

# **Análise DFC da combustão de biometano no motor CFM56-3**

**António Fialho Pinto Pelouro**

(versão final após defesa)

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(mestrado integrado)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

**dezembro de 2025**



## **Declaração de Integridade**

Eu, António Fialho Pinto Pelouro, que abaixo assino, estudante com o número de inscrição 45397 do Mestrado Integrado em Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharias, declaro ter desenvolvido o presente trabalho e elaborado o presente texto em total consonância com o **Código de Integridades da Universidade da Beira Interior**.

Mais concretamente afirmo não ter incorrido em qualquer das variedades de Fraude Académica, e que aqui declaro conhecer, que em particular atendi à exigida referenciação de frases, extratos, imagens e outras formas de trabalho intelectual, e assumindo assim na íntegra as responsabilidades da autoria.

Universidade da Beira Interior, Covilhã 5 /12 /2025





# **Agradecimentos**

Manifesto a minha sentida gratidão ao meu orientador, o Professor Doutor Francisco Brójo, pela constante disponibilidade e pela resiliência demonstrada ao longo deste processo, mas também pelo apoio inestimável na concretização deste estudo, nomeadamente, pela cedência dos recursos necessários para o seu desenvolvimento. Agradeço, ainda, a amizade e a confiança que sempre demonstrou, que tornaram este percurso mais enriquecedor e motivador.

Expresso igualmente o meu agradecimento ao Rafael Domingues, cujo contributo foi decisivo para o desenvolvimento e conclusão desta dissertação, quer pela constante prontidão para esclarecer dúvidas e apoiar na análise em DFC, quer pela gentileza na cedência da geometria para a elaboração mais célere deste trabalho. Votos sinceros dos maiores sucessos, pessoais e académicos.



# Resumo

A crescente necessidade de reduzir as emissões de gases com efeito de estufa, no setor da aviação, tem impulsionado a procura por combustíveis alternativos sustentáveis, capazes de substituir os combustíveis fósseis convencionais sem comprometer a eficiência e a segurança operacional. O biometano apresenta-se como uma alternativa promissora, atendendo ao seu potencial de redução de emissões e à sua compatibilidade com motores existentes.

O presente estudo analisa, através de Dinâmica de Fluidos Computacional, a combustão de biometano numa câmara de combustão de um motor *turbofan*, recorrendo ao software *ANSYS Fluent*. A combustão de biometano foi comparada à combustão de Jet A, em diferentes configurações de potência correspondentes ao ciclo LTO da ICAO. Foram analisados os parâmetros: campos de temperatura, vetores de velocidade e emissões de poluentes ( $\text{NO}_x$ , CO e  $\text{CO}_2$ ).

Os resultados indicam que a combustão de biometano apresenta contornos de temperatura e perfis de escoamento semelhantes aos observados para o Jet A, evidenciando a sua viabilidade como combustível *drop-in*, sem necessidade de modificações na geometria da câmara de combustão. Verificou-se uma tendência coerente de aumento das emissões de  $\text{NO}_x$  com a potência, enquanto os resultados para CO e  $\text{CO}_2$  revelaram limitações do modelo adotado, em parte, pela não consideração da atomização do combustível. Apesar destas limitações, observou-se uma redução global das emissões quando comparado ao Jet A, reforçando o potencial ambiental do biometano.

Este estudo demonstra que o biometano pode ser considerado um candidato relevante a combustível de aviação sustentável, em conformidade com as diretivas da União Europeia para a aviação sustentável, representando um contributo significativo para a redução de GEE e para a transição energética do setor aeronáutico.

## Palavras-chave

Biometano; combustão; emissões; sustentabilidade



# Abstract

The growing need to reduce greenhouse gas emissions in the aviation sector has driven the demand for sustainable alternative fuels capable of replacing conventional fossil fuels without compromising efficiency and operational safety. Biomethane emerges as a promising alternative due to its emission reduction potential and compatibility with existing engines.

This study analyzes, through Computational Fluid Dynamics, the combustion of biomethane in a turbofan engine combustion chamber using ANSYS Fluent software. Biomethane combustion was compared to Jet A combustion under different power configurations corresponding to the ICAO LTO cycle. The parameters analyzed included temperature distribution, velocity vectors, and pollutant emissions (NO<sub>x</sub>, CO, and CO<sub>2</sub>). The results indicate that biomethane combustion exhibits temperature contours and flow profiles similar to those observed for Jet A, demonstrating its feasibility as a drop-in fuel without requiring modifications to the combustion chamber geometry. A consistent trend of increasing NO<sub>x</sub> emissions with power was observed, while the results for CO and CO<sub>2</sub> revealed limitations of the adopted model, partly due to the omission of fuel atomization. Despite these limitations, an overall reduction in emissions was observed compared to Jet A, reinforcing the environmental potential of biomethane. This study demonstrates that biomethane can be considered a relevant candidate for sustainable aviation fuel, in accordance with European Union directives for sustainable aviation, representing a significant contribution to greenhouse gas emissions reduction and the energy transition of the aerospace sector.

## Keywords

Biomethane; combustion; emissions; sustainability



# Índice

<b>Capítulo 1 - Introdução.....</b>	<b>1</b>
1.1 Motivação.....	1
1.2 Objetivos.....	3
1.3 Estrutura da Dissertação .....	3
1.4 Revisão Histórica.....	4
1.5 Revisão Bibliográfica .....	7
<b>Capítulo 2 - Considerações sobre motores turbofan .....</b>	<b>9</b>
2.1 Motores de turbina a gás .....	9
2.1.1 Funcionamento de um motor de turbina a gás .....	9
2.1.2 Motores <i>Turbofan</i> .....	11
2.1.3 Motor <i>Turbofan</i> CFM56-3.....	12
<b>Capítulo 3 - Desafios Ambientais .....</b>	<b>16</b>
3.1 Alterações climáticas .....	16
3.2 Metano .....	17
3.3 Aviação sustentável na União Europeia.....	18
3.4 Alternativas para a aviação sustentável .....	20
3.4.1 Biometano.....	20
3.5 Combustíveis de aviação tradicionais .....	21
3.6 Propriedades de combustão.....	22
<b>Capítulo 4 - Combustão e Turbulência .....</b>	<b>23</b>
4.1 Considerações sobre Combustão.....	23
4.1.1 Razão de Mistura.....	24
4.1.2 Estequiometria de Reação de Combustão .....	24
4.1.3 Entalpia Absoluta, Entalpia de Formação, Entalpia de Combustão .....	25
4.1.4 Poder Calorífico .....	26
4.1.5 Temperatura Adiabática de Chama .....	26
4.2 Emissões.....	26
4.2.1 Principais Poluentes .....	26
4.2.2 Ciclo LTO ICAO .....	28
4.3 Escoamentos Turbulentos.....	30
4.3.1 Métodos Numéricos de Simulação de Escoamentos Turbulentos.....	30
<b>Capítulo 5 - Metodologia e Simulação .....</b>	<b>34</b>
5.1 Modelo Geométrico .....	34
5.2 Malha Numérica.....	34
5.2.1 Teste de Independência da Malha .....	35

