, 2022).

Hydrogen Fuel Cell: A célula de combustível por hidrogênio é um dispositivo eletroquímico que gera eletricidade a partir da reação entre o hidrogênio e o oxigênio. A partir disso, essa eletricidade alimenta motores elétricos que desempenham a propulsão da aeronave.

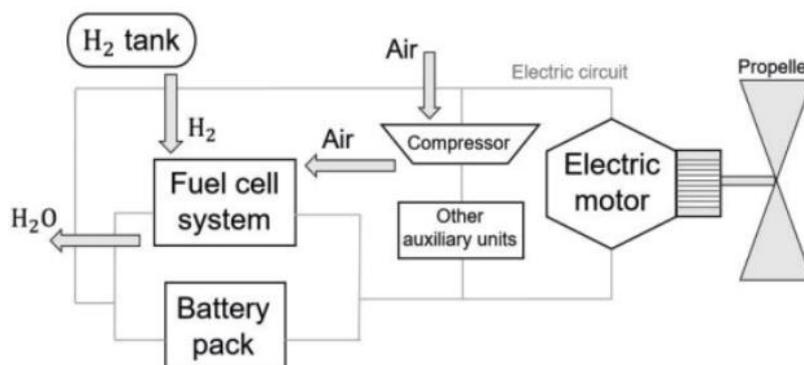


Figura 4 - Esquema do funcionamento de um *Fuel Cell* por (Riboldi et al., 2019).

Caso o hidrogênio utilizado nessa eletrólise seja gerado por uma fonte de energia renovável, a produção da eletricidade que alimenta as aeronaves será totalmente limpa e não irá produzir nenhum gás prejudicial à atmosfera. Além disso, de acordo com Airbus (2020), ao contrário das baterias que precisam ser recarregadas, as células de combustível podem gerar eletricidade desde que uma fonte de combustível seja fornecida, e como não há partes móveis, as células de combustível são silenciosas e altamente confiáveis, podendo ser empilhadas para formar sistemas maiores capazes de produzir mais energia, permitindo assim escalabilidade. Em contrapartida, as células de combustível, segundo Surer et al. (2018), possuem resposta tardia a cargas transitórias, exigindo um volume maior para uma determinada potência, além de possuir uma menor potência específica (W/kg) em comparação com motores à combustão.

Hydrogen Turbines: Os motores aeronáuticos que usam hidrogênio são quase idênticos aos motores tradicionais de ignição por centelha que utilizam querosene. Por possuir uma ampla faixa de inflamabilidade e elevada temperatura de autoignição (571,2°C – GamaGases, 2022) em comparação ao querosene de aviação QAV-1 (210°C – PetroBahia, 2015), esse combustível permite razões de compressão mais elevadas em comparação a um motor a hidrocarbonetos. Uma razão de compressão mais alta resulta em uma maior eficiência térmica, ou seja, menos perda energética durante o processo de combustão, já que esse combustível possui baixa densidade, rápida velocidade de queima e alto limite de detonação (Airbus, 2020).

No entanto, esse processo de combustão irá provocar a formação de mais trilhas de condensação (*contrails*) em comparação com o querosene, já que produz uma maior quantidade de vapor de água (Airbus, 2020). Para servir de exemplo, a empresa *RollsRoyce* junto a *Easyjet* criaram um motor movido a essa tecnologia utilizando hidrogênio verde produzido por usinas eólicas e maremotriz (Rolls-Royce, 2022). Para efeito de comparação entre essas tecnologias, Partners (2021) elaborou uma tabela que demonstra as diferenças de cada uma das tecnologias.

Tabela 1 - Comparação entre as tecnologias de Hidrogênio em relação ao querosene de aviação (Partners, 2021).

% Redução comparada com Querosene	CO_2	NO_x	Vapor de água	<i>Contrails</i>	Redução potencial de CO_2 equivalente
<i>E-Kerosene</i>	-100%	-0%	-0%	-10 até -40%	-60%
Turbinas a gás com Hidrogênio	-100%	-50 até 80%	+150%	-30 até -50%	-50 até -75%
Célula de Combustível a Hidrogênio	-100%	-100%	+150%	-60% até -80%	-75 até 90%

Nessa tabela, observa-se que todas essas tecnologias não emitem CO_2 , o que as tornam com grande potencial de descarbonização no setor aéreo (apenas nas aeronaves, sem considerar todo o processo anterior). Porém é mostrado que há uma redução de *contrails*, o que pode não ser verdade já que há uma maior liberação de vapor de água na atmosfera.

No entanto, atualmente, duas empresas já bem estabelecidas no setor aeronáutico começaram nos últimos anos a adotar projetos com essas tecnologias, com o objetivo de já serem testados nas próximas décadas. Inicialmente, a empresa fabricante de aeronaves *Airbus*, no ano de 2020 apresentou o novo conceito *ZEROe*, tendo como objetivo principal, o desenvolvimento das primeiras aeronaves comerciais com zero emissões de gases poluentes até o ano de 2035 (Airbus, 2021) utilizando a tecnologia do *Hydrogen Fuel Cell*. Outra empresa, brasileira, que está com estudos nessa vertente é a Embraer, com o Projeto "Energia", o qual apresenta novas ideias de combustível para os aviões a partir de 2035. (Embraer, 2022).

1.3. Objetivo

O principal objetivo do Projeto de Graduação será a análise comparativa entre a utilização do hidrogênio e do querosene de aviação em um motor aeronáutico já existente. A partir de uma modelagem termodinâmica para motores Turbofan, serão analisados e comparados valores como: Temperatura, Pressão, Entropia, Entalpia, as respectivas emissões diretas para cada combustível (NO_x , CO , CO_2 , HC , H_2O e Material Particulado), além de outros parâmetros termodinâmicos. Com isso, será possível verificar se a utilização de hidrogênio conseguirá suprir as necessidades atuais relacionadas ao meio ambiente e ser capaz de substituir o querosene nas aeronaves convencionais utilizadas atualmente. Ademais, por efeito comparativo, essas análises serão realizadas em diferentes etapas de voo, para que tenha um resultado mais confiável com a realidade.

1.4. Estrutura do Trabalho

O trabalho de conclusão de curso foi organizado em capítulos que abordam os seguintes tópicos:

- Capítulo 1: Apresentação do tema e motivação do estudo, incluindo também os principais objetivos do projeto.
- Capítulo 2: Breve introdução aos conceitos de turbinas a gás no ramo aeronáutico e suas características, aplicações e emissões.
- Capítulo 3: Revisão bibliográfica do tema proposto, mostrando os artigos e pesquisas mais relevantes para a elaboração do projeto.
- Capítulo 4: A metodologia do Projeto, a formulação matemática e a sua implementação computacional em dois softwares.
- Capítulo 5: Definição dos parâmetros de entrada da análise termodinâmica e das emissões para simulação com os dois combustíveis.
- Capítulo 6: Os resultados calculados nos dois softwares para os dois combustíveis e suas respectivas comparações em três etapas de voo (Subida, Cruzeiro e Aproximação).
- Capítulo 7: Conclusão do projeto, indicando sugestões futuras.

2. CONCEITOS PRELIMINARES

2.1. Motores Aeronáuticos

Os motores aeronáuticos são projetados para converter um tipo de energia em propulsão, permitindo que a aeronave se movimente. A complexidade e a especificidade do design dependem do tipo de aeronave, do seu propósito e do ambiente operacional. Existem diversos tipos de motores aeronáuticos, entre eles, têm-se Motores a Pistão, Turbina a Gás (Motores a Jato), Motores a Reação (*Rocket*) e Motores Elétricos.

Por ser a mais utilizada atualmente, a turbina a gás como motor aeronáutico será descrita a seguir. Ela funciona da seguinte forma: O ar é aspirado para o motor, comprimido por um compressor, e depois misturado com combustível. A mistura é então inflamada, gerando gases quentes que se expandem e são expelidos a alta velocidade através de uma turbina e de um bocal, produzindo propulsão. Por Farocki (2014), esse tipo de motor possui três principais configurações, sendo elas:

- **Turbojato:** Desenvolvido no início do século XX, este é o conceito básico de motor a jato, onde o empuxo é gerado principalmente pela exaustão dos gases quentes, sendo constituído por um compressor, câmara de combustão e turbina.
- **Turbofan:** Semelhante ao turbojato, mas com um ventilador (*Fan*) adicional na frente que ajuda a movimentar mais ar. Uma parte deste ar não passa pela combustão e é ejetada, junto com os gases quentes, gerando propulsão. É o tipo mais comum em aeronaves comerciais modernas devido à sua eficiência e menor ruído.

- Turboélice:** Combina efeitos de motores a pistão e de turbinas a gás. A turbina a gás gera energia tanto para a propulsão quanto para girar uma hélice através de uma caixa de engrenagens. Por haver uma alta eficiência propulsiva em baixas altitudes, são muito utilizados na aviação executiva e regional. No entanto, operam em velocidades limitadas devido a possibilidade de as hélices operarem em regimes supersônicos, o que pode resultar na perda de sustentação das aeronaves.

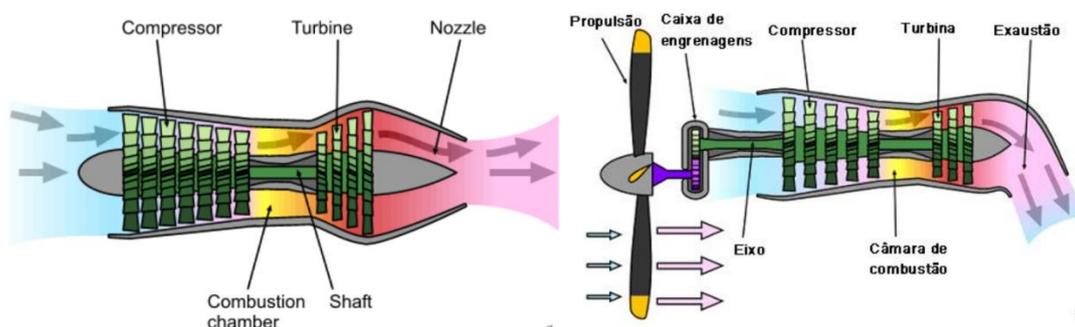


Figura 5 - Desenho esquemático de um motor Turbojato na esquerda e um motor Turboélice na direita.

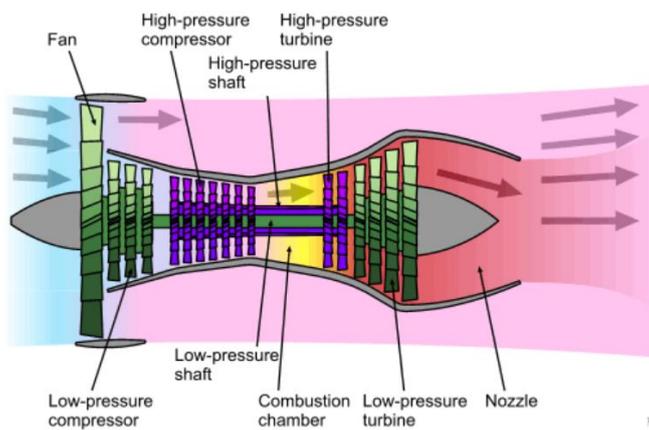


Figura 6 – Desenho esquemático de um motor Turbofan.

No presente estudo, serão estudados apenas os motores Turbofan e sua complexidade e características. Atualmente são os mais utilizados na aviação comercial, militar e civil devido a sua alta eficiência energética.

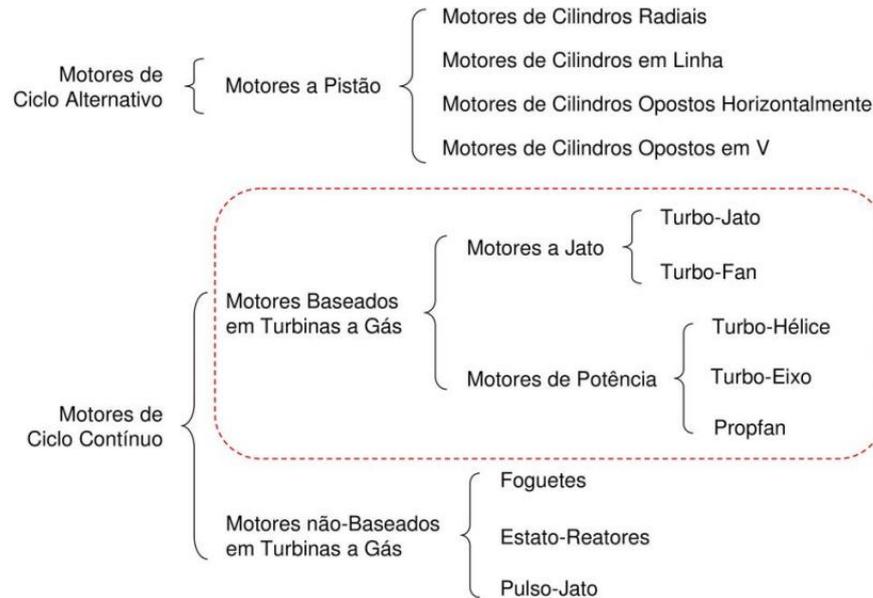


Figura 7 - Classificação de motores aeronáuticos (Costa, 2021).

2.2. Motor Turbofan

Os motores Turbofan foram projetados com o objetivo de aumentar o empuxo e garantir uma boa eficiência de combustível. Esse motor, representa a variação mais moderna do motor básico de turbina a gás (TurboJato). Nele, o motor central é cercado por um ventilador na frente e uma turbina adicional na parte traseira. O ventilador e a turbina do ventilador são compostos por muitas pás, assim como o compressor central e a turbina central, e estão conectados a um eixo adicional.

Assim como o compressor central e a turbina, algumas das pás do ventilador giram com o eixo (rotor) e algumas lâminas permanecem estacionárias (estator). O eixo do ventilador passa pelo eixo central por razões mecânicas. Esse tipo de arranjo é chamado de motor *two spool*, um eixo para o ventilador e outro para o núcleo (*Core*) (NASA, 2021). Esse tipo de motor pode ser classificado pelo número de eixos de rotação, localização do *Fan*, fluxo de ar ou gás que atravessa o motor e sua razão de *by-pass* (Saleh et al., 2017).

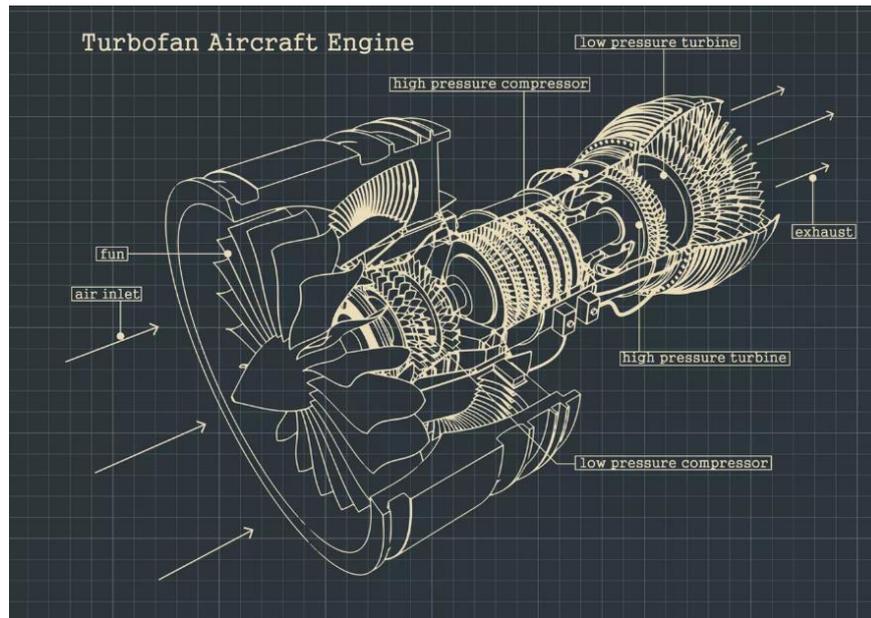


Figura 8 - Turbofan Aircraft Engine (Airbus, 2020).

Esses motores possuem uma melhor performance, eficiência e economia de combustível comparados a um motor Turbojato em baixa altitude e velocidade, estima-se que os motores Turbofan sejam cerca de 15% a 30% mais eficientes em termos de combustível do que motores turbojatos antigos (Farocki, 2014). A Figura 9 classifica os diversos tipos de Turbofan que existem.

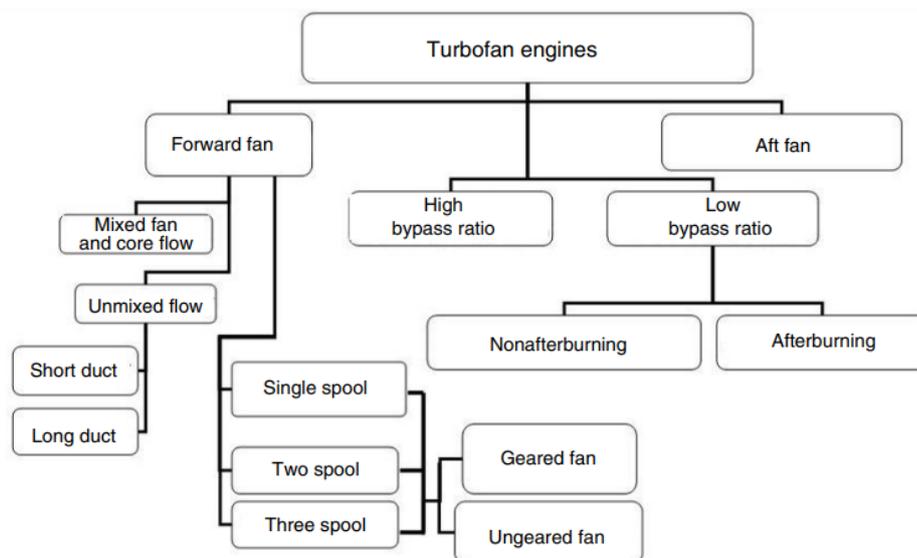


Figura 9 - Classificação de motores Turbofan (El-sayed, 2017).

Um dos principais parâmetros para se definir esse motor é sua razão de *by-pass* (BPR), definida pela razão entre o fluxo de ar que contorna o núcleo do motor (\dot{m}_{st}) e o fluxo de ar que passa pelo núcleo (\dot{m}_c). Com isso, é possível classificá-los pelo valor dessa razão.

$$BPR = \frac{\dot{m}_{st}}{\dot{m}_c} \quad (3.1)$$

2.2.1. Low Bypass

Operando em uma faixa de até 2 BPR, esses motores são mais utilizados em regimes supersônicos, principalmente na aviação militar. Motores projetados para operar na faixa supersônica baixa geralmente têm impulso insuficiente em outros regimes ou modos de voo em que devem operar por curtos períodos, como, por exemplo, aceleração através da velocidade transônica, decolagem de aeroportos situados em alta altitude sob condições de temperaturas extremamente altas e grande peso bruto, ou manobras de combate a velocidades de voo supersônicas altas. Em vez de instalar um motor maior para atender a esses requisitos, é mais eficaz adicionar um pós-combustor a um motor Turbofan como meio de aumentar o impulso. O pós-combustor é um sistema de combustão secundário que opera no fluxo de exaustão do motor antes de o fluxo ser introduzido no bocal de exaustão. (Elrich et al, 2023).

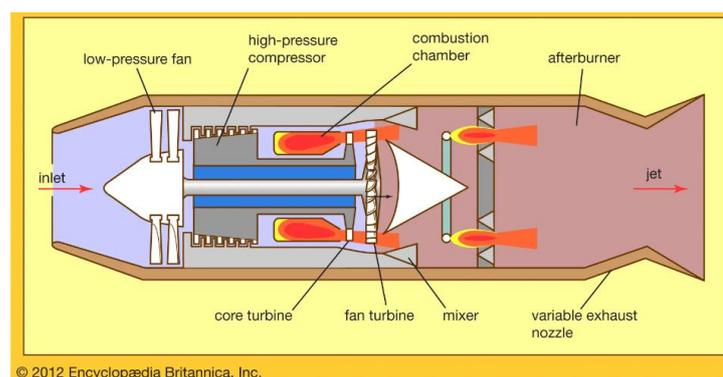


Figura 10 - Low-bypass Turbofan com *afterburner* (Elrich et al., 2023).

2.2.2. High Bypass

Esses motores trabalham em uma faixa de 5 a 8 BPR, já que uma grande porção do ar é direcionada para fora do núcleo do motor (onde ocorre a combustão) e é expelida para fora por meio do *Fan*. Isso faz com que haja uma melhoria significativa da eficiência do motor, tendo em vista que aumenta a quantidade de ar que acelera a uma velocidade menor, ao invés de acelerar uma quantidade menor de ar a uma velocidade muito maior como os motores de baixa razão de by-pass ou Turbojato (Costa, 2021).

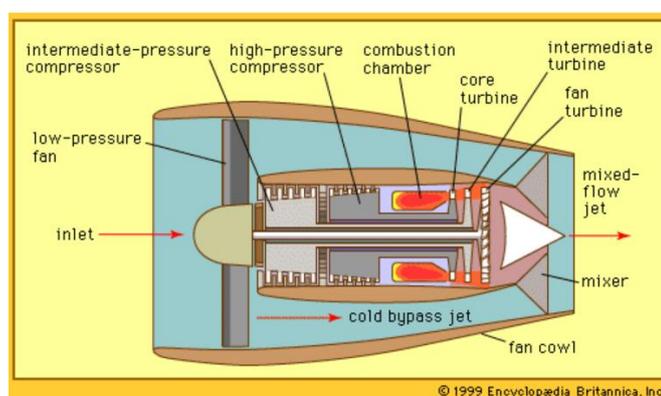


Figura 11 - High-Bypass Turbofan (Elrich et al., 2023).

2.2.3. Ultra-high-Bypass (UHB)

Operam em uma faixa de 9 a 15 BPR, podendo ser maior. Introduzidos nos anos 2010 como uma nova classe de motores Turbofan, eles prometiam reduzir o consumo em 15% comparados aos tradicionais Turbofans, reduzir o ruído em 20 dB, além de diminuir a emissão de poluentes. O aprimoramento dos UHBs tem como objetivo melhorar a eficiência propulsiva, que influencia diretamente o consumo de combustível. Desafios na elaboração desses motores surgem devido à sua diferença operacional, pois é necessária a implementação de um sistema de engrenagens entre o ventilador e o compressor de alta pressão. Essa variante do motor é conhecida como GTF (Geared Turbofan). (Farocki, 2014).

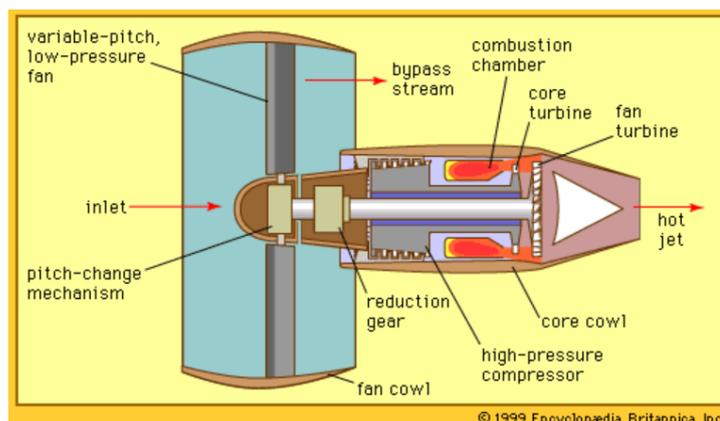


Figura 12 - Ultra-High-Bypass Turbofan (Elrich et al., 2023).

2.3. Emissões na Aviação

De acordo com a ATAG, os voos comerciais de todo mundo geram cerca de 914 milhões de toneladas de CO_2 em 2019 (ATAG, 2023). Para entender melhor essa participação significativa desse setor no aquecimento global, esse tópico irá abordar as emissões que os motores aeronáuticos emitem e suas respectivas características.

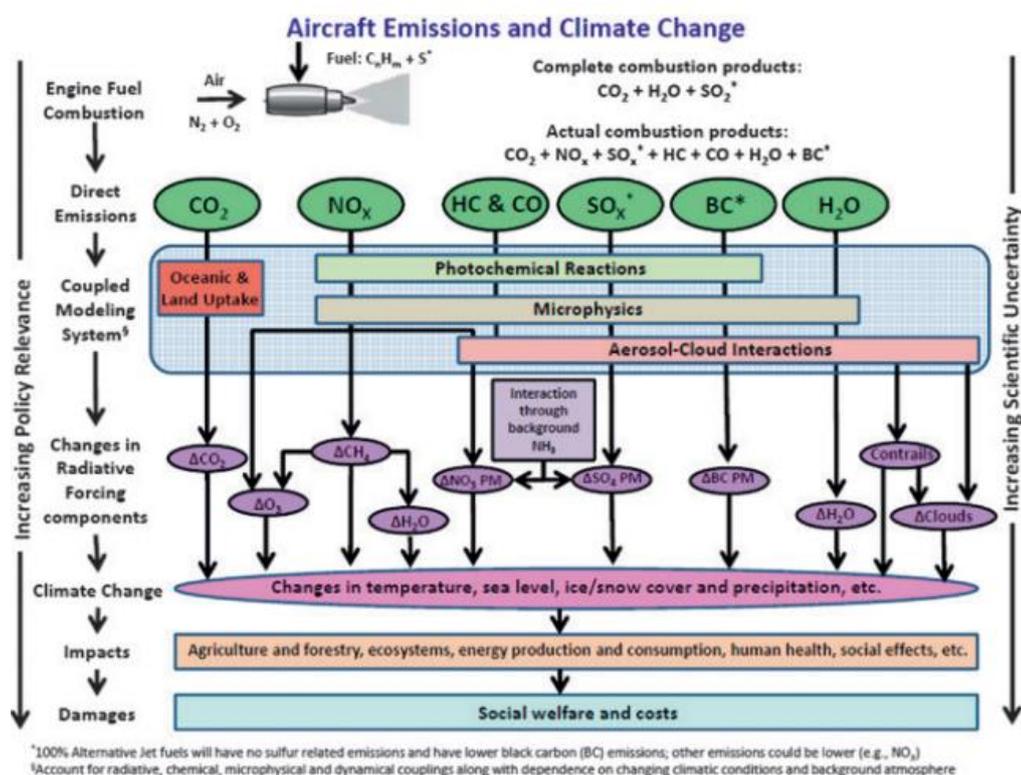


Figura 13 - Representação esquemática das emissões geradas por aviões na combustão e seus potenciais impactos climáticos e de bem-estar-social (Brasseur, 2016).

As emissões geradas por aviões incluem uma variedade de poluentes atmosféricos e gases de efeito estufa que contribuem para a poluição do ar e mudanças climáticas como observado na Figura 13. No entanto, as principais emissões associadas, incluem:

1. Dióxido de carbono (CO_2): O CO_2 é o principal gás de efeito estufa liberado por aeronaves, representando a maior parte das emissões totais da aviação, podendo chegar a mais de 70%. Ele é produzido pela queima de combustível de aviação (geralmente querosene de aviação) durante o voo. Por possuir um longo tempo de vida na atmosfera (100 anos ou mais), os seus efeitos são indistinguíveis da mesma quantidade de CO_2 emitida por qualquer outra fonte (Penner, 1999).
2. Óxidos de nitrogênio (NO_x): Os motores de aeronaves também emitem óxidos de nitrogênio, que incluem óxido nítrico (NO) e dióxido de nitrogênio (NO_2), embora na aviação esse poluente é emitido em menor quantidade, eles podem constituir cerca de 10% a 20% das emissões. Sua formação ocorre seguindo o mecanismo de *Zeldovich*, quando a temperatura na câmara de combustão do motor aumenta, a energia térmica disponível acelera a dissociação de moléculas de nitrogênio (N_2) e (O_2) que são muito estáveis (Anetor et al., 2014). Por meio da dissociação desses átomos, ao se recombinarem, podem formar NO e posteriormente reagir com mais oxigênio e formar NO_2 . Esses óxidos de nitrogênio podem contribuir para a diminuição de ozônio na estratosfera, e conseqüentemente prejudicar essa proteção contra a radiação UV (Schumann, 2002). Além disso, pode ajudar na formação de *smog* e chuva ácida, como também, causar impactos negativos na qualidade do ar próximo a aeroportos.
3. Materiais Particulados (MP): A aviação emite partículas finas e ultrafinas que podem afetar a qualidade do ar e a saúde humana, especialmente em áreas próximas a aeroportos. Essas partículas podem incluir fuligem e outros compostos.

4. Hidrocarbonetos não queimados (HC): Além do CO_2 , a queima de combustível de aviação pode liberar hidrocarbonetos não queimados, que contribuem para a formação de ozônio em altitudes mais baixas da atmosfera e formação de monóxido de carbono (CO).
5. Vapor de água (H_2O): A aviação também emite vapor de água, que pode contribuir para a formação de trilhas de condensação (*Contrails*), nuvens *cirrus* e nuvens polares (Schumann, 2022). Embora a água seja um gás de efeito estufa natural e menos severo, seus efeitos podem amplificar o aquecimento global.

3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Como a utilização do hidrogênio na aviação em forma de combustível ainda é um tema que está em processo de estudo e desenvolvimento, por ser muito recente, há uma escassez de artigos com relação a isso. Nesse sentido, nessa revisão bibliográfica buscou-se encontrar pesquisas e estudos que abordam questões de motorização aeronáutica, a combustão de hidrogênio e querosene nesses motores e as suas respectivas emissões na atmosfera. A seguir, os estudos mais relevantes e importantes sobre esses assuntos estão resumidos.

Farocki (2014), fornece uma base teórica para o design e a modelagem de diferentes motores aeronáuticos, incluindo a formulação matemática da aerodinâmica e termodinâmica dos componentes desses motores e suas respectivas funções.

Assim como Farokhi, El-sayed (2017) busca explicar de forma mais detalhada e ampla os motores propulsores e turbinas a gás. Dividido entre a história da criação desses motores e o projeto e análise dos componentes rotativos e não rotativos presentes neles.

Derakhshandeh et al. (2020), realiza um estudo que aborda a simulação termodinâmica de um motor Turbofan *General Electric* GE90 no *MATLAB* usando combustível de hidrocarboneto e combustível de hidrogênio em condições pré-definidas. Posteriormente, realiza um algoritmo genético para determinar a melhor proporção de *bypass* e a melhor relação de pressão do ventilador (*Fan*) a fim de obter desempenho, e condições ambientais e econômicas ideais para o Turbofan que utiliza hidrogênio. Além disso, esse artigo calcula a emissão de NO_x com ambos os combustíveis, concluindo que o Hidrogênio reduz a emissão desse poluente, já que opera com uma vazão aproximadamente 1/3 menor o querosene por possuir um maior poder calorífico.

Para aprofundar e detalhar os conceitos termodinâmicos utilizados em motores aeronáuticos, Costa (2021) realiza a modelagem matemática do ciclo termodinâmico para TurboJatos, Turbofans e Turboélices. Em seguida, realiza os cálculos de balanço de energia e massa de cada componente desses motores apresentados, e, a partir disso, é introduzida a análise de Exergia como uma forma de possibilitar a contabilização de desperdícios de cada turbina a gás. Finalmente, compara os resultados desse modelo com o software comercial

GasTurb. Por fim, conclui que dentre os motores analisados, motores turbojatos apresentam maior consumo de combustível e menor eficiência propulsiva a baixas altitudes, e ao adicionar um by-pass, há uma redução significativa do consumo de combustível.

Com relação às emissões causadas pela utilização de hidrogênio e querosene para motores aeronáuticos, Khan et al. (2022) realiza uma modelagem de uma aeronave movida a querosene dentro de uma ferramenta de simulação, calculando o consumo de combustível e estimando as emissões de óxidos de nitrogênio e vapor de água em diferentes etapas de voo. Para explorar o potencial do hidrogênio, adaptações foram feitas nos parâmetros do motor e da aeronave dentro da ferramenta de simulação para acomodar um combustível de hidrogênio líquido na mesma missão dada. Após um cuidadoso processo iterativo de design, assegurando que a aeronave adaptada pudesse completar a missão proposta, a mesma ferramenta foi empregada para avaliar o consumo total de combustível para a versão movida a hidrogênio. Com base nos resultados de consumo de combustível e índices de emissão, foi possível estimar as emissões de NO_x e vapor de água de aeronaves movidas a hidrogênio. Segundo o autor, a utilização de hidrogênio líquido reduziu cerca de 86% a emissão de NO_x , todavia aumentou 4,3 vezes a emissão de vapor de água na atmosfera.

Ademais, Ponater et al. (2006) estuda a potencial redução do impacto climático com a utilização de hidrogênio líquido na aviação (*cryoplanes*). O autor realiza diversas simulações para estimar as emissões que um motor a querosene e a hidrogênio geram na atmosfera, incluindo todos os gases que serão estudados nesse projeto. Seus resultados indicam que os cenários de transição para aeronaves criogênicas mostram uma redução do forçamento radiativo (RF) em até 30% (cerca de 40 mW/m²) e do aumento da temperatura média global da superfície em até 10% (cerca de 4 mK) para o período de 2050.

Para complementar esse assunto, Daggett (2004) oferece uma análise preliminar sobre os custos associados à adoção da tecnologia de injeção de água por companhias aéreas, visando a redução das emissões de NO_x nos aeroportos. Adicionalmente, o artigo apresenta equações que estabelecem uma relação entre os dados termodinâmicos de motores movidos a querosene e suas correspondentes emissões de NO_x na atmosfera. Com isso, Dagget concluiu que

se o sistema de injeção de névoa de água realmente contribuir para a limpeza do motor, a economia de combustível de ½-1% compensaria mais do que o custo da injeção de água em missões de 3.000 milhas náuticas ou mais.

Para o cálculo das emissões de CO_2 dessas turbinas a gás, Jakovljević et al. (2018), propõe que a diminuição da performance nas aeronaves pode gerar alto consumo de combustível, resultando em maior emissão de gases poluentes. Com isso, o estudo em questão sugere uma metodologia para determinação da emissão de CO_2 durante o ciclo de vida das aeronaves *Turbofan*. Essa análise foi modelada em 8 partes, relacionadas ao uso e reparo das estruturas dos aviões, proporcionando uma visão mais abrangente do impacto ambiental durante todo o período de operação das aeronaves. Por fim, obtém como resultado que a degradação da aeronave analisada, pode contribuir com um fator significativo de poluição (entre 3,6 e 6,4% da emissão total de CO_2).

Por fim, com o objetivo de verificar a modelagem termodinâmica no software comercial *GasTurb*, Fanzago (2019) analisa dois motores Turbofan modernos, ambos com fluxos não misturados, foram implementadas soluções mecânicas diferentes, utilizando a turbina a gás no software GasTurb. Nele, é possível executar a análise termodinâmica do motor quanto a avaliação do desempenho. No Artigo, é demonstrada a importância de obter dados reais experimentais e medidos na definição do ciclo de design do motor e, além disso, na sua linha de operação fora do projeto, a fim de obter resultados de simulação que sejam precisos e que sejam uma estimativa exata do motor simulado.

4. METODOLOGIA

4.1. Formulação Matemática

Para o projeto, será considerado um motor Turbofan com *two spools* e *high by-pass*. Para realizar a análise termodinâmica, serão utilizados cálculos e equações definidas por Farocki (2014) e Derakhshandeh et al. (2020).

4.1.1. Ciclo Termodinâmico

O ciclo termodinâmico desse tipo de motor é similar ao de uma turbina a gás convencional, porém com a adição de um *Fan* com compressores e turbinas de baixa e alta pressão. Apesar da adição de componentes extras, sua análise é realizada conforme a de um ciclo *Brayton* real.

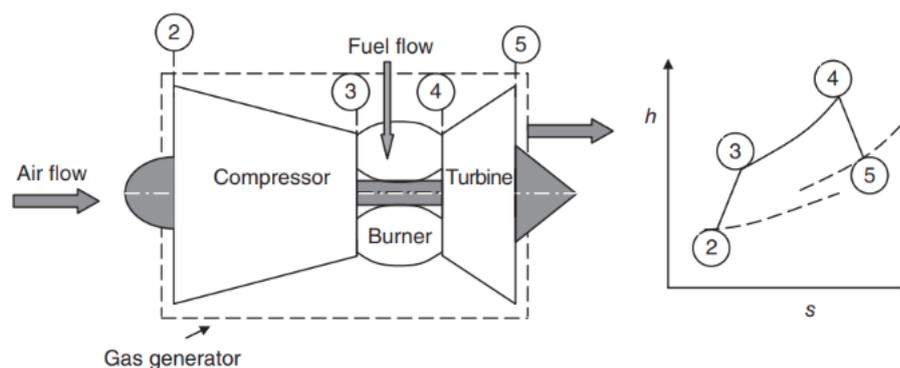


Figura 14 - Desenho esquemático de um gerador de gás (Farocki, 2014).