5.2.2 Construção da Malha .....	36
5.2.3 Qualidade da Malha .....	38
5.3 Configuração da Simulação .....	39
5.3.1 Condições de Fronteira.....	41
5.3.2 Métodos de Solução .....	43
5.3.3 Parâmetros de Solução.....	43
<b>Capítulo 6 - Resultados .....</b>	<b>45</b>
6.1 Análise de Convergência .....	45
6.2 Influência da Mudança de Combustível.....	46
6.3 Temperatura de Saída da Câmara de Combustão .....	48
6.4 Análise de Emissões .....	48
6.4.1 Emissões de NO <sub>x</sub> .....	49
6.4.2 Emissões de CO.....	50
6.4.3 Emissões de CO <sub>2</sub> .....	52
<b>Capítulo 7 – Conclusão e Estudos Futuros.....</b>	<b>54</b>
7.1 Conclusão .....	54
7.2 Estudos Futuros.....	56
<b>Referências .....</b>	<b>57</b>
<b>Anexo A.....</b>	<b>60</b>
<b>Anexo B.....</b>	<b>61</b>
<b>Anexo C .....</b>	<b>63</b>
<b>Anexo D.....</b>	<b>64</b>
<b>Anexo E .....</b>	<b>65</b>



# Lista de Figuras

Figura 2-1 Diagrama pressão-volume do ciclo de Brayton [13] .....	10
Figura 2-2 Constituição geral do motor CFM56-3 [15].....	13
Figura 2-3 Escoamentos no interior da Câmara de Combustão: 1 - Ar primário para a combustão; 2 - Ar secundário para a combustão; 3 - Ar de arrefecimento (film cooling); 4 - Ar de diluição; 5 - Ar de bypass para arrefecimento da turbina de alta pressão [15]	15
Figura 3-1 Ciclo do Metano [22] .....	18
Figura 4-1 Tendências para a formação de poluentes em função da potência de operação [13] .....	28
Figura 4-2 Comparação entre os modelos de simulação de escoamentos turbulentos DNS, LES e RANS [38] .....	32
Figura 5-1 Resultados da análise da malha relativamente à qualidade ortogonal da malha.....	38
Figura 5-2 Resultados da análise da malha relativamente à razão de aspeto .....	39
Figura 6-1 Evolução dos resíduos da solução.....	45
Figura 6-2 Contornos de temperatura resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita) na condição de potência 100% .....	46
Figura 6-3 Contornos de temperatura resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita) na condição de potência 7% .....	46
Figura 6-4 Magnitudes de velocidade para o escoamento no interior da câmara de combustão resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita) na condição de potência 100% .....	47
Figura 6-5 Emissões de NO <sub>x</sub> resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita) .....	49
Figura 6-6 Emissões de NO <sub>x</sub> ao longo do ciclo LTO .....	50
Figura 6-7 Emissões de CO resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita) .....	51
Figura 6-8 Emissões de CO ao longo do ciclo LTO .....	51
Figura 6-9 Emissões de CO resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita) .....	52
Figura 6-10 Emissões de CO <sub>2</sub> ao longo do ciclo LTO .....	53
Figura A-1 Escoamentos no interior do motor CFM56-3 [15] .....	60
Figura B-1 Vistas da geometria CAD da câmara de combustão utilizada nas simulações: a) vista exterior; b) vista superior; c) vista lateral; d) vista interior [28] .....	61
Figura D-1 Malha volumétrica utilizada nas simulações .....	64
Figura D-2 Vista ampliada da malha volumétrica na região de um injetor.....	64



## Lista de Tabelas

Tabela 3-1 Composição do Biometano [6] .....	21
Tabela 3-2 Principais propriedades dos combustíveis: Jet A e CH <sub>4</sub> [10].....	22
Tabela 4-1 Índice de emissões do ciclo LTO da ICAO do motor CFM56-3 [34] .....	29
Tabela 5-1 Valores para o teste de independência da malha .....	35
Tabela 5-2 Parâmetros para a configuração da simulação .....	40
Tabela 5-3 Parâmetros para a configuração do modelo NO <sub>x</sub> .....	41
Tabela 5-7 Valores utilizados nos parâmetros da solução .....	44
Tabela 6-1 Temperaturas na saída da câmara de combustão obtidas em diferentes potências de operação .....	48
Tabela B-1 Descrição dos elementos ilustrados .....	62
Tabela C-1 Valores para o refinamento local da malha: método de refinamento "curvature" .....	63
Tabela C-2 Valores para o refinamento local da malha: método de refinamento "proximity" .....	63



## Lista de Acrónimos

CAP	Compressor de Alta Pressão
CAS	Combustíveis de Aviação Sustentáveis
CBP	Compressor de Baixa Pressão
DFC	Dinâmica de Fluidos Computacional
DNS	Direct Numeric Simulation
ER	Erro Relativo
FAR	Fuel- Air Ratio
GEE	Gases com Efeito de Estufa
HNQ	Hidrocarbonetos Não Queimados
ICAO	International Civil Aviation Organisation
LES	Large Eddy Simulation
LTO	<i>Landing and Take Off</i>
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ONU	Organização das Nações Unidas
PAB	Plano de Ação para o Biometano
PCI	Poder Calorífico Inferior
PCS	Poder Calorífico Superior
RANS	Reynolds Average Navier-Stokes
RSM	Reynolds Stress Models
TAP	Turbina de Alta pressão
TBP	Turbina de Baixa Pressão
TMG	Temperatura Média Global
UE	União Europeia
PDF	Probability Density Function