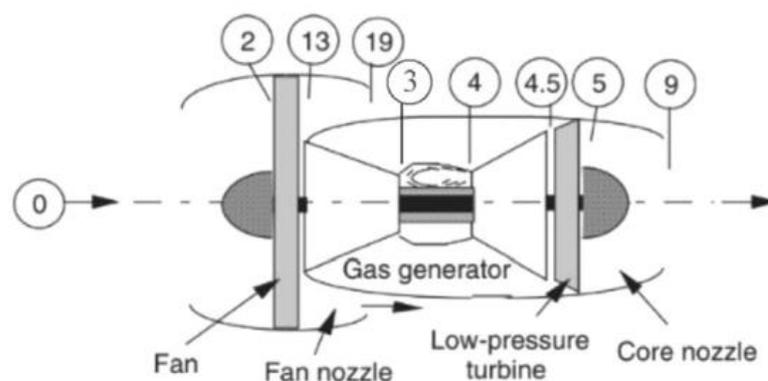


Figura 15 - Desenho esquemático de um Turbofan com *two spools* (Derakhshandeh et al., 2020).

Os índices na Figura 15 representam:

- Ponto 0: Ar (Condições determinadas pela altitude e velocidade de voo);
- Ponto 2: Entrada do *Fan*;
- Ponto 13: Saída do *Fan*;
- Ponto 19: Saída do bocal do *Fan* (Região que o ar passa por fora do núcleo (*Bypass*));
- Ponto 3: Saída do compressor de alta pressão;
- Ponto 4: Saída da câmara de combustão ou entrada da turbina de alta pressão;
- Ponto 4.5: Saída da turbina de alta pressão ou entrada da turbina de baixa pressão;
- Ponto 5: Saída da turbina de baixa pressão;
- Ponto 9: Saída do bocal do núcleo;

Esses pontos podem variar de acordo com cada modelagem termodinâmica e cada tipo de motor. O calor específico (C_p), as eficiências politrópicas (η), razão de pressão (π) e a razão dos calores específicos (γ), são dados fornecidos pelo fabricante.

4.1.1.1. Fan

Inicialmente, para o cálculo das propriedades nesse componente, é preciso verificar as propriedades do ar nas condições de voo impostas pela aeronave. A Figura 16 representa a composição do Fan em seus respectivos pontos, a parte central é o compressor que será estudado na próxima seção.

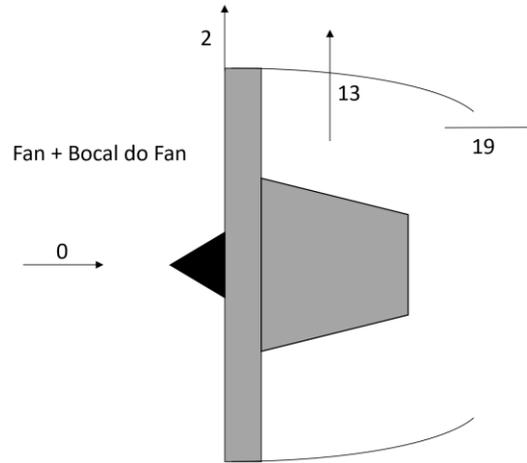


Figura 16 - Visão esquemática do Fan + Bocal do Fan

Velocidade do som:

$$a = \sqrt{(\gamma_{compressor} - 1) * C_{p-compressor} * T_{air} * 1000} \left(\frac{m}{s} \right) \quad (4.1)$$

Velocidade do ar (de voo):

$$V_{air} = a * M_{air} \left(\frac{m}{s} \right) \quad (4.2)$$

Pressão total de voo (Pressão do ar na entrada do motor):

$$P_{tot,0} = P_{air} * \left[1 + \left(\frac{\gamma_{compressor} - 1}{2} \right) * M_{air}^2 \right]^{\frac{\gamma_{compressor}}{\gamma_{compressor} - 1}} (kPa) \quad (4.3)$$

Temperatura total de voo (Temperatura do ar na entrada do motor):

$$T_{tot,0} = T_{air} * \left[1 + \left(\frac{\gamma_{compressor} - 1}{2} \right) * M_{air}^2 \right] (K) \quad (4.4)$$

De forma análoga a um compressor, o *Fan* é caracterizado por sua razão de pressão π_f e eficiência politrópica $\eta_{polytropic-f}$, além de suas equações serem idênticas a de um compressor. Com isso, para calcular a pressão na entrada do *Fan*, utiliza-se a seguinte equação:

$$P_{t2} = P_{tot,0} * \pi_{Diffuser} (kPa) \quad (4.5)$$

Assumindo condições adiabáticas, a temperatura na entrada do *Fan* segue a equação abaixo:

$$T_{t2} = T_{tot,0} (K) \quad (4.6)$$

A pressão de saída do *Fan* é calculada a partir da razão de pressão desse componente π_{fan} .

$$P_{t13} = P_{t2} * \pi_{fan} (kPa) \quad (4.7)$$

Já para o cálculo da temperatura na saída desse componente, é necessário calcular a razão de temperatura do *Fan*.

$$\tau_{Fan} = \frac{\gamma_{compressor}^{-1}}{\pi_{Fan}^{\gamma_{compressor} * \eta_{polytropic-f}}} \quad (4.8)$$

$$T_{t13} = T_{t2} * \tau_{Fan} (K) \quad (4.9)$$

Para a entropia e entalpia considerou-se o R e C_{p-air} do ar seco nas condições de temperatura e pressão de voo (Ponto 2) para um gás perfeito. A geração de entropia pode ser facilmente descrita pela equação de *Gibbs*.

$$s_{t13} = C_{p-air} * \ln\left(\frac{T_{t13}}{T_{t2}}\right) - R * \ln\left(\frac{P_{t13}}{P_{t2}}\right) + s_{t2} \left(\frac{kJ}{kgK}\right) \quad (4.10)$$

$$h_{t13} = C_{p-air} * (T_{t13} - T_{t2}) + h_{t2} \left(\frac{kJ}{kg}\right) \quad (4.11)$$

Na saída do *Fan*, uma parte do ar entra no núcleo do motor para realizar a combustão e a outra passa por fora pela região do *by-pass*, como já mencionado anteriormente. Na obtenção dos parâmetros termodinâmicos correspondentes do bocal do *Fan* seguiu-se a mesma lógica aplicada na modelagem anterior.

$$P_{t19} = P_{t13} * \pi_{Fan-Nozzle} (kPa) \quad (4.12)$$

Considerando que esse bocal seja convergente, o *Mach* máximo de saída que ele pode atingir é *Mach* 1. Dessa forma, a pressão de saída estática desse componente é igual a:

$$P_{19} = \frac{P_{t13}}{\left(1 + \frac{\gamma_{compressor} - 1}{2}\right)^{\frac{\gamma_{compressor}}{\gamma_{compressor} - 1}}} \text{ (kPa)} \quad (4.13)$$

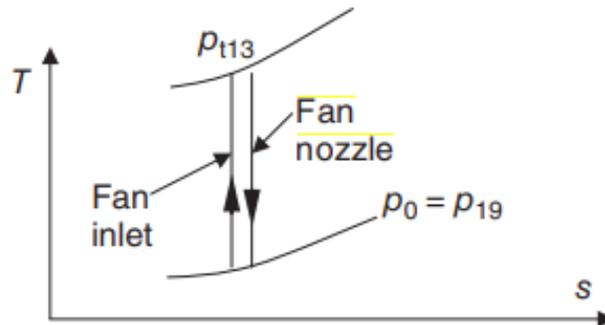


Figura 17 - Diagrama de compressão na entrada do *Fan* seguido pela expansão do bocal (Farocki, 2014).

Caso $P_{19} > P_{air}$, o fluxo de ar no bocal está estrangulado, ou seja, atingiu seu pico de velocidade de saída ($M_{19} = 1$). A temperatura de saída estática do bocal é encontrada por:

$$T_{19} = \frac{T_{t13}}{1 + \left(\frac{\gamma_{compressor} - 1}{2}\right)} \text{ (K)} \quad (4.14)$$

A velocidade do som no bocal do *Fan* é descrita conforme a equação (4.15).

$$a_{19} = \sqrt{(\gamma_{compressor} - 1) * C_{p-compressor} * T_{19} * 1000} \left(\frac{m}{s}\right) \quad (4.15)$$

Como $Mach = 1, V_{19} = a_{19}$.

Para determinar o empuxo gerado pelo ar que passa pela zona do *bypass*, considera-se a seguinte equação:

$$F_{gross-Fan} = \dot{m}_{19} * V_{19} + (P_{19} - P_{air}) * A_{19} \text{ (N)} \quad (4.16)$$

A área (A_{19}) é dada pelo fabricante do motor, equivalente a área da parte do motor em que o ar não entra em combustão com o combustível (*Cold Nozzle*). A vazão de ar é calculada a partir da fórmula do *by-pass* (β) (Equação 3.1) e pela vazão de ar quente que é dada por:

$$\dot{m}_{hot} = \dot{m}_{core} = \frac{m_{total}}{1 + \beta} \rightarrow \dot{m}_{19} = \dot{m}_{cold} = \dot{m}_{hot} * \beta \left(\frac{kg}{s} \right) \quad (4.17)$$

Por fim, a velocidade efetiva da saída do bocal do *Fan* é igual a:

$$V_{19eff} = \frac{F_{gross-fan}}{\dot{m}_{19}} \left(\frac{m}{s} \right) \quad (4.18)$$

4.1.1.2. Compressor

Como dito na seção anterior, a modelagem termodinâmica do compressor é calculada da mesma forma que o componente anterior. A potência necessária para comprimir o ar é provida pela turbina por meio de um eixo. No caso de um Turbofan com dois eixos, a turbina de baixa pressão alimenta o compressor de baixa pressão e o Fan, já a de alta pressão alimenta somente o compressor de alta pressão. A Figura abaixo esquematiza a entrada e saída do compressor para modelagem termodinâmica.

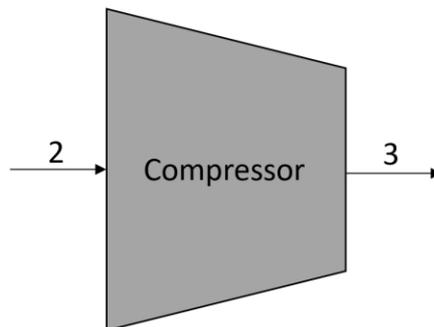


Figura 18 - Visão esquemática do Compressor

Esse processo é assumido adiabático, já que a troca de calor entre o ar atmosférico e o ar dentro do compressor é desprezível. Nessa parte, as principais formas de irreversibilidade são devidas à natureza viscosa do fluido e serão quantificadas pela eficiência isoentrópica de compressão.

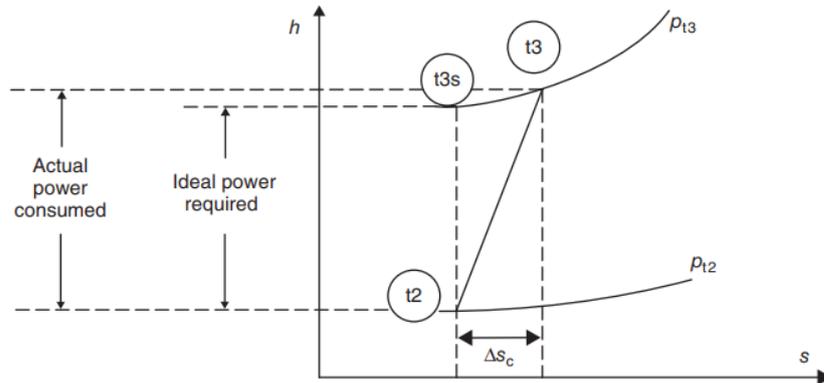


Figura 19 - Diagrama Entalpia-Entropia real e ideal do processo de combustão (Farocki, 2014)

Para a realização do cálculo da pressão e temperatura na saída desse ponto, é necessário avaliar a razão de compressão e temperatura geral, dadas por:

$$\pi_{OPR} = \pi_{Fan} * \pi_{LP-Compressor} * \pi_{HP-Compressor} \quad (4.19)$$

$$\tau_{OPR} = \frac{\gamma_{compressor} - 1}{\pi_{OPR}^{\gamma_{compressor} * \eta_{polytropic-compressor}}} \quad (4.20)$$

Com isso, tendo calculado esses fatores, obtém-se a temperatura e pressão na saída do compressor.

$$P_{t3} = P_{t2} * \pi_{OPR} \text{ (kPa)} \quad (4.21)$$

$$T_{t3} = T_{t2} * \tau_{OPR} \text{ (K)} \quad (4.22)$$

Já para a entropia e entalpia na saída, utilizou-se os mesmos cálculos definidos anteriormente no *Fan*.

$$s_{t3} = C_{p-air} * \ln\left(\frac{T_{t3}}{T_{t2}}\right) - R * \ln\left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}}\right) + s_{t2} \left(\frac{kJ}{kgK}\right) \quad (4.23)$$

$$h_{t3} = C_{p-air} * (T_{t3} - T_{t2}) + h_{t2} \left(\frac{kJ}{kg}\right) \quad (4.24)$$

4.1.1.3. Câmara de Combustão

No combustor, ar é misturado ao combustível em uma reação química que garante a liberação de calor.

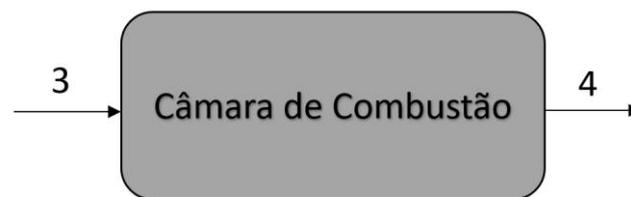


Figura 20 - Visão Esquemática da Câmara de Combustão

Em combustores reais, essa reação é irreversível e resulta numa perda de pressão que será caracterizada por $\pi_{burner} < 1$. Com essa razão, encontra-se a pressão de saída nessa etapa.

$$P_{t4} = P_{t3} * \pi_{burner} \text{ (kPa)} \quad (4.25)$$

A temperatura de saída na câmara de combustão é dada pela equação (4.26).

$$T_{t4} = \frac{C_{p-compressor} * T_{air} * \theta_{\lambda}}{C_{p-Turbine}} \text{ (K)} \quad (4.26)$$

Nesse processo, é possível calcular a relação combustível-ar do motor.

$$f = \frac{m_{fuel}}{m_{air}} = \frac{(C_{p-Turbine} * T_{t4} - C_{p-Compressor} * T_{t3})}{(PCI * \eta_{burner} - C_{p-Turbine} * T_{t4})} \quad (4.27)$$

Seguindo as mesmas equações para entropia e entalpia que foram determinadas previamente, têm-se:

$$s_{t4} = C_{p-air} * \ln\left(\frac{T_{t4}}{T_{t3}}\right) - R * \ln\left(\frac{P_{t4}}{P_{t3}}\right) + S_{t3} \left(\frac{kJ}{kgK}\right) \quad (4.28)$$

$$h_{t4} = C_{p-air} * (T_{t4} - T_{t3}) + H_{t3} \left(\frac{kJ}{kg}\right) \quad (4.29)$$

4.1.1.4. Turbina

Devido às altas temperatura dos gases na saída do combustor, os primeiros estágios da turbina de alta pressão precisa ser resfriados pela sangria de ar do compressor, pois essa elevada temperatura excede o ponto de fusão de grande parte dos materiais utilizados na fabricação do motor. No entanto, para simplificar a análise, será considerada uma turbina não refrigerada.

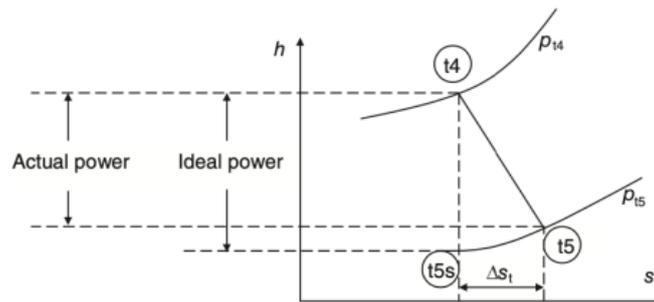


Figura 21 - Processo de expansão de uma turbina não refrigerada (Farocki, 2014).

A Figura 22 representa os pontos de entrada e saída da turbina para modelagem desse componente.

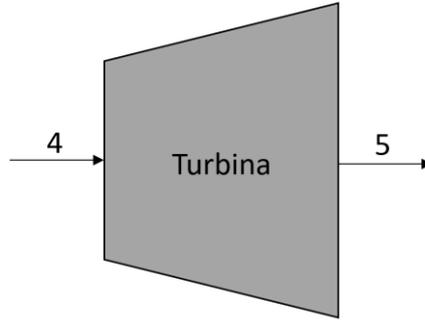


Figura 22 - Visão esquemática da Turbina

Para se obter a temperatura nesse estágio, utiliza-se o balanço de energia.

$$T_{t5} = \frac{\{[C_{p-Turbine} * \eta * (1 + f) * T_{t4}] - [C_{p-Compressor} * (T_{t3} - T_{t2})] - [\beta * C_{p-Compressor} * (T_{t13} - T_{t2})]\}}{[C_{p-Turbine} * \eta_m * (1 + f)]} \quad (K) \quad (4.25)$$

Assim como no *Fan*, para se encontrar a razão de pressões da turbina é necessário realizar o cálculo da razão de temperatura.

$$\theta_{Turbine} = \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \quad (4.30)$$

$$\pi_{Turbine} = \theta_{Turbine}^{\frac{\gamma_{Turbine}}{(\gamma_{Turbine}-1) * \eta_{polytropic-compressor}}} \quad (4.31)$$

Tendo isso realizado, calcula-se a pressão nesse ponto.

$$P_{t5} = P_{t4} * \pi_{Turbine} \quad (4.32)$$

Da mesma forma que os últimos componentes, a entropia e entalpia podem ser obtidas pelas expressões abaixo:

$$s_{t5} = C_{p-air} * \ln\left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}}\right) - R * \ln\left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}}\right) + s_{t4} \left(\frac{kJ}{kgK}\right) \quad (4.33)$$

$$h_{t5} = C_{p-air} * (T_{t5} - T_{t4}) + h_{t4} \left(\frac{kJ}{kg}\right) \quad (4.34)$$

4.1.1.5. Bocal de Exaustão

Por fim, chega-se ao último componente de um motor Turbofan, sua principal função é acelerar o fluxo de ar de maneira eficiente. A partir do desenho esquemático abaixo desse componente, foi realizar as análises para encontrar os parâmetros no ponto 9.

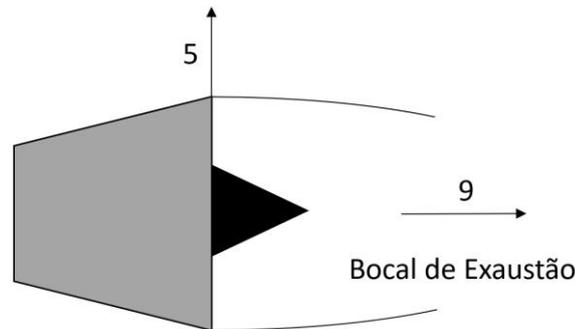


Figura 23 - Visão esquemática do Bocal de Exaustão

Caso o *Mach* na saída seja subsônico, o fluxo em expansão irá atingir a pressão ambiente, equalizando as pressões.