# Nomenclatura

$\dot{m}_a$	Caudal de ar	[kg s <sup>-1</sup> ]
$\dot{m}_f$	Caudal de combustível	[kg s <sup>-1</sup> ]
$H$	Entalpia	[J]
$\bar{h}_i$	Entalpia específica da espécie i	[J mol <sup>-1</sup> ]
$\bar{h}_{f,i}^0$	Entalpia de formação da espécie i	[J mol <sup>-1</sup> ]
$\bar{h}_r$	Entalpia de reação	[J mol <sup>-1</sup> ]
$\bar{h}_{prod}$	Entalpia dos produtos de reação	[J mol <sup>-1</sup> ]
$\bar{h}_{reag}$	Entalpia dos reagentes	[J mol <sup>-1</sup> ]
$PC$	Poder Calorífico	[MJ/kg]
$P_{ref}$	Pressão de referência	atm
$FAR_{est}$	Razão Ar-Combustível estequiométrica	
$FAR_{oper}$	Razão Ar-Combustível operativa	
$\phi$	Razão de equivalência	
$T_{ref}$	Temperatura de referência	K
$\bar{h}_s$	Entalpia Sensível	[J mol <sup>-1</sup> ]





# Capítulo 1

## Introdução

### 1.1 Motivação

As alterações climáticas são um dos principais problemas da atualidade e constituem um cataclismo para o qual a comunidade global não está preparada. De alguma forma, todas as comunidades, em todos os continentes, sofrerão impactos pelas alterações climáticas. São causadas e agravadas, sobretudo, pela atividade antropogénica e constituem uma verdadeira ameaça à vida na Terra. Com o aumento das emissões dos gases com efeito de estufa (GEE), os efeitos das alterações climáticas estão a acontecer num ritmo muito mais acentuado do que o previsto [1].

As emissões de GEE contribuem para o aquecimento global, que embora ocorra de forma natural, está de tal maneira afetado que a temperatura média global (TMG) continua a aumentar e, segundo a Organização das Nações Unidas (ONU) [1], 2024 foi o ano mais quente, desde que há registos, com a TMG cerca de 1,55° C, acima dos níveis pré-industriais.

Em 2015, a ONU [1] publicou os “Objetivos para o Desenvolvimento Sustentável”, conjunto formado por dezassete metas globais, adotadas por todos os estados-membros, com vista a melhorar a qualidade de vida, proteger o planeta e garantir a prosperidade das gerações futuras. O 13.º objetivo apresentado é nomeado “Ação Climática”, sendo exposta a urgência no combate às alterações climáticas e aos seus impactos. A ONU [1] defende que, além da devastação causada, a magnitude dos efeitos será de tal ordem que, inclusive, serão anulados grande parte do progresso e desenvolvimento alcançados recentemente.

Além disso, para cumprir a meta estabelecida em 2015, com a assinatura do Acordo de Paris, ou seja, limitar o aumento da TMG em 1,5° C, acima dos níveis pré-industriais, é referido que as emissões de GEE devem ser reduzidas a metade, pelo que é imperativo aumentar a ambição de um desenvolvimento resiliente ao clima e traçar um caminho, cada vez mais claro, em matéria de emissões de GEE, nos próximos anos. É, também, necessário transformar os sistemas de energia, as indústrias, os sistemas de transporte de forma a que haja uma contribuição efetiva para o cumprimento das metas climáticas.

Em 2019, a União Europeia (UE) era o quarto maior emissor de GEE, a nível global.

Atendendo à urgência de adotar uma consciência climática, em 2021, foi estabelecido, nos países membros da UE, o Objetivo 55, um pacote de leis destinado à redução de emissões de GEE, pelo menos em 55%, até 2030, face aos níveis de emissões de 1990.

Assim, a UE é colocada numa trajetória para alcançar a neutralidade climática até 2050 [2]. O regulamento *ReFuel EU Aviation* [3], inserido nas medidas do pacote Objetivo 55, foi adotado em outubro de 2023 e estabelece a importância de serem executados os ajustamentos necessários para que a aviação na UE contribua para a consecução dos seus objetivos climáticos [3].

Nas últimas décadas, o transporte aéreo tem desempenhado um papel fundamental na economia da UE e no quotidiano dos seus cidadãos. O contínuo crescimento dos serviços de transporte aéreo tem contribuído, significativamente, para a conectividade e redução das disparidades regionais da zona comunitária [3]. Portanto, é de extrema importância que a UE promova um elevado nível de ambição na adoção de combustíveis alternativos sustentáveis, que permitam o desenvolvimento sustentável, nomeadamente, com a pesquisa de alternativas viáveis aos combustíveis tradicionais fósseis. Com base nos dados de 2018, a aviação era responsável por 14,4% das emissões de GEE, provenientes dos transportes na UE [3].

O metano é, há várias décadas, um forte candidato a combustível de aviação [4]. É o principal constituinte do gás natural e as suas emissões são responsáveis por cerca de um terço do aquecimento global excessivo, que já se faz sentir [5]. A maioria das emissões de metano decorre da atividade agrícola, pecuária, silvicultura, pesca e decomposição biológica de resíduos urbanos [5].

O biometano é maioritariamente constituído por metano e é obtido a partir de resíduos sólidos e líquidos, que não podem ser reaproveitados, bem como de gases, de origem não renovável, cuja produção é inevitável e não intencional [6]. Enquanto o metano é um candidato a combustível não renovável, o biometano, por ser obtido de fontes alternativas e a sua captura resultar na redução de metano para a atmosfera, é um candidato a combustível renovável e sustentável.

Portugal apresentou no 1.º semestre de 2024 o Plano de Ação para o Biometano (PAB) [6], no qual é estabelecida uma estratégia integrada e sustentada, para o desenvolvimento do mercado de biometano. Segundo o documento apresentado, devem ser exploradas oportunidades para o biometano no setor dos transportes e, deste modo, contribuir para a

redução nas emissões de GEE. A presença significativa de metano na sua composição permite que seja elaborada uma análise semelhante à que seria feita caso se tratasse de metano de origem não renovável.

Os métodos de simulação numérica são uma ferramenta útil de apoio à engenharia, permitindo, de forma mais simplificada, comparativamente a um ensaio experimental, tornar célere a avaliação do desempenho da combustão de um determinado composto, candidato a combustível, a ser utilizado na aviação.

## **1.2 Objetivos**

O presente estudo, visa, no âmbito do PAB, explorar uma oportunidade para a aplicação do biometano no setor dos transportes, no caso, o transporte aéreo.