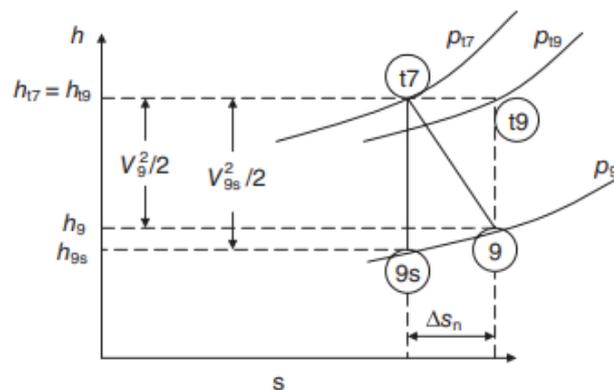


Figura 24 - Diagrama Entalpia-Entropia da expansão do bocal de exaustão (Faroeki, 2014).

Como o número máximo de Mach na saída do bocal convergente é $M_9 = 1,0$, examina-se a pressão estática P_9 comparando com P_0 . Se $P_9 \geq P_0$, então o escoamento está estrangulado e o número de Mach de saída é 1. Caso contrário, o número Mach de saída é menor que 1 e a pressão estática de saída é igual à pressão estática ambiente.

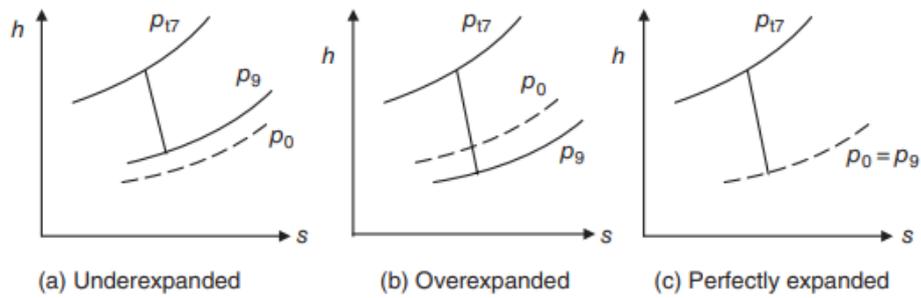


Figura 25 - Diagrama entalpia-entropia das três possíveis expansões (Farocki, 2014).

Calcula-se P_9 com base em P_{t9} e na condição de saída de acordo com:

$$P_{t9} = P_{t5} * \pi_{Nozzle} \text{ (kPa)} \quad (4.35)$$

$$P_9 = \frac{P_{t9}}{\left[1 + \frac{(\gamma_{Turbine} - 1)}{2}\right]^{\frac{\gamma_{Turbine}}{\gamma_{Turbine} - 1}}} \text{ (kPa)} \quad (4.36)$$

A temperatura de saída estática do bocal de exaustão é encontrada por:

$$T_9 = \frac{T_{t5}}{\left(1 + \frac{\gamma_{Turbine} - 1}{2}\right)} \text{ (K)} \quad (4.37)$$

A velocidade do som no bocal de exaustão é calculada de acordo com a equação (4.38).

$$a_9 = \sqrt{(\gamma_{Turbine} - 1) * C_{p-Turbine} * T_9 * 1000} \left(\frac{m}{s}\right) \quad (4.38)$$

Como $Mach = 1, V_9 = a_9$.

Para calcular o empuxo gerado pelo ar que passa pela zona do núcleo (Core), considera-se a seguinte equação:

$$F_{gross-Core} = \dot{m}_9 * V_9 + (P_9 - P_{air}) * A_9 \text{ (N)} \quad (4.39)$$

Essa área é também dada pelo fabricante, sendo a área do *Hot Nozzle*. Essa vazão de ar é calculada a partir das fórmulas do *by-pass* (β) (Equação 3.1) e da vazão do núcleo (Equação 4.17). A velocidade efetiva da saída do bocal de exaustão é encontrada pela equação (4.40):

$$V_{9eff} = \frac{F_{gross-core}}{\dot{m}_9} \left(\frac{m}{s} \right) \quad (4.40)$$

Assim como a entropia e entalpia pelas equações (4.41) e (4.42).

$$s_9 = C_{p-air} * \ln \left(\frac{T_9}{T_{t5}} \right) - R * \ln \left(\frac{P_9}{P_{t5}} \right) + s_{t5} \left(\frac{kJ}{kgK} \right) \quad (4.41)$$

$$h_9 = C_{p-air} * (T_9 - T_{t5}) + h_{t5} \left(\frac{kJ}{kg} \right) \quad (4.42)$$

4.1.2. Parâmetros de Performance

Contribuição do *Fan* e Núcleo no Empuxo: Para calcular a contribuição de ambas as partes no empuxo, calcula-se o empuxo líquido (F_{Net}) do núcleo e do *Fan* por meio do empuxo bruto (F_{Gross}) de cada segmento, respectivamente.

$$F_{net-Fan} = F_{gross-Fan} - \beta * f * m_{core} * V_{air} (N) \quad (4.43)$$

$$F_{net-Core} = F_{gross-Core} - f * m_{core} * V_{air} (N) \quad (4.44)$$

Com esses valores, torna-se possível comparar as contribuições de cada empuxo líquido, conforme as equações abaixo:

$$Fan_{Contribution} = \frac{F_{net-Fan}}{F_{net-Fan} + F_{net-core}} \quad (4.45)$$

$$Core_{Contribution} = \frac{F_{net-core}}{F_{net-Fan} + F_{net-core}} \quad (4.46)$$

Motores com alta razão de *bypass*, principalmente, possuem uma elevada contribuição do *Fan* na força de empuxo total da aeronave, já que a maior parte do ar que atravessa o motor, passa pela região que contorna o núcleo.

Empuxo Específico: O empuxo específico é a razão do empuxo líquido dividido pelo fluxo de ar na entrada. Esse parâmetro é importante, pois é possível comparar o empuxo de diferentes tipos de motor (Costa, 2021).

$$F_{specific} = \frac{F_{Net}}{(1 + \beta) * \dot{m}_{core}} * 1000 \left(\frac{N \cdot s}{kg} \right) \quad (4.47)$$

Sendo o empuxo líquido geral:

$$F_{Net} = \left((\dot{m}_{core} * (1 + f) * V_{9eff}) + (\beta * \dot{m}_{core} * V_{19eff}) - ((1 + \beta) * \dot{m}_{core} * V_{air}) \right) (N) \quad (4.48)$$

Consumo Específico de Combustível para empuxo: Denomina-se consumo específico de combustível para empuxo (TSFC), a razão de vazão mássica do combustível utilizado pela força de empuxo produzida.

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F_{net}} = \left(f * \frac{\dot{m}_{core}}{F_{net}} \right) * 1000 \left(\frac{mg}{N * S} \right) \quad (4.49)$$

A redução dessa razão representa maior eficiência de combustível, pois significa custos operacionais mais baixos e maior alcance para aeronave.

Eficiência Térmica: Trata-se da eficiência com que o calor gerado na combustão é transformado em energia cinética no jato de exaustão. No caso de motores aeronáuticos, é possível analisá-la da mesma forma que em um ciclo *Brayton* ideal. A adição do *Fan* não altera essa eficiência, pelo motivo de que a potência utilizada para comprimir o gás no *Fan* é equilibrada pela potência gerada na turbina.

$$\eta_{th} = \frac{\left((F_{net} * V_{air}) + \frac{1}{2} * ((\dot{m}_{core} * (1 + f) * (V_9 - V_{air})^2) + (\beta * \dot{m}_{core} * (V_{19} - V_{air})^2)) \right)}{(\dot{m}_f * PCI)} \quad (4.50)$$

O \dot{m}_f representa a vazão mássica de combustível consumido:

$$\dot{m}_f = f * \dot{m}_{core} \left(\frac{kg}{s} \right) \quad (4.51)$$

Eficiência Propulsiva: A eficiência propulsiva leva em consideração a diferença entre a velocidade do jato de exaustão e a velocidade do avião. Idealmente, para máxima eficiência, a velocidade do jato de exaustão deve ser próxima da velocidade da aeronave. Em geral, a alta razão de *bypass* contribui para uma melhor eficiência propulsiva em velocidades subsônicas.

$$\eta_P = \frac{F_{net} * V_{air}}{F_{net} * V_{air} + \frac{1}{2} ((\dot{m}_{core} * (1 + f) * (V_9 - V_{air})^2) + (\beta * \dot{m}_{core} * (V_{19} - V_{air})^2))} \quad (4.51)$$

Eficiência Geral: O produto das duas eficiências se define como eficiência geral. Ao se realizar essa multiplicação, a variação de energia cinética se anula, restando a razão entre o empuxo gerado e a potência térmica gerada pela queima de combustível.

$$\eta_{Overall} = \eta_{th} * \eta_P \quad (4.52)$$

4.1.3. Cálculo das Emissões

Para se obter as principais emissões geradas por uma aeronave, é necessário determinar a distância e velocidade de deslocamento para se obter o tempo de viagem, além do fator de emissão de cada poluente gerado pela combustão. Ademais, considera-se também no cálculo a vazão mássica de combustível consumido.

$$E_{Poluente} = EI_{Poluente} * t_{voo} * \dot{m}_f \quad (kg) \quad (4.53)$$

4.2. Implementação Computacional

4.2.1. Cálculo implementado via *MatLab*

Para simular um motor real com a utilização de querosene e hidrogênio, o modelo matemático descrito na seção 4.1 será implementado no software de cálculo *Matlab*. Da mesma forma como foi apresentado, os cálculos serão realizados passo a passo para os dois combustíveis em três diferentes etapas de voo (Subida, Cruzeiro e Aproximação). Os códigos desenvolvidos estão disponíveis no Apêndice A.

Criado pela empresa *MathWorks* em 1984, esse software é uma plataforma de programação e computação numérica utilizada por milhões de engenheiros e pesquisadores para analisar dados, desenvolver algoritmos e criar modelos (MATLAB, 2023).

4.2.2. Software *GasTurb*

Com o objetivo de comparar os resultados obtidos pela modelagem matemática no *Matlab*, será utilizado o software *Gasturb* para obter os diagramas termodinâmicos mais precisos e os resultados em cada componente do motor.

Criado por Joachim Kurzke em 1991, esse software comercial é um dos mais utilizados por profissionais da indústria e pesquisadores acadêmicos que buscam realizar simulações numéricas do desempenho de diversos tipos de turbinas a gás (*GasTurb*, 2023). Seus cálculos são baseados no livro “*Propulsion and Power*” (Kurzke, 2018), do próprio criador do software, e possui uma ampla variedade de configurações de turbinas a gás para motores aeronáuticos e para geração de energia.

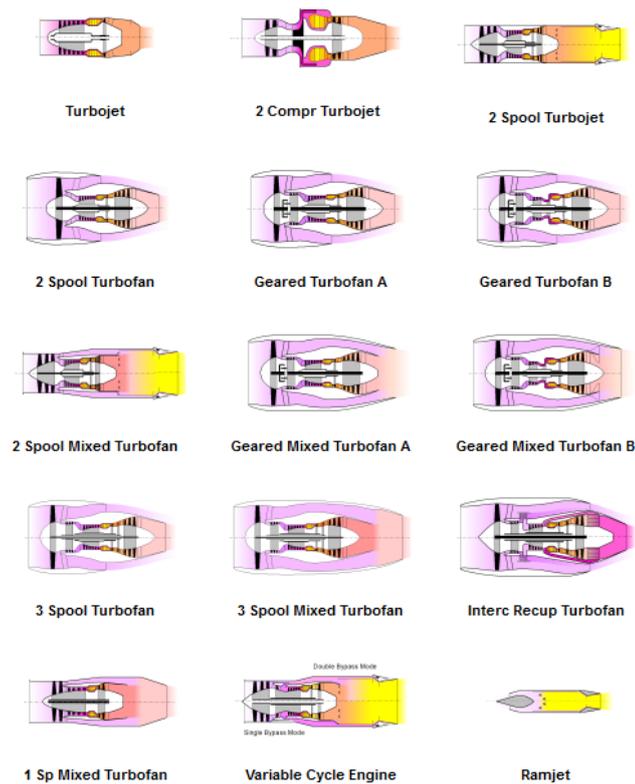


Figura 26 - Modelos de motores aeronáuticos disponíveis para simulação (GasTurb, 2023).

A partir da seleção dos motores, torna-se possível realizar análises de ciclo, análise paramétrica e de performance, de acordo com a definição de parâmetros de simulação e dados técnicos do motor a ser simulado. Com isso, é possível obter os valores correspondentes de cada estágio e os diagramas termodinâmicos, como T-S, H-S e P-V da turbina a gás pré-definida.

No entanto, o software possui diferenças em relação à modelagem matemática realizada na seção anterior, já que é possível realizar análises bem mais complexas e completas do motor. Porém, por não ser tão simples encontrar todos os parâmetros do motor pelo fabricante, apenas foi realizada a simulação da análise de ciclo (análise termodinâmica simplificada no software), a partir de dados encontrados por meio de Derakhshandeh et al. (2020) e Cantwell (2011).

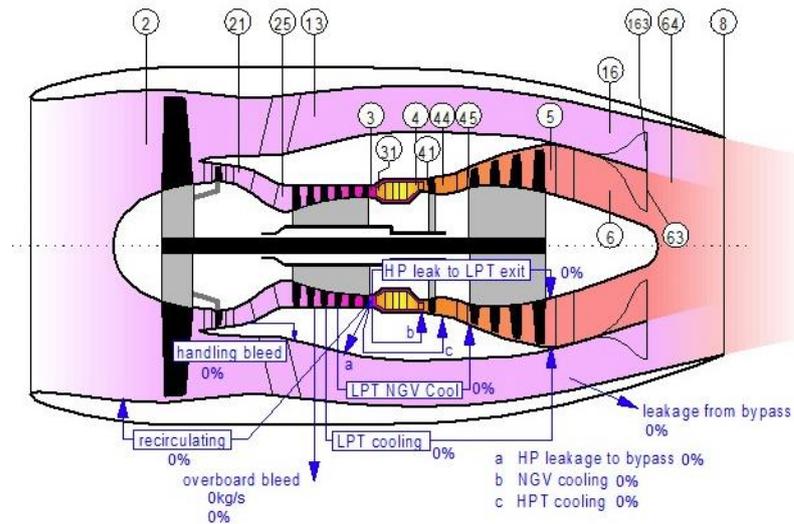


Figura 27 - Motor Turbofan de High-Bypass no software *Gasturb*

A Figura 27 mostra as diferenças de organização dos estágios de um motor Turbofan com um maior número de pontos durante o processo de combustão e by-pass, em comparação ao utilizado na modelagem matemática da Figura 15. Além disso, por ser um software “fechado”, não é possível obter diversos tipos de análises como no *Matlab*. Por possuir mais controle e liberdade, o *Matlab* permite realizar diversos estudos iterativos de forma mais simples, porém não possui a mesma confiabilidade que o software comercial *Gasturb*.

5. PARÂMETROS DE SIMULAÇÃO

5.1. Análise Termodinâmica

Para realizar a análise termodinâmica comparativa para os dois combustíveis, é necessário especificar um motor já existente. Nesse sentido, escolheu-se um Turbofan *General Electric GE-90*, presente no *Boeing 777* e um dos menos poluentes e eficientes da atualidade, que possui alta razão de *bypass* e dois eixos assim como o modelo termodinâmico definido no Capítulo 4. Os parâmetros desse motor necessários para os cálculos foram retirados de (Cantwell, 2011) e de Farocki (2014).

Tabela 2 - Dados técnicos do motor GE-90.

	Dados Técnicos
$C_{P-Compressor \& Fan} \left(\frac{kJ}{kgK} \right)$	1,004
$C_{P-Turbine} \left(\frac{kJ}{kgK} \right)$	1,152
$\gamma_{Compressor \& Fan}$	1,4
$\gamma_{Turbine}$	1,33
$\dot{m}_{total} \left(\frac{kg}{s} \right)$	576
β	8,1
π_{Fan}	1,62
$\pi_{LP-Compressor}$	1,14
$\pi_{HP-Compressor}$	21,5
π_{OPR}	40,44
π_{Burner}	0,95
$\pi_{Fan-Nozzle}$	0,95
π_{Nozzle}	0,98
$\pi_{Diffuser}$	0,995
$\eta_{polytropic-Fan}$	0,93
$\eta_{polytropic-Compressor}$	0,91
$\eta_{polytropic-Turbine}$	0,93
η_{Burner}	0,99
η_m	0,99
$A_{hot-Nozzle} (m^2)$	1,0111
$A_{cold-Nozzle} (m^2)$	3,5935

Além disso, para realizar essa análise em três etapas de voo (Subida, Cruzeiro e Descida) é fundamental estabelecer uma aeronave que utiliza o motor escolhido. O *Boeing 777-300ER*, possui essa particularidade e se enquadra nos limites impostos pelo projeto. A partir disso, por meio de seus dados de performance em EuroControl (2023) definiu-se as propriedades de voo e do ar em cada etapa, respectivamente.

Tabela 3 - Propriedades de voo nas três etapas.

	Altitude (ft)	Mach	P_{air} (kPa)	T_{air} (K)
Subida	15000	0,45	59,9	268,15
Cruzeiro	35000	0,83	23,9	218,82
Descida	10000	0,36	71,4	278,15

Considerando a constante ideal dos gases do ar seco ($R = 0,287 \frac{kJ}{kgK}$) e o calor específico do ar médio nessas altitudes ($C_{p-air} = 1,005 \left(\frac{kJ}{kgK}\right)$).

Ademais, para a simulação dos efeitos do querosene e hidrogênio no motor escolhido, altera-se nos cálculos apenas o PCI e o limite térmico do ciclo desses combustíveis. Os valores do poder calorífico utilizados no *Matlab* são os mesmos presentes no software *Gasturb*, com o objetivo de se obter uma melhor comparação entre as simulações. Já para o limite térmico do ciclo, os valores presentes na Tabela 3, foram retirados dos cálculos de Derakhshandeh (2021).

Tabela 4 - Parâmetros dos combustíveis.

	Querosene	Hidrogênio
PCI $\left(\frac{kJ}{kg}\right)$	43.124	118.429
θ_λ	7,24	7,8

5.2. Análise de Emissões

Inicialmente, é crucial reconhecer que as emissões resultantes da queima de querosene e hidrogênio variam conforme a velocidade do avião e a distância da rota de voo.