Para o efeito, será executada uma simulação da combustão de biometano, numa câmara de combustão de um motor CFM56-3, através de um programa de dinâmica de fluidos computacional (DFC). A simulação será feita com recurso a um quarto da geometria da câmara de combustão, construída por J. Oliveira [6], através do *scan* tridimensional de uma câmara de combustão, disponibilizada pela TAP Air Portugal.

É pretendida a realização de uma estimativa das emissões resultantes da queima, bem como a comparação dos resultados com os da queima do combustível de aviação tradicional (Jet A).

## **1.3 Estrutura da Dissertação**

A dissertação está ao todo dividida em sete capítulos. No primeiro capítulo é apresentada a motivação para a elaboração do presente trabalho e objetivos do mesmo. No final do capítulo é exposta uma contextualização histórica acerca da evolução dos motores aeronáuticos e dos combustíveis para a aviação.

No segundo capítulo são feitas considerações sobre os motores *turbofan*, em geral, e o funcionamento particular do motor em estudo, com particular enfoque na câmara de combustão.

No terceiro capítulo são descritos os desafios ambientais provocados pelas alterações climáticas e o que tem sido perspectivado pela UE, nomeadamente para a aviação e o potencial do biometano.

O quarto capítulo contém uma série de fundamentos sobre combustão e turbulência, considerados na realização do estudo.

No quinto capítulo é apresentada a metodologia utilizada para a preparação e realização da simulação.

No sexto capítulo são descritos os resultados obtidos nas simulações efetuadas.

Por fim, no sétimo capítulo são tecidas as conclusões possíveis de retirar do presente estudo e são sugeridas perspectivas para estudos futuros.

## 1.4 Revisão Histórica

O sonho de voar, inspirado no voo das aves, é um desejo sentido desde os primórdios da civilização. A mitologia grega aborda esta temática com o famoso mito de Ícaro.

Ao longo da história, várias tentativas foram feitas para alcançar os céus, destacando-se, no início do século XVIII, a experiência de Bartolomeu de Gusmão, que apresentou em Lisboa a sua célebre “Passarola”, um dos primeiros protótipos de balão de ar quente.

Apenas em 1903, os irmãos *Wright*, conseguiram, finalmente, realizar o primeiro voo bem-sucedido, com a sua máquina voadora *Wright Flyer I* [7].

Durante várias décadas, no longo caminho percorrido no projeto e construção de aeronaves, foram considerados motores alternativos, acoplados a hélices, que providenciavam a potência necessária para o voo. Apenas a partir da segunda guerra mundial, as aeronaves passam a contar com motores a jato, para a sua propulsão.

Os motores a reação têm também a sua história, que remonta ao antigo Egito. O primeiro motor a reação de que há conhecimento foi construído pelo matemático e inventor *Heron* de Alexandria, em cerca de 250 a.C. Depois da descoberta da pólvora, por volta do ano 1000, na China, existem relatos de terem sido usadas, em contexto bélico, setas que tinham presos cilindros cheios de pólvora e que, depois de ocorrer a sua ignição, seriam propulsionados pela reação, de forma semelhante a um foguete [7].

Séculos depois, *Leonardo Da Vinci*, em 1500, elaborou o desenho de um mecanismo que faria rodar um espeto, através da ação de gases. O mecanismo estava projetado para que uma turbina fosse acionada por gases quentes em ascensão, e, através de um veio, um conjunto de engrenagens seria colocado em movimento, rodando o espeto.

Em 1687, *Jacob Gravesand*, projetou e construiu uma carruagem movida a vapor, com base nas recém formuladas leis de *Newton* do movimento. A carruagem consistia numa caldeira fixada a quatro rodas. O fogo debaixo da caldeira gerava vapor pressurizado, que saía, por

um tubo estreito, na direção oposta à do movimento pretendido. Uma válvula de vapor no tubo controlava a velocidade da carruagem, porém o vapor não produzia potência suficiente para mover a mesma [7].

No século XVIII, *Giovanni Branca* desenvolveu um moinho de estampagem, que, pela ação de vapor a grande pressão, proveniente de uma caldeira, impulsionava uma turbina e, através de um veio, acionava o mecanismo de estampagem.

O inglês *John Barber* patenteou, no final do mesmo século, aquele que seria o primeiro mecanismo a operar segundo o ciclo termodinâmico de uma turbina a gás moderna, projetado com um compressor, uma câmara de combustão e uma turbina [7].

Em 1872, *F. Stolz* projetou um motor, que em termos conceptuais é muito semelhante às turbinas de gás modernas. Porém, a reduzida eficiência mecânica dos componentes, impossibilitou que o motor operasse autonomamente. No final da primeira guerra mundial, em 1918, é fundada a divisão de turbinas a gás da *General Electric*.

No mesmo ano, *Standord A. Moss* desenvolveu o *GE supercharger*, que, utilizando gases de escape de um motor alternativo, acionava uma turbina, acoplada a um compressor centrífugo usado para *supercharging* [7].

Em 1930, *Sir Frank Whittle*, submeteu a patente de um motor a reação a jato, concedida dois anos depois. Porém, o seu projeto não despertou o interesse nem da indústria nem do governo inglês. Em 1936, os alemães *Hans Von Ohan* e *Max Hahn*, alegadamente, sem terem conhecimento do trabalho de *Whittle*, patenteiam o seu motor de reação a jato [7].

Finalmente, em 1941, o motor de *Whittle W1* equipou uma aeronave, o *Gloster Model E28/29*, que atingiu uma velocidade de 370 mph, cerca de 595 km/h, com a tração produzida de cerca de 1000 lbs, aproximadamente 4500 N [7].

Os motores turbojato foram os primeiros motores a reação utilizados no âmbito da propulsão de aeronaves e revolucionaram o transporte aéreo. Permitiram uma redução dos custos diretos de operação, promovendo a segurança, ao mesmo tempo que as velocidades atingidas eram superiores, comparativamente às que os motores alternativos permitiam alcançar [7].

Em 1938, foi desenvolvido o conceito de motor turbo-hélice, pelo húngaro *György Jendrassik*, embora só anos depois começassem a ser desenvolvidas aeronaves com estes motores resultantes de um compromisso entre as melhores características de um motor

turbojato e um motor alternativo. Neste caso, o motor é projetado para, através de uma turbina, mover uma hélice de grandes dimensões [7].

Os motores *turbofan* resultam, por seu turno, de um compromisso entre os motores turbojato e turbo-hélice. São, no contexto da aviação comercial, os motores mais usados atualmente. A hipótese do projeto de motores com hélices confinadas data do período 1936-1946. Contudo, apenas nos anos 50, a Rolls-Royce introduziu o conceito de *bypass*, com o desenvolvimento do motor *Conway*. Desde logo, o ponto forte desta gama de motores destaca-se pelo maior valor de tração produzida, um menor consumo, comparativamente às outras gamas de motores e uma considerável menor emissão de ruído [7].

O desenvolvimento de combustíveis especificamente para a aviação data da década de 1930 e o Jet A, desenvolvido para os motores a jato, foi introduzido em 1950 e, em conjunto com o Jet A1, são os dois combustíveis utilizados em maior volume. Porém, estes resultam de um alto refinamento de querosene e, por isso, são ambos combustíveis fósseis não renováveis [8].

O futuro dos combustíveis da aviação é hoje mais evidente, na medida em que o rumo atual é o da descarbonização e da independência de combustíveis fósseis. Se, por um lado, a presente crise climática foi absolutamente determinante para esta tomada de decisão, por outro lado, as crises petrolíferas, do final do século XX, já tinham incentivado toda uma série de investigações para serem encontradas alternativas aos combustíveis tradicionalmente utilizados.

Nos anos 1980, o metano era já visto como um composto candidato para substituir os combustíveis derivados de querosene, nomeadamente, pela vasta disponibilidade de fontes, entre as quais, a biomassa, ou seja, a fração biodegradável de resíduos de natureza biológica.

Em 1984, uma aeronave *Beechcraft Sundowner* realizou uma série de testes, estando equipada para realizar a queima de metano, durante a sua operação. Os ensaios provaram que a opção permitia reduzir os custos diretos, sem comprometer a segurança e promovendo uma redução do volume das emissões [9]. Para o efeito, foi utilizado metano liquefeito, de modo a reduzir o espaço requerido para o armazenamento do combustível, que, em estado gasoso, seria cerca de seiscentas vezes maior para o mesmo volume, de dezoito galões, o equivalente a cerca de sessenta e oito litros [9]. Para o efeito, foram desenvolvidos tanques que permitiam o armazenamento de metano liquefeito nas condições requeridas [9].

No final dos anos 80, o avião soviético TU-155 operou cerca de cem voos comerciais, utilizando metano liquefeito como combustível, o que corroborou a hipótese deste combustível ser uma opção tecnicamente viável. Também esta aeronave sofreu alterações para que os tanques de metano fossem transportados dentro da fuselagem [10].

## 1.5 Revisão Bibliográfica

Situações de crise obrigam que sejam colocadas várias questões e analisadas certas hipóteses que, em primeira análise, seriam menos viáveis.

As sucessivas crises de petróleo, nas últimas décadas do século passado, induziram à reflexão acerca do uso de metano como sendo um candidato a combustível tecnicamente viável. Contudo, foram postas em causa várias questões de maior complexidade, nomeadamente no que diz respeito aos tanques de armazenamento e ao seu posicionamento nas aeronaves, bem como ao próprio design das aeronaves.

Em 1968, Richard J. Weber [11] apresentou um estudo, desenvolvido no *Lewis Research Center*, em Cleveland, intitulado “*A review of the potential of liquid-methane fuel for supersonic transports*”, publicado pela *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), no qual é avaliado o potencial de metano liquefeito para voos supersónicos, para substituto do combustível tradicional à base de querosene. Weber [11] refere que o metano pode ser visto como um passo inicial, em matéria de combustíveis criogénicos, nomeadamente no uso de hidrogénio, sobretudo por se tratar de uma opção economicamente viável. Foi concluído que o desempenho do motor seria beneficiado, com a adoção do combustível alternativo [11].

Em 1980, a NASA publicou “*Study of methane fuel for subsonic transport aircraft*”, da autoria de L. K. Carson et al [12]. A investigação pretendia avaliar o desempenho de uma aeronave comercial, cujo combustível seria metano liquefeito, incluindo o seu sistema de alimentação e as instalações aeroportuárias requeridas para o armazenamento e distribuição do combustível candidato.

Os resultados permitiram inferir que o metano é uma alternativa competitiva, nomeadamente em termos de desempenho e custos diretos de operação. Das opções de localização dos tanques de armazenamento estudadas, a que provou ser mais vantajosa foi o do posicionamento dos tanques nas extremidades da cabine, na fuselagem [12]. Outras

opções seriam tanques inseridos na estrutura das asas ou tanques posicionados externamente, sobre as asas [12].

Mais tarde, no mesmo ano, Robert W. Graham e Arthur J. Glassman [4], publicam o relatório técnico “*Some advantages of Methane in an Aircraft Gas Turbine*”, no qual é executada uma análise do desempenho da combustão de metano numa aeronave equipada com motores turbo-hélice, sendo concluído que o combustível liquefeito poderia ser utilizado para promover o arrefecimento do motor, o que iria, no entanto, obrigar a novas configurações de motores, que, segundo os autores, resultariam em motores mais compactos e que, conseqüentemente, permitiriam uma redução da massa da estrutura da aeronave. Haveria um ligeiro decréscimo no consumo específico, cerca de 1% e, em termos de emissões, promovendo a combustão do metano uma redução na poluição emitida, comparativamente ao Jet A [4].

Mais recentemente, em novembro de 2020, Rasmus Gadsbøll [10] publicou um relatório no qual é apresentada uma análise técnica do uso de metano liquefeito, como combustível para aviões, abordando questões relacionadas com os sistemas de combustíveis modernos e a implementação de metano liquefeito. Como conclusão, é referido que não existem grandes entraves técnicos à implementação de metano liquefeito como combustível aeronáutico [10]. Um grande destaque dado a este combustível é, precisamente, o reduzido valor de emissões resultantes da sua queima, nomeadamente em termos de dióxido de carbono e óxidos de azoto, face aos combustíveis fósseis tradicionais [10]. O metano liquefeito pode, facilmente, ser aplicado nos sistemas existentes nas aeronaves, porém, sendo requeridas algumas alterações, a nível dos tanques de armazenamento do combustível [10].

## Capítulo 2

# Considerações sobre motores *Turbofan*

### 2.1 Motores de turbina a gás

#### 2.1.1 Funcionamento de um motor de turbina a gás

Um motor de turbina a gás, também, denominado motor a jato, é um motor térmico que utiliza o ar como fluido de trabalho com o objetivo de gerar propulsão. O princípio de funcionamento é baseado na 2.<sup>a</sup> lei de Newton, de acordo com a qual, para toda a ação existe uma reação de igual intensidade, mas em sentido oposto [13].