Com isso, considerando um voo específico de um Boeing 777-300ER, equipado com dois motores Turbofan GE-90, partindo do Rio de Janeiro com destino a Paris, a distância total de viagem é de aproximadamente 9.177 quilômetros. Ao acrescentarmos uma margem aproximada de 100 quilômetros para cobrir as fases de subida e aproximação, é possível calcular com precisão o tempo de voo. Isso, por sua vez, permite uma estimativa detalhada das emissões produzidas em cada etapa da viagem.

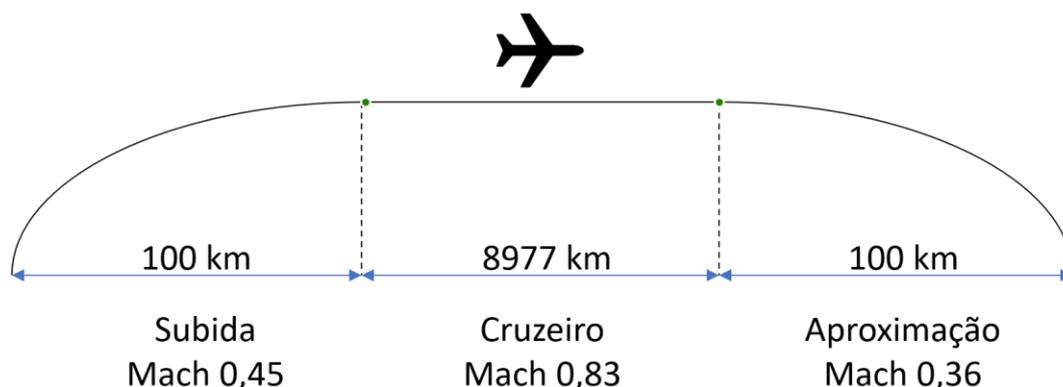


Figura 28 - Etapas de voo (Imagem meramente ilustrativa).

5.2.1. Emissões do Querosene

Para calcular a emissão de CO_2 , segue-se a recomendação de Jakovljević et al. (2018), que é adotar um fator de emissão constante de $3,16 \text{ kg}_{CO_2}/\text{kg}_{Combustível}$. Esse fator, estabelecido pela ICAO, é considerado padrão e aplicável a todas as fases do voo.

Já para determinar o vapor de água liberado pelo querosene, Khan et al. (2022) considera um fator de emissão equivalente a $1,26 \text{ kg}_{H_2O}/\text{kg}_{querosene}$, desde que a aeronave se limite em voos abaixo da UTLS, isto é, abaixo de 20 km de altitude aproximadamente.

Para determinar os fatores de emissão do NO_x , HC , CO e material particulado, recorreu-se aos dados experimentais fornecidos pela EASA (Anexos A e B) que podem ser encontrados no “ICAO Aircraft Engine Emissions Databank”. Esse banco de dados contém informações detalhadas sobre as emissões de gases de exaustão de motores aeronáuticos em produção.

Em contrapartida, as planilhas fornecidas pela EASA possuem apenas os dados de interesse das etapas de subida e aproximação, para os fatores de emissão em voo de cruzeiro, que apresenta consumo de combustível e *power setting* inferiores à subida, foram traçados gráficos a partir dos dados mencionados e por meio da porcentagem de potência da aeronave foi possível encontrar os valores desejados.

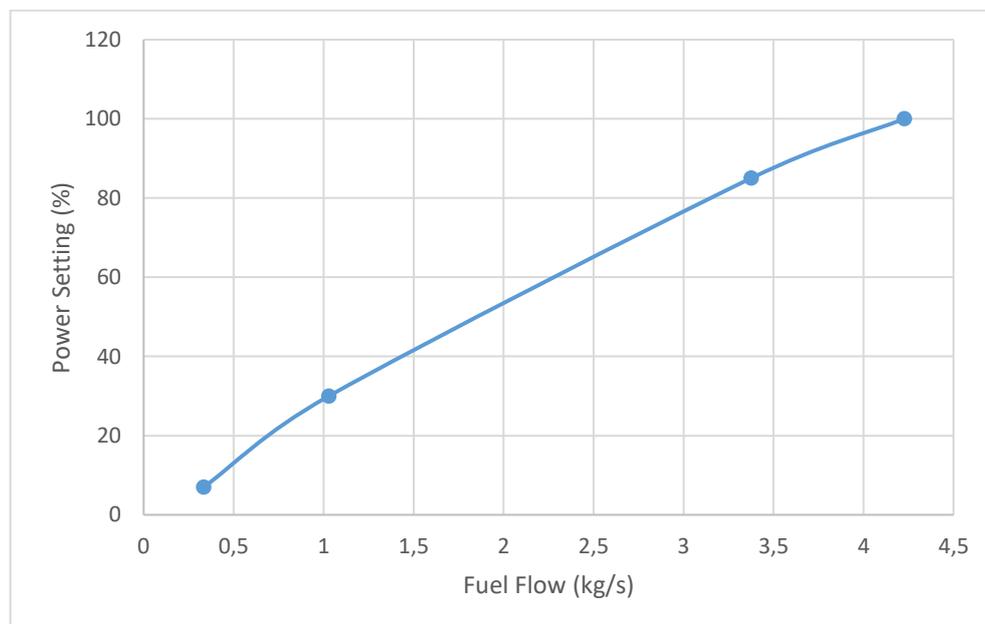


Figura 29 - Gráfico Potência x vazão de combustível (Confecção própria a partir dos dados disponibilizados pela EASA).

Pelos Anexos B, C foram retirados os valores de vazão de combustível (4,226; 3,375; 1,029 e 0,334 kg/s) e *power setting* do motor (100, 85, 30 e 7 %).

Considerando a porcentagem de potência para voo de cruzeiro como 70% (Rossier, 2016), a vazão de combustível é próxima de 2,5 kg/s.

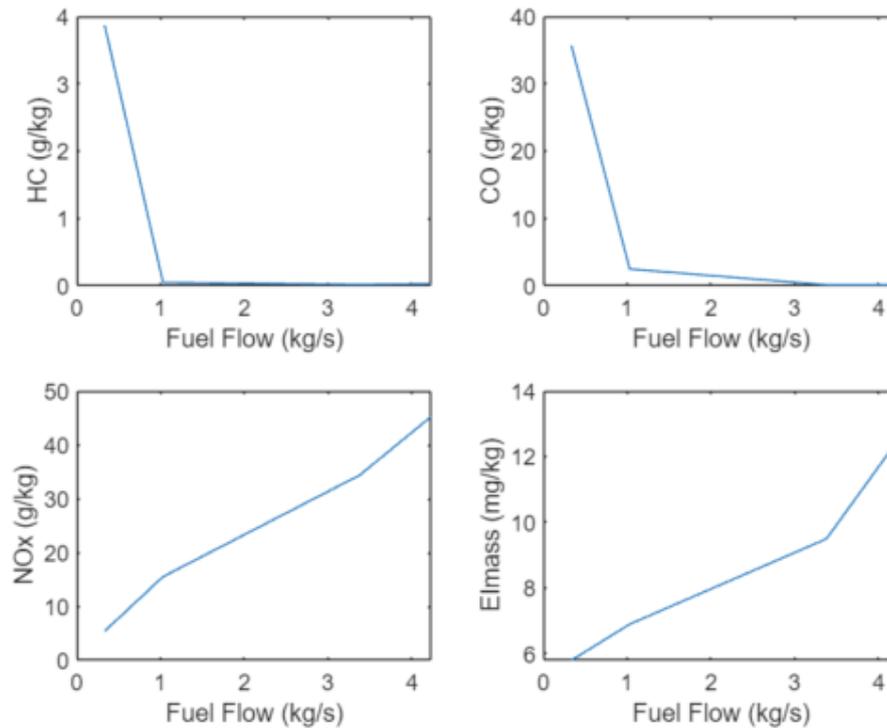


Figura 30 - Gráficos dos fatores de emissão (Confecção própria a partir dos dados disponibilizados pela EASA).

Com isso, a partir da Figura 30 e utilizando a vazão encontrada pela Figura 29, pode-se encontrar os fatores de emissão para os poluentes em voo de cruzeiro.

Tabela 5 - Fatores de emissão de cada poluente para o Querosene.

	Fatores de Emissão $\left(\frac{g_{poluente}}{kg_{Combustivel}}\right)$			
	NO_x	CO	HC	MP
Subida	34,39	0,14	0,02	9,5
Cruzeiro	29	2	0,03	8,5
Aproximação	15,53	2,5	0,05	5,8

Com todos os fatores de emissão calculados, pela equação (4.53), calcula-se as emissões em *kg* de todos os poluentes.

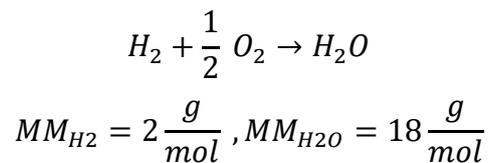
5.2.2. Emissões do Hidrogênio

As emissões resultantes da utilização de hidrogênio como combustível em motores aeronáuticos podem ser reduzidas a óxidos de nitrogênio e vapor d'água, simplificando assim a análise ambiental. Com isso, para determinar o fator de emissão do NO_x , recorreu-se a Mulder et al (2008), o qual recomenda a utilização da seguinte equação para encontrar o fator de emissão do NO_x :

$$EI_{NO_x} = 10^{[1+0.0032*(T_{t3}-581.25)]} * \sqrt{\frac{P_{air}}{P_0}} \quad (5.1)$$

Sendo P_0 a pressão atmosférica no nível do mar.

Já para a obtenção da quantidade de vapor de água que o motor irá gerar, é possível encontrar o fator por meio da reação química de combustão.



Pela reação química balanceada, observa-se que para cada 2 g/mol de hidrogênio é gerado 18 g/mol de vapor de água. Dessa forma, o fator de emissão de vapor de água na combustão de hidrogênio é equivalente a $9 \text{ kg}_{H_2O}/\text{kg}_{H_2}$.

6. RESULTADOS

Tendo todos os parâmetros definidos, é possível realizar a simulação termodinâmica e de emissões para os casos de subida, cruzeiro e aproximação, seguindo as limitações impostas pelo projeto.

6.1. Resultados para Querosene

Os resultados foram gerados em ambos os softwares, porém como foi realizada uma análise simplificada no *GasTurb*, não foi possível obter todos os parâmetros que foram simulados pelo *Matlab*, como mencionado na seção 4.2.2, com isso, apenas alguns dados puderam ser comparados.

Tabela 6 - Resultados termodinâmicos para o Querosene

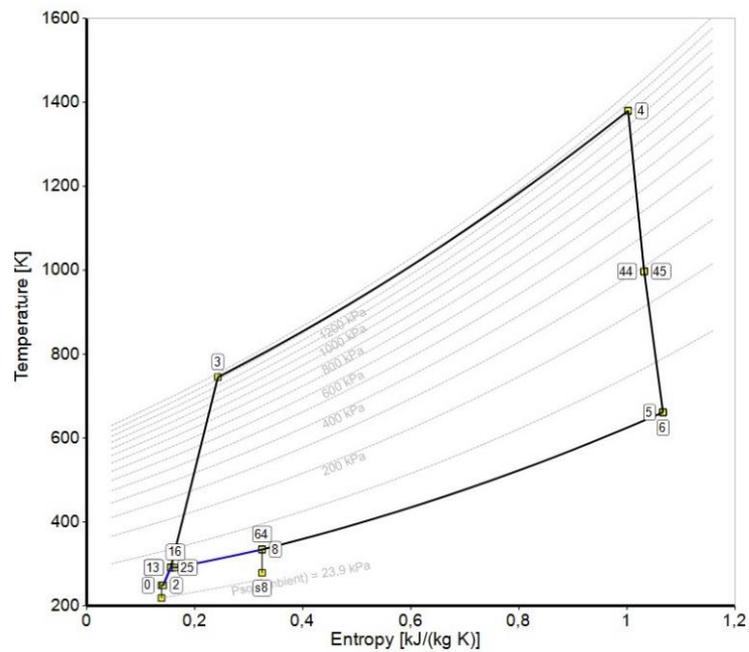
Análise Termodinâmica						
Parâmetros	Matlab			GasTurb		
---	Subida	Cruzeiro	Aprox.	Subida	Cruzeiro	Aprox.
T_{t3} (K)	891,48	795,50	911,77	826,94	744,92	843,92
P_{t3} (kPa)	2769,5	1510,9	3142,2	2417,31	1318,7	2742,5
T_{t4} (K)	1692,2	1380,7	1755,1	1692,0	1380,0	1755,0
P_{t4} (kPa)	2631,1	1435,4	2985,1	2296,4	1252,8	2605,4
F_{Contr} (%)	83,53	84,83	83,33	-	-	-
C_{Contr} (%)	16,47	15,17	16,67	-	-	-
F_{Net} (kN)	114,38	72,57	126,83	-	-	-
F_{spec} (N.s/kg)	198,93	126,21	220,57	-	-	-
$TSFC$ (mg/N.s)	14,29	16,77	13,55	13,73	15,09	13,46
\dot{m}_f (kg/s)	1,635	1,217	1,719	-	-	-
η_P (%)	56,29	87,99	46,82	58,59	78,90	50,83
η_{th} (%)	42,57	38,65	43,97	-	-	-
η_{over} (%)	23,96	34,01	20,59	-	-	-

Tabela 7 - Resultados das emissões para o Querosene

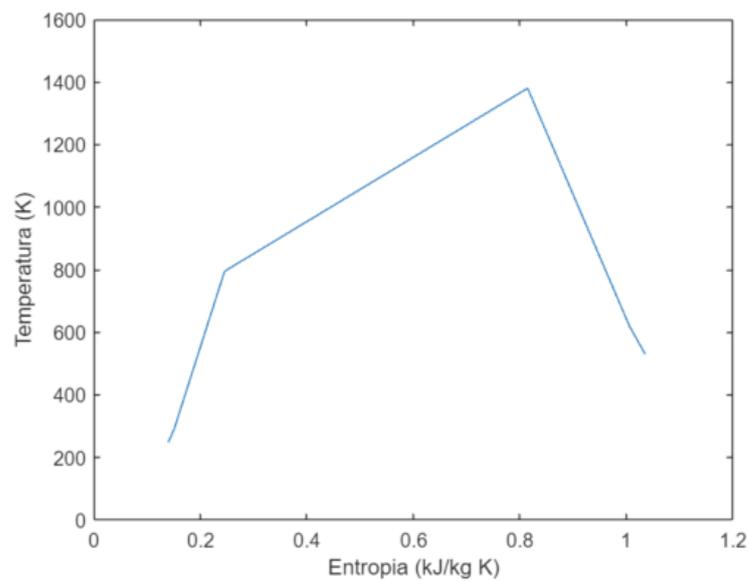
Análise de Emissões (kg)						
	NO_x	CO_2	CO	HC	MP	H_2O
Subida	64,21	3298,20	4,428	0,0664	0,0188	2789,7
Cruzeiro	2576,20	140.360,00	177,669	2,6650	0,7551	111.930,0
Aproximação	82,86	4514,60	5,715	0,0857	0,0243	3600,3
Somatório	2.723,27	148.172,80	287,81	2,8171	0,7982	118.320,0

Além dos dados presentes nas tabelas, foi possível obter as curvas de Temperatura x Entropia nos dois softwares utilizados, com o objetivo de analisar de forma mais verossímil a simulação realizada.

Análise de Cruzeiro com querosene:



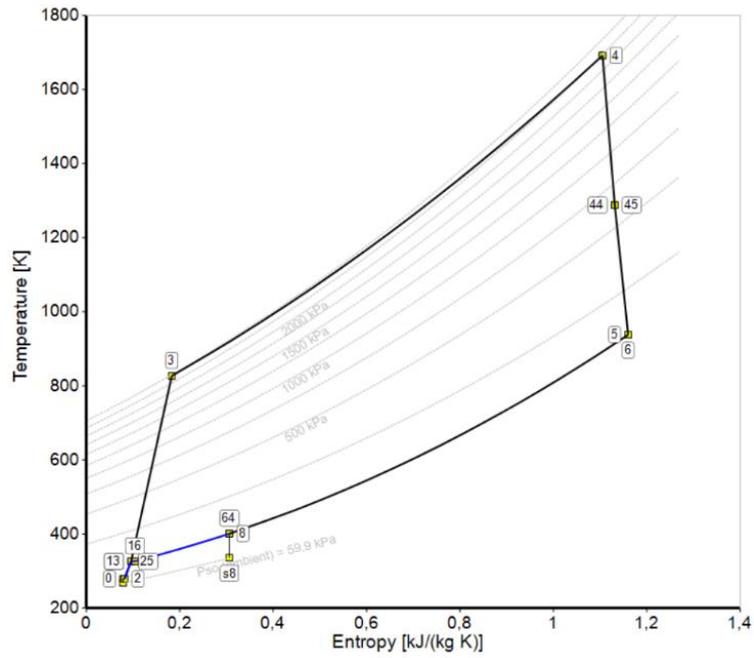
a) Software comercial *Gasturb*



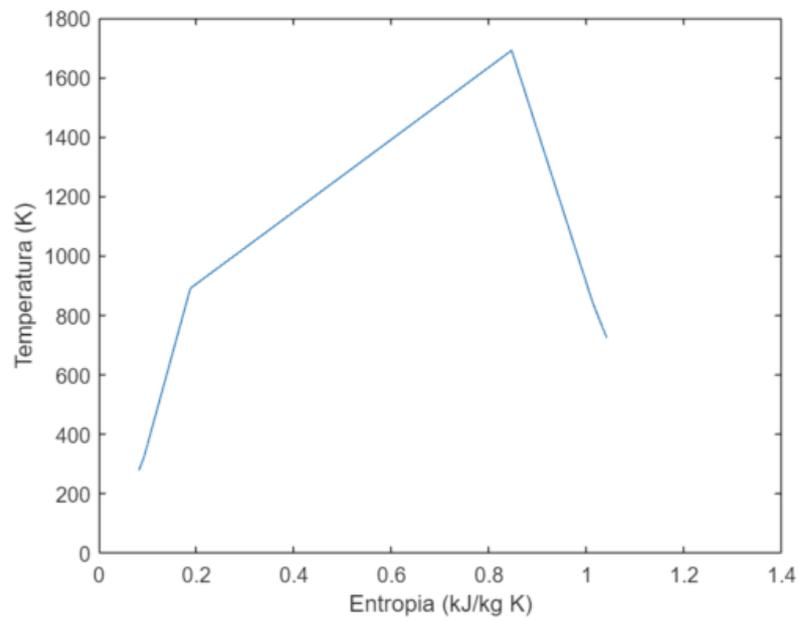
b) *Matlab*

Figura 31 - Gráficos Txs para análise de Cruzeiro com Querosene

Análise de Subida com querosene:



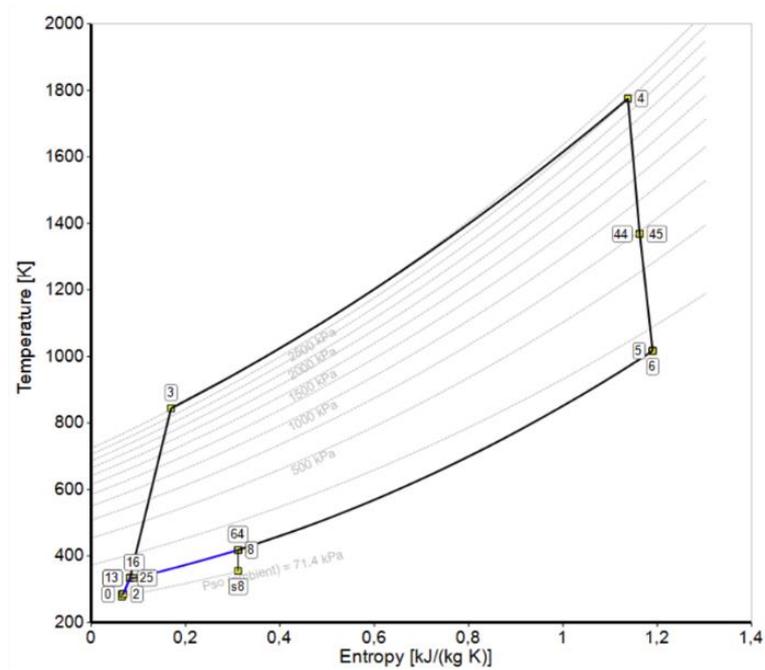
a) Software comercial *Gasturb*



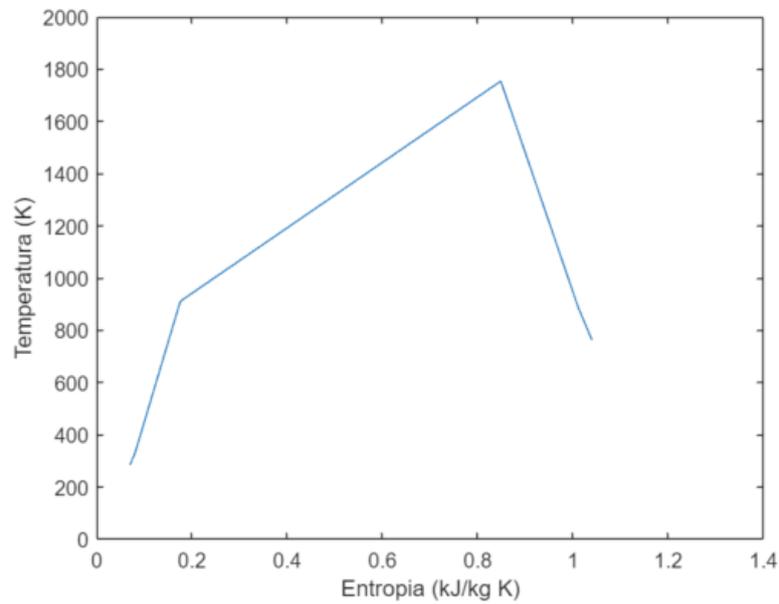
b) *Matlab*

Figura 32 - Gráficos Txs para análise de Subida com Querosene.

Análise de Aproximação com querosene:



a) Software comercial *Gasturb*



b) *Matlab*

Figura 33 - Gráficos Txs para análise de Aproximação com Querosene.

6.2. Resultados para Hidrogênio

Da mesma forma que para o querosene, os resultados para o Hidrogênio foram obtidos nos dois softwares utilizados.

Tabela 8 - Resultados termodinâmicos para o Hidrogênio

Análise Termodinâmica (Hidrogênio)						
Parâmetros	Matlab			GasTurb		
---	Subida	Cruzeiro	Aprox.	Subida	Cruzeiro	Aprox.
T_{t3} (K)	891,48	795,50	911,77	826,96	744,92	843,95
P_{t3} (kPa)	2769,5	1510,9	3142,2	2417,3	1318,74	2742,5
T_{t4} (K)	1822,9	1487,5	1890,8	1823,0	1487,0	1891,0
P_{t4} (kPa)	2631,1	1425,4	2985,1	2296,4	1252,8	2605,5
F_{Contr} (%)	82,63	83,89	82,44	-	-	-
C_{Contr} (%)	17,37	16,11	17,56	-	-	-
F_{Net} (kN)	121,41	80,78	133,69	-	-	-
F_{spec} (N. s/kg)	211,1	140,5	232,52	-	-	-
$TSFC$ (mg/N.s)	5,45	6,19	5,18	5,62	5,60	5,49
\dot{m}_f (kg/s)	0,66	0,50	0,69	-	-	-
η_P (%)	56,25	87,25	46,87	56,27	75,62	48,89
η_{th} (%)	40,70	38,44	41,80	-	-	-
η_{over} (%)	22,90	33,54	19,59	-	-	-

Tabela 9 - Resultados das emissões para o Hidrogênio

Análise de Emissões (kg)		
	NO_x	H_2O
Subida	67,71	8059,4
Cruzeiro	859,79	328.630,0
Aproximação	110,50	10.374,0
Somatório	1038,0	347.064,4

Assim como para o querosene, foram obtidas as curvas de Temperatura x Entropia e Entalpia x Entropia nos dois softwares utilizados.

Análise de Cruzeiro com Hidrogênio:

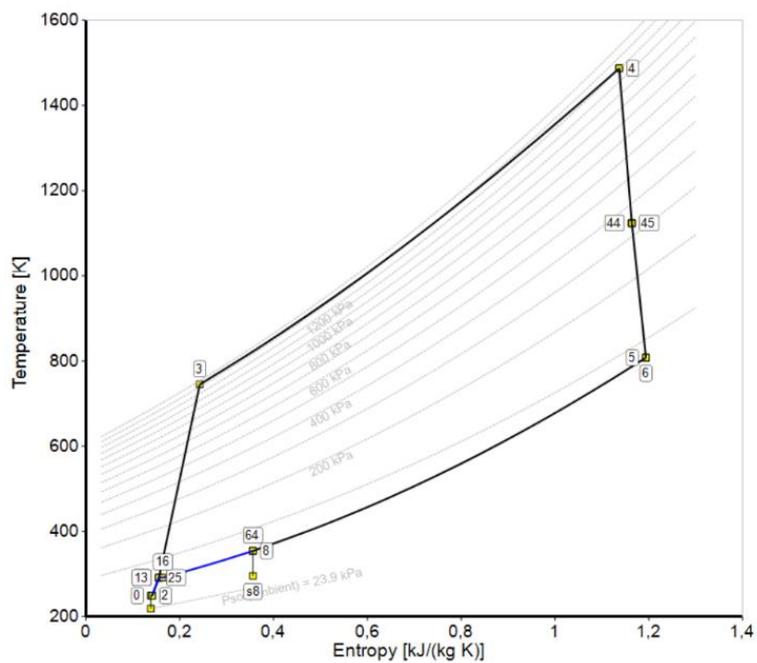
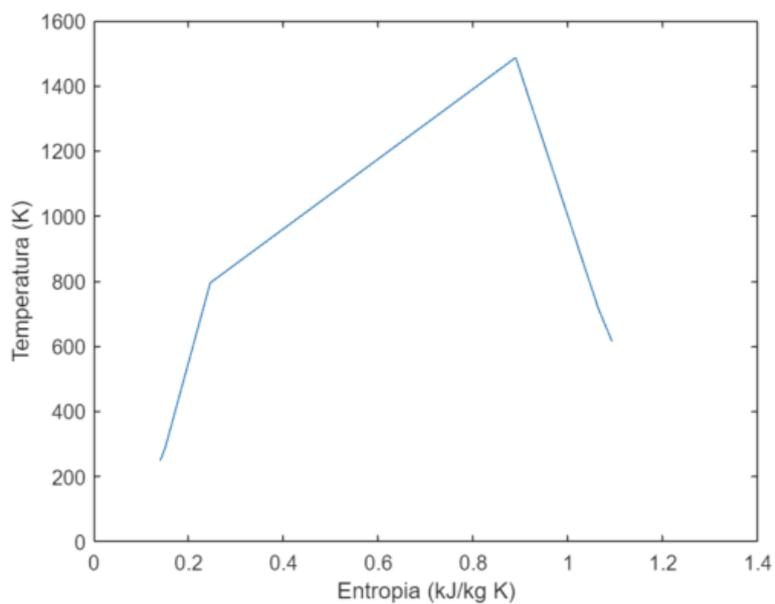
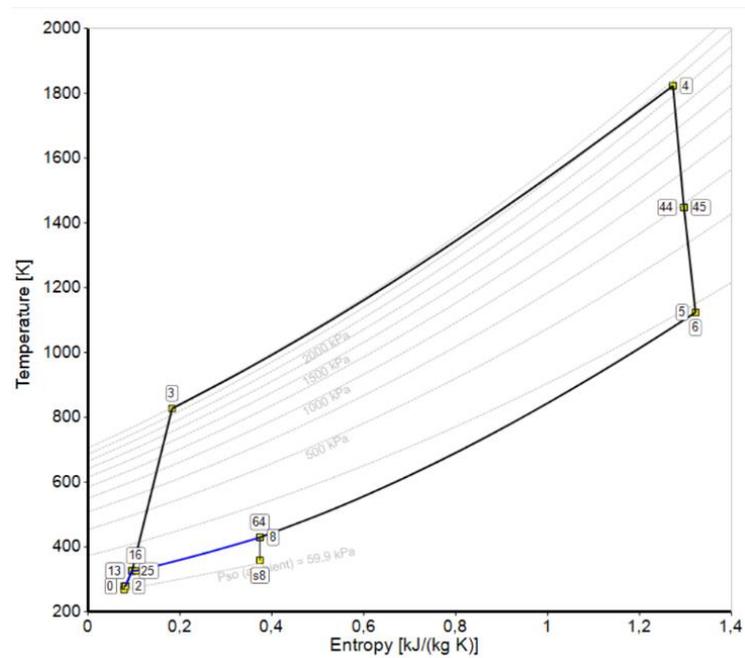
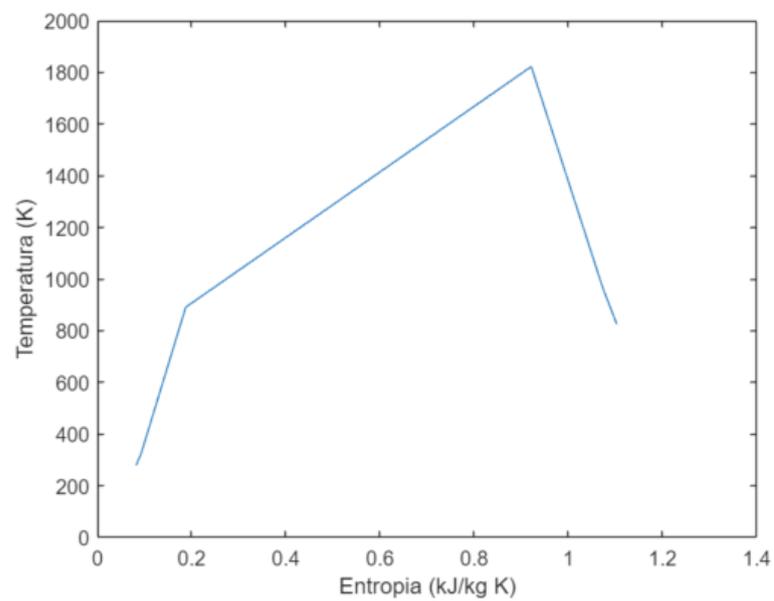
a) Software comercial *Gasturb*b) *Matlab*

Figura 34 - Gráficos Txs para análise de Cruzeiro com Hidrogênio.

Análise de Subida com Hidrogênio:



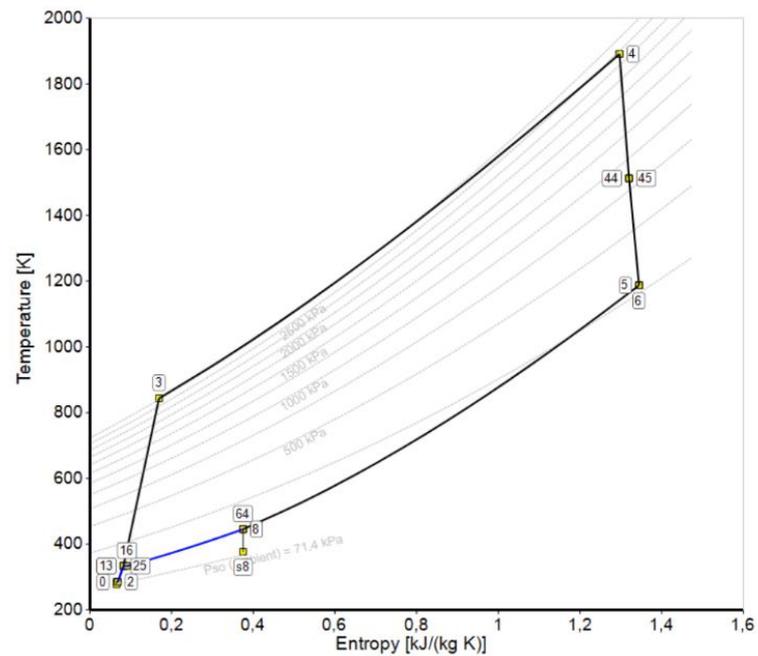
a) Software comercial *Gasturb*



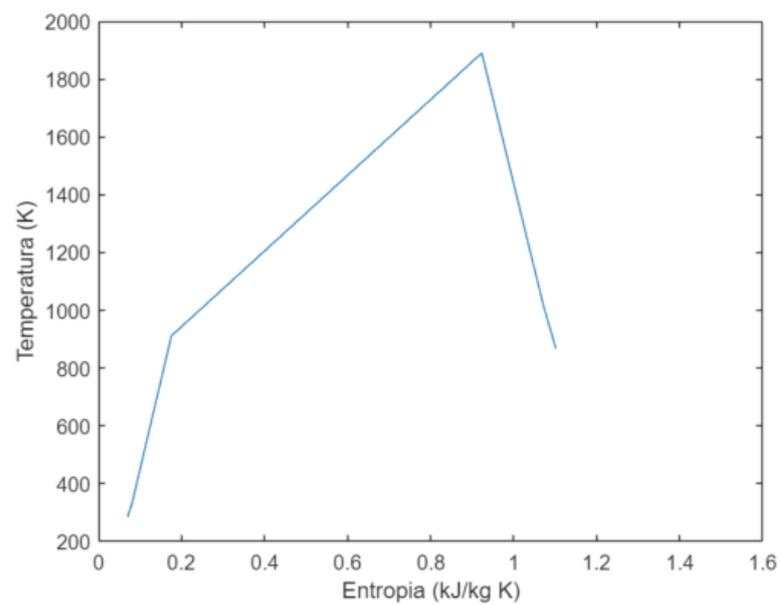
b) *Matlab*

Figura 35 - Gráficos Txs para análise de Subida com Hidrogênio.

Análise de Aproximação com Hidrogênio:



a) Software comercial *Gasturb*



b) *Matlab*

Figura 36 - Gráficos Txs para análise de Aproximação com Hidrogênio.

6.3. Comparações

Resumindo os resultados termodinâmicos do querosene e hidrogênio, uma tabela foi realizada com ambos os resultados encontrados pelo *Matlab*, com o objetivo de compreender melhor as diferenças e possíveis comparações.

Tabela 10 - Tabela de comparação entre os resultados termodinâmicos do Querosene e Hidrogênio.

Análise Termodinâmica (Matlab)						
Parâmetros	Hidrogênio			Querosene		
---	Subida	Cruzeiro	Aprox.	Subida	Cruzeiro	Aprox.
T_{t3} (K)	891,48	795,50	911,77	891,48	795,50	911,77
P_{t3} (kPa)	2769,5	1510,9	3142,2	2769,5	1510,9	3142,2
T_{t4} (K)	1822,9	1487,5	1890,8	1692,2	1380,7	1755,1
P_{t4} (kPa)	2631,1	1425,4	2985,1	2631,1	1435,4	2985,1
F_{Contr} (%)	82,63	83,89	82,44	83,53	84,83	83,33
C_{Contr} (%)	17,37	16,11	17,56	16,47	15,17	16,67
F_{Net} (kN)	121,41	80,78	133,69	114,38	72,57	126,83
F_{spec} (N.s/kg)	211,1	140,5	232,52	198,93	126,21	220,57
$TSFC$ (mg/N.s)	5,45	6,19	5,18	14,29	16,77	13,55
\dot{m}_f (kg/s)	0,66	0,50	0,69	1,635	1,217	1,719
η_P (%)	56,25	87,25	46,87	56,29	87,99	46,82
η_{th} (%)	40,70	38,44	41,80	42,57	38,65	43,97
η_{over} (%)	22,90	33,54	19,59	23,96	34,01	20,59

Inicialmente, pode-se comparar os valores de temperatura e pressão na câmara de combustão para os dois combustíveis utilizados nas três etapas de voo. No Ponto 3 os valores são iguais para ambos, porém na saída do combustor (Ponto 4), há um aumento significativo na temperatura da combustão do hidrogênio, mantendo os valores de pressão do querosene. Isso ocorre devido a diferença da eficiência termodinâmica do motor nos dois combustíveis, presente na Tabela 10. Como para o hidrogênio essa eficiência é maior, além de seu alto poder calorífico, isso significa que ele libera uma quantidade significativa de energia por unidade de massa durante a combustão, resultando em temperaturas mais elevadas do que o querosene.

Em contrapartida, esse aumento de temperatura pode gerar mais NO_x . Como a utilização de Hidrogênio aumenta a temperatura na câmara de combustão, o mecanismo de *Zeldovich*, como explicado na seção 2.3, ocorre de maneira mais eficiente, ou seja, produz mais NO_x (Anetor et al., 2014).

É importante destacar que, ao utilizar hidrogênio como combustível, observa-se uma redução notável tanto na vazão do combustível consumido (\dot{m}_f) quanto no TSFC nas três etapas de voo, enquanto se mantém um nível de empuxo comparável ao obtido com o querosene. Isso implica que o hidrogênio é capaz de gerar a energia necessária para propulsão da aeronave utilizando uma quantidade menor de combustível. Portanto, o hidrogênio oferece uma eficiência superior na geração de energia para o mesmo nível de empuxo, refletindo uma abordagem mais eficaz e potencialmente mais sustentável para a aviação.