Nos motores a jato, o ar é admitido através da parte frontal do motor. O ar é sujeito a compressão, através de um compressor, o que promove o desempenho da combustão. O ar comprimido é injetado na câmara de combustão, em simultâneo com o combustível, introduzido através dos injetores. No arranque do motor uma faísca elétrica desencadeia a reação de combustão. Durante a combustão, a temperatura da mistura é elevada, ocorrendo a expansão dos gases, que ganham velocidade ao atravessar a tubeira de escape. No entanto, antes de alcançarem o escape, os gases passam através de um conjunto de pás de turbina, acionando-as e, consecutivamente, é transmitido binário ao eixo no qual a turbina está montada, tal como o compressor. Deste modo, a energia extraída aos gases em expansão, pela turbina, aciona o compressor.

Ao atingirem o bocal de escape, a pressão dos gases é superior à pressão atmosférica, ocorrendo uma nova expansão e aumentando a velocidade dos gases. O jato de alta velocidade resultante propulsiona a aeronave.

O ciclo de funcionamento de um motor de turbina a gás é, de certo modo, semelhante ao ciclo de funcionamento de um motor alternativo. Porém, no caso dos motores alternativos, a combustão ocorre a volume contante e os processos são intermitentes, enquanto, nos motores de turbina a gás, a combustão ocorre a pressão constante e os processos acontecem ininterruptamente.

Os motores de turbina a gás operam segundo o ciclo termodinâmico de *Brayton*, representado na Figura 2-1.

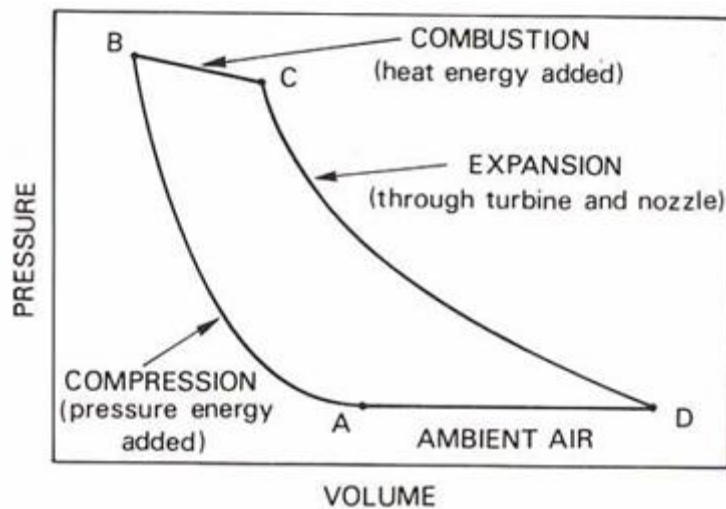


Figura 2-1 Diagrama pressão-volume do ciclo de Brayton [13]

A→B - O ponto A representa o ar à pressão atmosférica. Ao longo do processo A→B, o ar é comprimido, correspondendo ao ciclo de compressão e a sua temperatura aumenta. Quando o ar entra na câmara de combustão está a pressão e temperatura elevadas. A razão de pressões  $\frac{p_B}{p_A}$  depende da eficiência da admissão e do compressor e é de extrema relevância para o desempenho global do motor [13].

B→C - O calor adicionado entre B e C resulta da queima do combustível introduzido e misturado com o ar, a pressão constante. O volume da massa de ar aumenta consideravelmente. O combustível é a fonte de energia para o funcionamento do ciclo. A queda de pressão, ilustrada entre B e C, resulta da perda na câmara de combustão, que deverá ser tanto menor quanto possível [13].

C→D - Entre C e D, os gases resultantes do processo de combustão estão em expansão e a sua movimentação, em direção à tubeira de escape, aciona a turbina e, desta forma, uma parte da energia dos gases é convertida em energia mecânica, o que permite o funcionamento do motor. A restante energia é usada para gerar o jato propulsor [13].

### 2.1.2 Motores *Turbofan*

Os motores *turbofan*, também denominados motores de *bypass*, possuem um *fan* localizado na parte frontal do motor, que possui algumas características de uma hélice tradicional. Porém, as suas pás são mais reduzidas e posicionadas muito próximas umas das outras, além do confinamento do *fan* [7].

Se por um lado na década de 50, aquando do desenvolvimento dos motores de *bypass*, as emissões de ruído eram pouco consideradas, a consequência inesperada das emissões de ruído baixas, relativamente aos motores turbojato, foi um fator determinante para que os motores *turbofan* se tornassem os motores mais utilizados na aviação comercial. Outra característica diferenciadora dos motores *turbofan* é a coexistência de dois caudais distintos, primário e secundário, através do motor, contribuindo para a propulsão da aeronave [7].

O caudal primário flui, através do *fan* e dos componentes do núcleo do motor, ou seja, através dos estágios do compressor, da câmara de combustão e dos estágios das turbinas, à semelhança do que acontece nos motores do tipo turbojato. Por outro lado, o caudal secundário, que é admitido pelo *fan*, contorna externamente o núcleo do motor e é diretamente encaminhado para o escape, sem ser misturado com o combustível. Os caudais podem ser expelidos, estando misturados ou separados [7].

Nos vários tipos e configurações de motores *turbofan*, existe uma divisão fundamental entre os motores *turbofan* de baixa razão e *bypass* e os motores *turbofan* de alta razão de *bypass*. A razão de *bypass* é a razão entre a quantidade de ar que flui em torno do núcleo do motor e a quantidade de ar que atravessa o núcleo do motor. Os motores *turbofan* são classificados como sendo de baixa razão de *bypass* se tiverem uma relação de caudais inferior a 5:1 e de alta razão de *bypass* para relações iguais ou superiores a esta [7].

Nos motores *turbofan* de alta razão de *bypass*, que possuam um sistema intermédio de compressão, pode ser entreposta uma outra turbina, entre as turbinas de alta e baixa pressão, obtendo-se uma configuração de veio triplo, como é o caso do motor *Rolls-Royce Trent 900*. Porém, esta configuração, em virtude da complexidade e grande custo associados à manutenção, não foi amplamente adotada [14].

### **2.1.3 Motor *Turbofan* CFM56-3**

O motor CFM56-3, seguidamente apresentado, será utilizado para realização da análise pretendida no presente estudo.