Vale salientar, que as eficiências do motor se mantiveram próximas tanto para o querosene quanto para o hidrogênio. Evidenciando a possibilidade de transição energética, já que para mantê-las é necessário de 3x menos vazão mássica de combustível.

Com relação aos gráficos de entropia para os dois tipos de combustíveis estudados, por possuírem número de pontos diferentes na entrada do motor e na região de by-pass, há divergências que precisam ser consideradas. No entanto, a parte do núcleo do motor, equivalente ao ciclo de turbina a gás, onde ocorre a combustão, a transformação de energia em propulsão e a produção de poluentes, a variação de entropia e temperatura estão condizentes em ambos os softwares utilizados, garantindo uma equivalência dos resultados.

A partir da simulação realizada, percebe-se um acréscimo na emissão de NO_x durante a subida e aproximação com a utilização de hidrogênio, mostrando que apesar da vazão consumida ser aproximadamente 3x menor, o aumento de temperatura na saída da câmara de combustão nessas etapas torna-se mais relevante.

Já durante o voo de cruzeiro, essa redução de vazão ocorre de forma mais notória, diminuindo a emissão de NO_x , como é mostrado na Tabela 11 abaixo.

Tabela 11 - Tabela de comparação entre as emissões do Querosene e Hidrogênio.

Emissões do Querosene (kg)						
	NO_x	CO_2	CO	HC	MP	H_2O
Subida	64,21	3298,20	4,428	0,0664	0,0188	2789,7
Cruzeiro	2576,20	140.360,00	177,669	2,6650	0,7551	111.930,0
Aproximação	82,86	4514,60	5,715	0,0857	0,0243	3600,3
Emissões do Hidrogênio (kg)						
Subida	67,71	-	-	-	-	8059,4
Cruzeiro	859,79	-	-	-	-	328.630,0
Aproximação	110,50	-	-	-	-	10.374,0

O Hidrogênio por sua vez, gera mais vapor de água na combustão durante toda a viagem ($347.064,0 \text{ kg}_{H_2O}$), em comparação ao querosene ($118.320,0 \text{ kg}_{H_2O}$). Como mencionado na seção 3.3, isso irá possibilitar a formação de *contrails* e nuvens *cirrus* na atmosfera com mais frequência, contribuindo para o aquecimento global, porém de forma menos severa.

No que diz respeito à emissão de CO_2 , a combustão do querosene de aviação é fonte considerável de gases de efeito estufa. Um único voo do Rio de Janeiro a Paris pode gerar $148.172,80 \text{ kg}_{CO_2}$. é equivalente às emissões anuais de CO_2 de aproximadamente 32 carros, assumindo uma média de 4,6 toneladas de CO_2 emitidas por veículo a cada ano (EPA, 2023). Essa comparação destaca o impacto ambiental significativo de voos individuais.

7. CONCLUSÕES

7.1. Considerações Finais

No presente estudo, foi realizada uma comparação entre o querosene de aviação e o Hidrogênio por meio de uma modelagem termodinâmica de um motor Turbofan com alta razão de *by-pass* no *Matlab* e *Gasturb*. Além disso, para avaliar a potencial transição energética no setor aeronáutico e sua contribuição na redução do impacto climático global, realizaram-se cálculos detalhados das emissões geradas durante as fases de subida, cruzeiro e aproximação de um voo do Rio de Janeiro a Paris, operado por um Boeing 777-300ER equipado com dois motores GE-90.

Com isso, a partir dos resultados encontrados, algumas discussões podem ser realizadas:

- Para produzir o empuxo necessário para as três etapas de voo simuladas, devido ao seu alto poder calorífico, precisou-se de 3x menos vazão mássica de Hidrogênio para gerar a mesma energia que o querosene de aviação.
- Independente do combustível, a importância do *by-pass* é extrema na geração de empuxo. Em todas as etapas de voo, aproximadamente 80% de todo o empuxo gerado passa pela zona fria, ou seja, fora do núcleo, fora da combustão. Isso mostra a eficiência do motor turbofan quanto à emissão de poluentes e a evolução desses motores ao longo dos anos.
- A combustão do hidrogênio ocasiona um aumento significativo da temperatura na câmara de combustão (Uma diferença de 100 a 150 K nas três etapas de voo simuladas), fazendo com que haja a possibilidade de crescimento da emissão de NO_x .
- Houve um aumento na emissão de NO_x para as etapas de aproximação e subida, e uma diminuição em voo de cruzeiro. Porém, somando esses fatores, a utilização de hidrogênio reduziu em torno de 60% esse poluente. A redução das emissões de NO_x na etapa de cruzeiro, para o Hidrogênio, deve-se à baixa vazão de ar no core por conta da baixa vazão de Hidrogênio para gerar o mesmo empuxo.

Com menos ar, temos menos Nitrogênio disponível para produzir NO_x .

- A utilização de hidrogênio reduz 100% das emissões de CO_2 na atmosfera. Todavia o querosene de aviação na situação simulada, emite 148t desse poluente, havendo uma contribuição significativa no aquecimento global.
- A combustão do Hidrogênio contribuiu para um aumento significativo do vapor de água, quase 3 vezes mais que o querosene de aviação.
- Ao aumentar essa análise de emissões para o volume total de voos diários ao redor do mundo, o impacto cumulativo do setor aéreo torna-se ainda mais evidente. A aviação comercial global é responsável por uma parcela substancial das emissões de CO_2 relacionadas ao transporte, contribuindo de forma notável para o aquecimento global. Como mencionado na seção 1.1, estima-se que a indústria da aviação seja responsável por cerca de 2,5% das emissões globais de CO_2 , um número que pode parecer pequeno à primeira vista, mas que se torna significativo ao considerar o volume total de emissões globais.

7.2. Sugestões para Trabalhos Futuros

Por meio do estudo realizado, pode-se apresentar algumas sugestões para possíveis trabalhos futuros:

- Desenvolver um modelo matemático iterativo que realize o cálculo de NO_x com a utilização de hidrogênio especificamente em diferentes velocidade e altitudes, para que possa verificar com mais precisão as diferenças de emissão entre o querosene de aviação e o hidrogênio.
- Verificar as mudanças de temperatura na câmara de combustão de forma mais detalhada, a fim de obter uma melhor análise do comportamento da combustão do hidrogênio com o ar de forma a otimizar a combustão de H_2 .

- É necessário um estudo mais bem elaborado do impacto ambiental que o excesso de vapor de água causa na atmosfera e suas influências nas proximidades de aeroportos.
- Obter dados mais detalhados do motor utilizado para otimizar e melhorar a análise no *Gasturb*, que possui uma ampla variedade de possibilidades de simulação.
- Realização de uma análise exergética do estudo realizado com a utilização de Querosene e Hidrogênio.
- Realizar as análises em cada etapa de voo para C_p variáveis, em diferentes altitudes e velocidade
- Validar os resultados para as três etapas de voo.

8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AIRBUS. **This A380 is the latest to test 100% SAF.** 28 de mar. 2022. Disponível em: <https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2022-03-this-a380-is-the-latest-to-test-100-saf>. Acesso em: 17 nov. 2023.

AIRBUS. **Hydrogen combustion, explained.** 26 de nov. 2020. Disponível em: <https://www.airbus.com/en/newsroom/stories/2020-11-hydrogen-combustion-explained>. Acesso em: 12 out. 2023.

AIRBUS. **Hydrogen fuel cells, explained,** 15 Out. 2020. Disponível em: <https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2020-10-hydrogen-fuel-cells-explained>. Acesso em: 12 out. 2023.

AIRBUS. **ZEROe,** 2020. Disponível em: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hydrogen/zeroe>. Acesso em: 12 out. 2023.

ANETOR, Lucky; ODETUNDE, Christopher; OSAKUE, Edward E. **Computational analysis of the extended Zeldovich mechanism.** Arabian journal for science and engineering, v. 39, p. 8287-8305, 2014.

Arat, Hüseyin & Sürer, Meryem. **State of art of hydrogen usage as a fuel on aviation.** European Mechanical Science. 2. 20-30. 10.26701/ems.364286, 2018.

ATAG. **A united voice, shaping the sustainable future of air transport,** 2023. Disponível em: <https://atag.org/>. Acesso em: 13 dez. 2023.

BRASSEUR, Guy P. et al. **“Impact of Aviation on Climate: FAA’s Aviation Climate Change Research Initiative (ACCRI) Phase II.”** Bulletin of the American Meteorological Society 97.4 (2016): 561–583.

Cantwell BJ. **The GE90-an introduction**. Stanford University AA283 Course Material; 2011. Disponível em: <https://www.kimerius.com/app/download/5781574315/The+GE90+-+An+introduction.pdf>. Acesso em 03 nov. 2023.

CLEAN AVIATION. **H2 powered aircraft**, 2020. Disponível em: <https://www.clean-aviation.eu/h2-powered-aircraft>. Acesso em: 12 out. 2023

COSTA, Rennan Silva da. **Modelagem termodinâmica e análise de exergia de turbinas a gás aplicadas à propulsão aeronáutica**. [S.l.], v. 1, n. 1, p. 6-34, 2021.

DAGGETT, D. L. **Water Misting and Injection of Commercial Aircraft Engines to Reduce Airport NOx**. and Mass Transfer. [S.l.], v. 1, n. 1, p. 56-57, 2004.

DERAKHSHANDEH, Parisa; AHMADI, Abolfazl; DASHTI, Reza. **Simulation and technical-economic-environmental optimization of the General Electric GE90 hydrogen turbofan engine**. International Journal of Hydrogen Energy, v. 46, n. 5, p. 3303-3318, 2021.

EASA. **ICAO Aircraft Engine Emissions Databank**. Disponível em: ICAO Aircraft Engine Emissions Databank | EASA (europa.eu). 2023. Acesso em: 26 out. 2023.

EHRICH Fredric, BAXTER Alexander. BRITANNICA. **Jet Engine Engineering**. 13 de set. 2023. Disponível em: <https://www.britannica.com/technology/jet-engine>. Acesso em: 16 out. 2023.

EUROCONTROL. **Aircraft Performance Database**. 2023. Disponível em: <https://contentzone.eurocontrol.int/aircraftperformance/details.aspx?ICAO=B773&GroupFilter=3>. Acesso em: 03 nov. 2023.

EL-SAYED, A. F. **Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines**. 2nd. ed. [S.l.]: Taylor & Francis Group, LLC, 2017.

EMBRAER. **Future Aircraft Concepts**. 2022. Disponível em: <https://embraercommercialaviationsustainability.com/concepts/#energia>. Acesso em: 12 out. 2023.

EPA. **Greenhouse Gas Emissions from a typical passenger Vehicle**. 2023. Disponível em: <https://www.epa.gov/greenvehicles/greenhouse-gas-emissions-typical-passenger-vehicle>. Acesso em: 22 nov. 2023.

FANZAGO, Bruno. **Performance of modern unmixed turbofan engines: model simulation, analysis and optimization using GasTurb software**. [S.l.], v. 1, n. 1, p. 95-105, 2019.

FAROKHI, Saeed. **Aircraft Propulsion: Cleaner, Leaner, and Greener**. John Wiley & Sons, 2014.

FAVARO, Cristian. VALORGLOBO. **QUEDA DA POLUIÇÃO NO SETOR AÉREO É PONTO FORA DA CURVA**. 14 de abr. 2021. Disponível em: <https://valor.globo.com/empresas/noticia/2021/04/14/queda-da-poluicao-no-setor-aereo-e-ponto-fora-da-curva.ghtml>. Acesso em: 12 out. 2023.

GAMAGASES. **Propriedades dos Gases – Hidrogênio**. 2016. Disponível em: <http://www.gamagases.com.br/propriedades-dos-gases-hidrogenio.html>.

GASTURB. 2023. Disponível em: <https://www.gasturb.com/software/gasturb.html>. Acesso em: 01 nov. 2023.

GONZAGA, Bernardo. PODER360. **Preço do combustível de aviões subiu 145% em 10 anos**. 2 de abr. 2020. Disponível em: <https://www.poder360.com.br/economia/preco-do-combustivel-de-avioes-subiu-145-em-10-anos/>. Acesso em: 12 out. 2023.

JAKOVLJEVIĆ, Ivan; MIJAILOVIĆ, Radomir; MIROSAVLJEVIĆ, Petar. **Carbon dioxide emission during the life cycle of turbofan aircraft**. Energy, v. 148, p. 866-875, 2018.

ICAO. **ICAO advocates for decarbonization of aviation at COP 27**. 10 de nov. 2022. Disponível em: <https://www.icao.int/Newsroom/Pages/ICAO-advocates-for-decarbonization-of-aviation-at-COP-27.aspx>. Acesso em: 12 out. 2023.

KHAN, M. Anwar H. et al. **The emissions of water vapour and NO_x from modelled hydrogen-fuelled aircraft and the impact of NO_x reduction on climate compared with kerosene-fuelled aircraft**. Atmosphere, v. 13, n. 10, p. 1660, 2022.

KURZKE, Joachim; HALLIWELL, Ian. **Propulsion and power: an exploration of gas turbine performance modeling**. Cham, Switzerland: Springer international publishing, 2018.

MATLAB. 2023. Disponível em: <https://www.mathworks.com/products/matlab.html>. Acessado em: 01 nov. 2023

MCKINSEY. **Decarbonizing aviation: Executing on net-zero goals**. 16 de jun. 2023. Disponível em: <https://www.mckinsey.com/industries/aerospace-and-defense/our-insights/decarbonizing-aviation-executing-on-net-zero-goals>. Acesso em: 12 out. 2023.

MEZA, Edgar. CLEAN ENERGY WIRE. **E-kerosene made with sustainable CO₂ can make air traffic fossil free – report**. 09 set. 2022. Disponível em: <https://www.cleanenergywire.org/news/e-kerosene-made-sustainable-co2-can-make-air-traffic-fossil-free-report>. Acesso em: 12 out. 2023.

MULDER, Th J.; RUIJGROK, G. **On the reduction of NO_x emission levels by performing low NO_x flights**. In: 26th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences Including the Eighth AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Anchorage, Alaska, USA. 2008. p. 14-19.

NASA. **Turbofan Engine**. 13 de mai. 2021. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/Animation/turbtyp/etfh.html>. Acesso em: 13 out. 2023.

PENNER, Joyce E. et al. **IPCC special report on aviation and the global atmosphere**. Intergovernmental Panel on Climate Change: Geneva, Switzerland, 1999.

PETROBAHIA S/A. **Ficha de informação e segurança de produto químico QAV-1.17** dez. 2015. Disponível em: <https://www.petrobahia.com.br/pdf/2016/014-QAV-A1-2015.pdf>. Acesso em 17 nov. 2023.

PONATER, Michael et al. **Potential of the cryoplane technology to reduce aircraft climate impact: A state-of-the-art assessment**. Atmospheric Environment, v. 40, n. 36, p. 6928-6944, 2006.

RIBEIRO, Felipe. CANALTECH. **Qual é o tipo de combustível do avião?** 12 de jul. 2022. Disponível em: <https://canaltech.com.br/avioes/qual-e-o-tipo-de-combustivel-do-aviao/>. Acesso em: 12 out. 2023.

RIBOLDI, Carlo E.D. & Trainelli, Lorenzo & Salucci, Francesco & comincini, davide & Rolando, Alberto. **Sizing and Performance of Hydrogen-Driven Airplanes**, 2019.

ROSSIER, Robert N. AOPA. **Managing the Engine**. 01 de Mai. 2016. Disponível em: <https://www.aopa.org/training-and-safety/students/solo/skills/managing-the-engine>. Acesso em: 04 Nov. 2023.

ROLLS ROYCE. **Rolls-Royce and easyJet set new world first**. 28 de nov. 2022. Disponível em: <https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/2022/28-11-2022-rr-and-easyjet-set-new-aviation-world-first-with-successful-hydrogen-engine-run.aspx>. Acesso em: 12 out. 2023.

SCHUMANN, Ulrich. **Aircraft emissions**. Encyclopedia of global environmental change, v. 3, p. 178-186, 2002.

SIA PARTNERS. **The advantages of using hydrogen for sustainable aviation.** 3 de nov. 2021. Disponível em: <https://www.sia-partners.com/en/insights/publications/advantages-using-hydrogen-sustainable-aviation>. Acesso em: 12 out. 2023.

ZHOU Yuanrong, SEARLE Stephanie, PAVLENKO Nikita. ICCT. **CURRENT AND FUTURE COST OF E-KEROSENE IN THE UNITED STATES AND EUROPE.** 1 de Mar. 2022. Disponível em: <https://theicct.org/publication/fuels-us-eu-cost-ekerosene-mar22/>. Acesso em: 12 out. 2023.