Este motor é um *turbofan* de tecnologia avançada, concebido nos anos 70 e certificado em janeiro de 1984, para ser incorporado em aviões *Boeing* do modelo 737. É um motor de *bypass* elevado (5:1), possui dois veios, fluxo axial e a sua massa é de 1966 Kg [15].

#### **2.1.3.1 Operação do motor**

A turbina de alta pressão (TAP), de andar único, movimenta o compressor de alta pressão (CAP), com nove andares, formando o veio de alta pressão. Por outro lado, a turbina de baixa pressão (TBP), com quatro andares, movimenta o *fan* de andar único e o compressor de baixa pressão (CBP), com três andares, formando o veio de baixa pressão. Note-se que por cada andar rotativo, existe um andar estático [15].

A câmara de combustão é anelar e de dimensões reduzidas. É alimentada por vinte injetores. Através da queima da mistura de ar e combustível, a expansão de gases resultantes da combustão aciona ambas as turbinas e, conseqüentemente, os compressores e o *fan*. O conjunto formado pelos veios de alta e baixa pressão e pela câmara de combustão constituem o núcleo do motor de turbina a gás [15].

O caudal de ar nos compressores é controlado por doze válvulas de sangria, as quais estão localizadas circunferencialmente na estrutura do *fan*, entre o CBP e o *fan*. Dos restantes andares de estatores fixos, destaca-se o último, denominado *Outlet Guide Vanes*, localizado à entrada da câmara de combustão com a finalidade de orientar o escoamento à saída do CAP, promovendo a sua entrada na câmara de combustão de forma axial [15].

Um sistema de três caixas de engrenagens e veios de transmissão transfere binário entre o veio de alta pressão e outros sistemas do avião, instalados na caixa de acessórios [15].

A Figura 2-2 apresenta a constituição geral do motor *turbofan* CFM56-3.

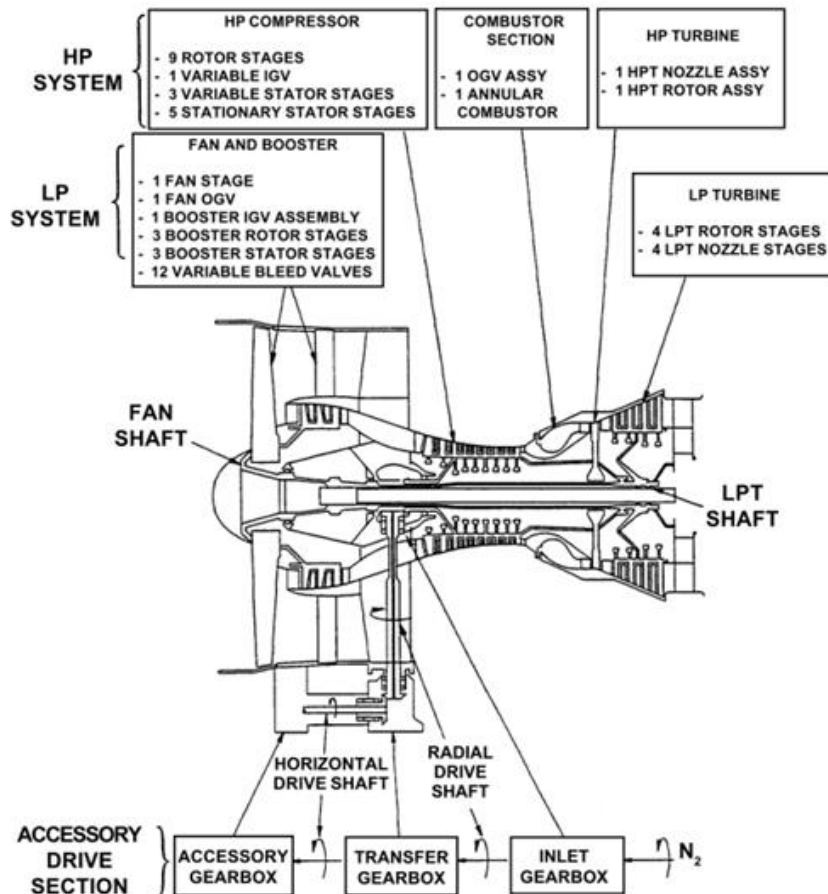


Figura 2-2 Constituição geral do motor CFM56-3 [15]

### 2.1.3.2 Estações Aerodinâmicas

O escoamento de ar no interior do motor *turbofan* CFM56-3 ocorre através de dois escoamentos independentes: primário e secundário [15].

O escoamento primário de ar é admitido pelo ducto frontal do motor, é movimentado pelo *fan* junto ao seu centro, onde sofre um ligeiro aumento de pressão, entra no CBP, onde ocorre nova compressão, atravessa o CAP, onde é sujeito a um aumento, ainda maior, de pressão, participa na reação de queima do combustível, é expandido enquanto movimenta as turbinas e é descarregado para a atmosfera, através da tubeira de escape [15].

O escoamento secundário é admitido pelo ducto frontal do motor, é movimentado pela periferia das pás do *fan*, através das quais é sujeito a um aumento de pressão, passa pelas *Outlet Guide Vanes*, que o alinham para a sua descarga. É responsável por cerca de 80% do impulso gerado [15].

Uma visualização mais pormenorizada dos escoamentos através do motor CFM56-3, pode ser observada na Figura A-1, Anexo A.

### 2.1.3.3 Câmara de combustão

Considerando a natureza e os objetivos do presente trabalho, é importante que sejam apresentados, de forma mais clara, o funcionamento e as principais características da câmara de combustão.

É na câmara de combustão que ocorre a queima da mistura ar-combustível. Uma câmara de combustão tem como principais requisitos promover uma ignição fiável, uma chama estabilizada, que o intervalo de flamabilidade seja amplo, a temperatura à saída adequada e uniforme, bem como que a sua manutenção seja fácil e que a sua massa seja o mais reduzida possível [15].

O combustível liberta, ao ser queimado, energia sob a forma de calor, o qual é transferido para o ar que atravessa a câmara de combustão. A câmara de combustão permite fornecer energia quer para a propulsão da aeronave, quer para o funcionamento dos sistemas do motor e do avião, tais como a alimentação elétrica e a pressão hidráulica, entre outros.

À saída da câmara de combustão, uma parte da energia transferida pela queima permite colocar as turbinas em movimento, o que, por sua vez, permite movimentar os compressores e, desta forma, continuar ininterruptamente a admissão de ar para a combustão na câmara [15].