9. APÊNDICES

APÊNDICE A: Código Matlab para obtenção dos resultados da análise termodinâmica e de emissões

```
clear all
clc
close all

%Pedro Afonso Cassani Martins TCC 2023.2
```

Parâmetros Matlab:

The hydrogen and hydrocarbon GE90 turbofan engines, which are two-spool separate-exhaust turbofan engines, based on the governing thermodynamic laws and formulas and using the algorithm simulated in MATLAB:

Cruise: Altitude = 10668 m ou 35000 pés / Mach 0.83

Climb: Altitude = 4572 m ou 15000 pés / Mach 0.45

Approach: Altitude = 3048 m ou 10000 pés / Mach 0.36

```
Mair = 0.83; %[0.83 0.45 0.36] Mach do ar
Pclimb = 101.325*exp(-1.15*10^(-4)*4572); % Pressão na subida
Papproach = 101.325*exp(-1.15*10^(-4)*3048); % Pressão na aproximação
Pair = 23.9; %[23.9 59.9 71.4] Pressão do ar nas 3 etapas
Tair = 218.82; %[218.82 268.15 278.15] Temperatura do ar nas 3 etapas
cpair = 1.005; % Calor específico do ar
R = 0.287; % R do gás para ar seco 0.287 kJ/kgK
Cpcf = 1.004; % Calor específico do compressor e Fan
Cpt = 1.152; % Calor específico da Turbina
Gcpf = 1.4; % Razão de cp do compressor e Fan
Gt = 1.33; % Razão de cp da turbina
mptotal = 575; % Vazão mássica de ar total
beta = 8.1; % Razão de Bypass
piF = 1.65; % Razão de compressão do Fan
piLP = 1.14; % Razão de compressão do Compressor LP
piHP = 21.5; % Razão de compressão do Compressor HP
piOPR = 40.44; % Razão de compressão OPR
nPF = 0.93; % Eficiência Politrópica do Fan
nPC = 0.91; % Eficiência Politrópica da Compressor
nPT = 0.93; % Eficiência Politrópica da Turbina
nm = 0.99; % Eficiência Mecânica
piBu = 0.95; % Razão de compressão do Combustor
nBu = 0.99; % Eficiência do Combustor
piFN = 0.95; % Eficiência do Bocal do Fan
piN = 0.98; % Eficiência do Bocal de Exaustão
piD = 0.995; % Razão de compressão do Difusor
```

Para a simulação serão considerados dois valores de QR:

Hidrogênio: QR 118,429

Hidrocarboneto (Generic): QR 43,124

```
QR = 43124; %Fuel Heat Value
```

Análise de Ciclo:

```
a = sqrt((Gcpf-1)*Cpcf*Tair*1000); %Velocidade do som
Vair = a*Mair; %Velocidade do ar
Ptot0 = Pair*(1+((Gcpf-1)/2)*Mair^2)^(Gcpf/(Gcpf-1)); %Pressão de voo
total
Ttot0 = Tair*(1+((Gcpf-1)/2)*Mair^2); %Temperatura total de voo
Pt2 = Ptot0*piD; %Pressão total na entrada do Fan
```

Assumindo condições adiabáticas na entrada, a temperatura da entrada do fan é igual a temperatura total do voo.

```
Tt2 = Ttot0; %Temperatura total na entrada do Fan
St2 = 0.14; % [0.14 0.082 0.07] Entropia na entrada do fan - Valor pelo
gráfico do Gasturb
Ht2 = -50; % [-50 -20 -13] Entalpia na entrada do fan - Valor pelo
gráfico do Gaturb

Pt13 = Pt2*piF; %Pressão total na saída do Fan
tfan = piF^((Gcpf-1)/(Gcpf*nPF)); %Razão de temperatura do Fan
Tt13 = Tt2*tfan; %Temperatura total na saída do Fan
St13 = cpair*log(Tt13/Tt2)-R*log(Pt13/Pt2)+St2; %Entropia na saída do
Fan
Ht13 = cpair*(Tt13-Tt2)+Ht2; %Entalpia na saída do fan

Pt19 = Pt13*piFN; %Pressão total na saída do Fan Nozzle

P19 = Pt19/((1+(Gcpf-1)/2)^(Gcpf/(Gcpf-1))); %Pressão estática na saída
do Fan Nozzle
T19 = Tt13/(1+(Gcpf-1)/2); %Temperatura estática na saída do Fan Nozzle
S19 = cpair*log(T19/Tt13)-R*log(P19/Pt13)+St13; %Entropia na saída do
Fan Nozzle
H19 = cpair*(T19-Tt13)+Ht13; %Entalpia na saída do fan Nozzle

a19 = sqrt((Gcpf-1)*Cpcf*T19*1000); %Velocidade do som na saída do Fan
Nozzle
M19 = 1; V19 = a19;

Ahn = 1.0111; % (GE90 Datasheet)
ACn = 3.5935; % (GE90 Datasheet)
mphot = mptotal/(1+beta); %Vazão mássica quente
mpcore = mphot; %Vazão mássica no core
```

```

mpcold = beta*mphot;

FGf = mpcold*V19 + (P19-PAIR)*ACn; % Empuxo bruto do Fan

V19ef = V19 + V19*(1-PAIR/P19)/Gcpf; %Velocidade efetiva na saída do
Fan Nozzle

Pt3 = Pt2*piOPR; %Pressão total na saída do compressor
ttOPR = piOPR^((Gcpf-1)/(Gcpf*nPC)); %Razão de temperatura no compressor
Tt3 = Tt2*ttOPR; %Temperatura total na saída do compressor
St3 = cpair*log(Tt3/Tt2)-R*log(Pt3/Pt2)+St2; %Entropia na saída do
compressor
Ht3 = cpair*(Tt3-Tt2)+Ht2; %Entalpia na saída do compressor

Pt4 = Pt3*piBu; %Temperatura total na saída da câmara de combustão

re = 7.24; %Razão do ciclo limite de entalpia para hidrocarboneto
reH = 7.8; %Razão do ciclo limite de entalpia para hidrogênio

Tt4 = Cpcf*Tair*re/(Cpt); %Temperatura total de saída da câmara de
combustão
f = (Cpt*Tt4-Cpcf*Tt3)/(QR*nBu-Cpt*Tt4); %Razão de combustível po ar

St4 = cpair*log(Tt4/Tt3)-R*log(Pt4/Pt3)+St3; %Entropia na saída da
câmara
Ht4 = cpair*(Tt4-Tt3)+Ht3; %Entalpia na saída da câmara

Tt5 = ((Cpt*nm*(1+f)*Tt4)-(Cpcf*(Tt3-Tt2))-(beta*Cpcf*(Tt13-
Tt2)))/(Cpt*nm*(1+f)); %Temperatura total na saída da turbina

tTur = Tt5/Tt4; %Razão de temperatura na turbina
piTur = tTur^(Gt/(nPT*(Gt-1))); %Razão de pressão da turbina

Pt5 = Pt4*piTur; %Pressão total na saída da turbina
St5 = cpair*log(Tt5/Tt4)-R*log(Pt5/Pt4)+St4; %Entropia na saída da
turbina
Ht5 = cpair*(Tt5-Tt4)+Ht4; %Entalpia na saída da turbina

Pt9 = Pt5*piN; %Pressão total na saída do core Nozzle

P9 = Pt9/(1+((Gt-1)/2))^(Gt/(Gt-1));%Pressão estática de saída do core
Nozzle
T9 = Tt5/(1+((Gt-1)/2)); %Temperatura estática de saída do core Nozzle
S9 = cpair*log(T9/Tt5)-R*log(P9/Pt5)+St5; %Entropia na saída do core
Nozzle
H9 = cpair*(T9-Tt5)+Ht5; %Entalpia na saída do core Nozzle

a9 = sqrt((Gt-1)*Cpt*T9*1000); %Velocidade do som na saída do core
nozzle
M9 = 1;

```

```

V9 = a9;
FGc = mpcore*V9+(P9-Pair*Ahn); %Empuxo bruto do core
V9ef = V9+V9*(1-Pair/P9)/Gt; %Velocidade de saída efetiva na saída do
core nozzle

Entropia = [St2 St13 St3 St4 St5 S9];
Entalpia = [Ht2 Ht13 Ht3 Ht4 Ht5 H9];
Temperatura = [Tt2 Tt13 Tt3 Tt4 Tt5 T9];

figure(1)
plot(Entropia, Temperatura)
xlim([0 1.6])
ylim([200 2000])
xlabel("Entropia (kJ/kg K)")
ylabel("Temperatura (K)")

```

Parâmetros de Performance:

```

Ffan = FGf - beta*f*mpcore*Vair; %Empuxo líquido do Fan
Fncore = FGc - f*mpcore*Vair; %Empuxo líquido do core

FCratio = Ffan/Fncore;
Fan_cont = Ffan/(Ffan+Fncore); % Contribuição do Fan no empuxo
(Bypass)
Core_cont = Fncore/(Ffan+Fncore); % Contribuição do Core no Empuxo
Fnet = ((mpcore*(1+f)*V9ef)+(beta*mpcore*V19ef)-
((1+beta)*mpcore*Vair))*0.001; %Empuxo gerado pelo Turbofan
Fspec = Fnet/((1+beta)*mpcore) *1000; %Empuxo específico

TSFC = 1000*(f*mpcore/Fnet); %Thrust-Specific Fuel consumption
mpf = f*mpcore; %Vazão mássica do combustível consumido
Np = (Fnet*1000*Vair)/(Fnet*1000*Vair+0.5*((mpcore*(1+f)*(V9-
Vair)^2)+(beta*mpcore*(V19-Vair)^2))); %Eficiência de propulsão do
turbofan
Nth = ((Fnet*1000*Vair)+0.5*((mpcore*(1+f)*(V9-Vair)^2) +
(beta*mpcore*(V19-Vair)^2)))/(mpf*QR*1000); %Eficiência térmica do
Turbofan
Nover = Np*Nth; %Eficiência geral do Turbofan

```

Emissões para HidroCarboneto

Valores retirados da tabela da ICAO GE90 - 110B1 em relação as emissões geradas por esse motor.

(Power set em voo de cruzeiro 65% - 75%)

Cruise: Power 70%

Climb: 85%

Approach: 30%

```

Power_set = [100 85 30 7];
vazao = [4.226 3.375 1.029 0.334];
HC = [0.03 0.02 0.05 3.87];
CO = [0.13 0.14 2.50 35.72];
NOX = [45.25 34.39 15.53 5.42];
EImass = [12.5 9.5 6.9 5.8];

figure(4)
plot(vazao,Power_set)
xlabel("Fuel Flow (kg/s)")
ylabel("Power Setting (%F)")

figure(4)
subplot(2,2,1)
plot(vazao,HC)
xlabel("Fuel Flow (kg/s)")
ylabel("HC (g/kg)")

subplot(2,2,2)
plot(vazao,CO)
xlabel("Fuel Flow (kg/s)")
ylabel("CO (g/kg)")

subplot(2,2,3)
plot(vazao,NOX)
xlabel("Fuel Flow (kg/s)")
ylabel("NOx (g/kg)")

subplot(2,2,4)
plot(vazao,EImass)
xlabel("Fuel Flow (kg/s)")
ylabel("EImass (mg/kg)")

```

Cálculo das emissões desse motor com a utilização de hidrocarboneto.

```

Distancia = 8977000; % [8977000 100000 100000] Ajustar essa distância
para outras simulações (climb, cruise e approach)
Tempovoo_cruzeiro = Distancia/Vair; %10 Horas e meia de voo em cruzeiro
%EINOx = 33.2*((Pt3*0.145/432.7)^(0.4))*exp((Tt3*1.8-459.67-
1027.6)/349.9 + (6.29-6.30)/53.2) %Por cálculo
%NOXq = 2*(EINOx*Tempovoo_cruzeiro*mpf/1000) %Em kg p 2 motores
CO2 = 3.16*Tempovoo_cruzeiro*mpf; %Em kg p 2 motores
CO = 2*(2*Tempovoo_cruzeiro*mpf/1000); % Em kg p 2 motores [2 0.14 2.5]
HC = 2*(0.03*Tempovoo_cruzeiro*mpf/1000); % Em kg p 2 motores [0.03 0.02
0.05]

```

```

NOx = 2*(29*Tempovoo_cruzeiro*mpf/1000); % Por estimativa em kg p 2
motores [29 34.39 15.53]
EI_MP = 2*(8.5*Tempovoo_cruzeiro*mpf/1000000); % Para 2 motores em kg
[8.5 9.5 5.8]
H2O = 2*(1.26*Tempovoo_cruzeiro*mpf); % Para 2 motores em kg

```

Emissões para Hidrogênio

```

EINOxH = 10^(1+0.0032*(Tt3-581.25))*sqrt(Pair/101.325);
NOx_H = 2*(EINOxH*Tempovoo_cruzeiro*mpf/1000); % Em kg

```

```

H2O_H = 2*(9*Tempovoo_cruzeiro*mpf); %Pelo balanço da equação química em
kg

```

10. ANEXOS

ANEXO A: ICAO ENGINE EXHAUST EMISSIONS DATA SHEET



ICAO ENGINE EXHAUST EMISSIONS DATA SHEET

SUBSONIC ENGINES

ENGINE IDENTIFICATION: GE90-115B BYPASS RATIO: 7.1
 UNIQUE ID NUMBER: 01P21GE217 PRESSURE RATIO (π_{00}): 42.9
 COMBUSTOR: DAC
 ENGINE TYPE: TF RATED THRUST (F_{00}) (kN): 513.9

REGULATORY DATA

CHARACTERISTIC VALUE:	HC	CO	NO _x	SMOKE NUMBER
D_p/F_{00} (g/kN) or SN	5.0	42.2	73.0	4.0
AS % OF ORIGINAL LIMIT	25.4	35.8	58.0	26.3
AS % OF CAEP/2 LIMIT (NO _x)			72.5	
AS % OF CAEP/4 LIMIT (NO _x)			78.6	
AS % OF CAEP/6 LIMIT (NO _x)			86.0	
AS % OF CAEP/8 LIMIT (NO _x)			96.1	

For non-volatile particulate matter (nvPM) emissions, please refer to the ICAO Engine nvPM Emissions Data Sheet.

DATA STATUS

- PRE-REGULATION
 x CERTIFICATION
 - REVISED (SEE REMARKS)

TEST ENGINE STATUS

x NEWLY MANUFACTURED ENGINES
 - DEDICATED ENGINES TO PRODUCTION STANDARD
 - OTHER (SEE REMARKS)

EMISSIONS STATUS

x DATA CORRECTED TO REFERENCE
 (ANNEX 16 VOLUME II)

CURRENT ENGINE STATUS

(IN PRODUCTION, IN SERVICE UNLESS OTHERWISE NOTED)
 - OUT OF PRODUCTION (DATE: -)
 - OUT OF SERVICE (DATE: -)

MEASURED DATA

MODE	POWER SETTING (% F_{00})	TIME (minutes)	FUEL FLOW (kg/s)	EMISSIONS INDICES (g/kg)			SMOKE NUMBER
				HC	CO	NO _x	
TAKE-OFF	100	0.7	4.600	0.03	0.13	51.07	3.4
CLIMB OUT	85	2.2	3.566	0.02	0.14	36.44	2.2
APPROACH	30	4.0	1.073	0.05	2.16	16.17	1.6
IDLE	7	26.0	0.341	3.64	34.58	5.51	1.3
LTO TOTAL FUEL (kg) or EMISSIONS (g)			1453	1964	19039	34114	-
NUMBER OF ENGINES				2	2	2	2
NUMBER OF TESTS				6	6	6	6
AVERAGE D_p/F_{00} (g/kN) or AVERAGE SN (MAX)				3.8	37.1	66.4	3.4
SIGMA (D_p/F_{00} in g/kN, or SN)				0.3	1.3	1.1	1.6
RANGE (D_p/F_{00} in g/kN, or SN)				3.51-4.11	35.36-38.56	64.6-67.83	0.71-4.54

ACCESSORY LOADS

POWER EXTRACTION 0 (kW) AT All POWER SETTINGS
 STAGE BLEED 0 (% CORE FLOW) AT All POWER SETTINGS

ATMOSPHERIC CONDITIONS

BAROMETER (kPa)	97.1-98.3
TEMPERATURE (K)	290.7-298.7
ABS HUMIDITY (kg/kg)	0.0051-0.0094

FUEL

SPEC	Jet A
H/C	1.9-1.96
AROM (%)	11.9-16.4

MANUFACTURER: General Electric Company
 TEST ORGANIZATION: General Electric Company
 TEST LOCATION: PTO, Ohio
 TEST DATES: 23/11/2003-26/05/2016

NO. REGULATION PARAGRAPH

	2.3.2 c) (CAEP/4)
	2.3.2 d) (CAEP/6)
x	2.3.2 e) (CAEP/8)

REMARKS

- Engine S/N 906-107/01 and ESN 901-007/01, GE Report R2019EA459
- Engine S/N 906-107/01 smoke numbers corrected for fuel aromatics volume, GE Report R2003AE462
- Smoke Number for each LTO mode is average of max SN for test points around that power setting
- Average SN (MAX) is the average of the maximum smoke number point from each run.
- Certification in accordance with Part III, Chapter 2, of Amendment 9 of ICAO Annex 16 Vol. II.

ANEXO B: ICAO ENGINE nvPM EMISSIONS DATA SHEET



ICAO ENGINE nvPM EMISSIONS DATA SHEET

SUBSONIC ENGINES

ENGINE IDENTIFICATION:	GE90-115B	BYPASS RATIO (-):	7.1
UNIQUE ID NUMBER:	01P21GE217	PRESSURE RATIO π_{00} (-):	42.9
COMBUSTOR:	DAC		
ENGINE TYPE:	TF	RATED OUTPUT F_{00} (kN):	513.9

REGULATORY DATA

CHARACTERISTIC VALUES:	LTO _{max} /F ₀₀ (mg/kN)	LTO _{lim} /F ₀₀ (particles/kN)	NVPM MASS CONCENTRATION ($\mu\text{g}/\text{m}^3$)
LTO/F ₀₀ AND MAX nvPM _{max}	32.9	5.12E+14	587
AS % OF CAEP/10 LIMIT	-	-	17.5
AS % OF CAEP/11 LIMIT (InP)	9.5	12.3	
AS % OF CAEP/11 LIMIT (NT)	15.4	18.4	

MEASURED DATA

MODE	POWER SETTING (%F ₀₀)	TIME minutes	FUEL FLOW kg/s	EMISSIONS INDICES*		NVPM MASS CONCENTRATION PEAK nvPM _{max} ($\mu\text{g}/\text{m}^3$)
				EI _{max} (mg/kg)	EI _{lim} (particles/kg)	
TAKE-OFF	100	0.7	4.600	14.9	8.94E+13	
CLIMB OUT	85	2.2	3.566	9.7	1.03E+14	
APPROACH	30	4.0	1.073	7.3	1.43E+14	
IDLE	7	26.0	0.341	5.3	1.63E+14	
LTO TOTAL (kg, mg, number of particles)			1454	12145	1.89E+17	-
NUMBER OF ENGINES				1	1	1
NUMBER OF TESTS				3	3	3
AVERAGE LTO/F ₀₀ VALUES (mg/kN, particles/kN)				23.6	3.68E+14	-
MAX EI VALUES (mg/kg, particles/kg) AND MAX MASS CONC. ($\mu\text{g}/\text{m}^3$)				14.9	1.63E+14	456

* Emissions Indices are corrected for thermophoretic loss and fuel hydrogen content

DATA FOR EMISSIONS INVENTORIES (ESTIMATIONS FOR ENGINE EXIT PLANE VALUES)

MODE	POWER SETTING (%F ₀₀)	CORRECTED EMISSIONS INDICES	
		EI _{max} _{sl} (mg/kg)	EI _{lim} _{sl} (particles/kg)
TAKE-OFF	100	17.4	2.33E+14
CLIMB OUT	85	11.8	3.36E+14
APPROACH	30	9.7	6.44E+14
IDLE	7	7.6	9.25E+14

AMBIENT CONDITIONS

	From	To	FUEL	
BAROMETER (kPa)	98.0	98.3	HEAT OF COMBUSTION (MJ/kg)	43.49
TEMPERATURE (K)	295.9	298.7	HYDROGEN CONTENT (%mass)	13.65
HUMIDITY (kg water/kg dry air)	0.0063	0.0094	AROMATICS CONTENT (%vol)	16.4
			NAPHTHALENE CONTENT (%vol)	0.40
			SULPHUR CONTENT (ppm by mass)	71

MANUFACTURER:	General Electric Company
TEST ORGANIZATION:	General Electric Company
TEST LOCATION:	PTO, Ohio
TEST DATES:	25/05/2016-26/05/2016

REMARKS

1. GE Report R2019AE459/Rev. 1
2. Engine S/N 901-007