O principal componente da câmara de combustão é o *Dome*, no qual existem cerca de vinte aberturas, que correspondem aos injetores de combustível. Em cada umas dessas aberturas, estão localizados vários componentes, nomeadamente, os *swirlers* e o *venturi*. O *venturi* é constituído por uma passagem convergente/divergente e pelo *swirler* secundário, e encaminha a mistura de combustível e ar do *swirler* primário, acelerando-a [15].

O *swirler* secundário é formado por uma roseta de tubos radiais inclinados, em sentido contrário ao dos furos do *swirler* primário. Por estes tubos é injetado ar, em rotação contrária à da mistura de ar-combustível que sai da garganta. Esta configuração provoca uma turbulência severa e promove a vaporização do combustível, o que potencia a sua queima de forma eficiente [15].

A injeção de combustível, na câmara de combustão, é feita através de atomizadores de pressão. Assim, o combustível é forçado a atravessar um orifício, especificamente projetado, para promover a conversão de pressão em energia cinética, formando-se um jato de alta velocidade que promove a desintegração do combustível [16].

Devido à grande velocidade de injeção, o ar do *swirler* secundário cria uma zona de baixa pressão em frente ao injetor de combustível. Esta zona é denominada zona primária de combustão e é o ponto mais quente do motor. É criada uma zona de recirculação, devido à diminuição de pressão, o que contribui para a estabilização da chama e aumenta o tempo de residência, o que, conseqüentemente, melhora a eficiência da queima [16].

Para arrefecer o interior das paredes da câmara de combustão e evitar que a chama as atinja, utiliza-se o processo de *film colling*. Com este processo toda a superfície é coberta por uma fina camada de ar, proveniente do 9.º andar do CBP. Esta camada de ar encontra-se a uma temperatura mais baixa e promove a absorção do calor transmitido por radiação, enquanto protege as paredes dos gases quentes. Para este processo, o ar é introduzido através de pequenos furos, existentes no degrau, entre painéis adjacentes [16].

Para arrefecer a chama antes que atinja as pás da TAP, introduz-se ar de diluição, na zona posterior da câmara, denominada zona de diluição ou zona secundária. O ar de diluição é um grande volume de ar que está em excesso e que é misturado com os gases quentes de combustão, a fim de ser obtido o perfil desejado de temperatura na saída da câmara de combustão [16].

A Figura 2-3 representa esquematicamente os escoamentos no interior da câmara de combustão do motor CFM56-3.

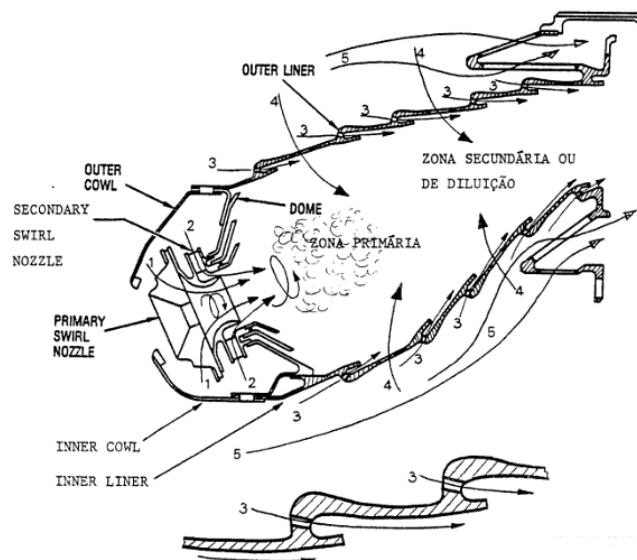


Figura 2-3 Escoamentos no interior da Câmara de Combustão: 1 - Ar primário para a combustão; 2 - Ar secundário para a combustão; 3 - Ar de arrefecimento (*film cooling*); 4 - Ar de diluição; 5 - Ar de bypass para arrefecimento da turbina de alta pressão [15]

# Capítulo 3

## Desafios Ambientais

### 3.1 Alterações climáticas

A atual crise climática resulta da gravidade das alterações no clima, implicando uma urgência em compreender os efeitos atuais e futuros, nos ecossistemas, para as comunidades humanas e estabilidade global.

A ONU [17] aponta como principais causas para as alterações climáticas:

- produção de energia a partir da queima de combustíveis fósseis, o que produz poluentes que contribuem para o efeito de estufa e poluição atmosférica;

- indústrias altamente poluentes e com emissão em larga escala de GEE;

- desflorestação, com cerca de doze milhões de hectares destruídos, anualmente, para dar lugar a novas explorações, contribuindo para a libertação para a atmosfera do carbono que as árvores armazenavam e prejudicando o ciclo natural de captura de carbono atmosférico;

- emissões resultantes dos motores de combustão interna, nomeadamente, dos transportes marítimo, rodoviário e aéreo, altamente dependentes de combustíveis fósseis;

- consumos insustentáveis por parte de cidadãos individuais, mas também por grandes empresas e nações, levando a produções em massa e, conseqüentemente, produzidos muito mais resíduos.

São apontados, pela ONU, como principais e mais iminentes efeitos das alterações climáticas os seguintes aspetos [8]:

- temperaturas mais elevadas, à medida que a concentração de gases com efeito de estufa aumenta, tendo sido a década 2011-2020, a mais quente já registada;

- eventos climáticos extremos mais frequentes, nomeadamente, a ocorrência de tempestades mais intensas e mais frequentes e a ocorrência de secas, sobretudo, em regiões onde existe escassez de água;

- aumento do nível do mar e da temperatura média dos oceanos;

- perda de espécies, devido a alterações a nível dos ecossistemas;
- quebras nas produções alimentares e insuficiência de produções e culturas alimentares;
- riscos agravados para a saúde das populações, sobretudo, pela poluição atmosférica.

O Efeito de Estufa é um fenómeno que ocorre naturalmente na atmosfera terrestre, mas que mais tem contribuído para as alterações climáticas, pelo contínuo aumento na concentração de GEE.

Dos vários tipos de GEE, o dióxido de carbono,  $CO_2$ , tem adquirido, nos últimos anos, um grande destaque, nomeadamente, porque representa quase 80% do volume de todas as emissões de GEE na UE em 2021, cerca de  $2,9 \times 10^9$  toneladas [18]. É produzido pela atividade dos seres vivos, mas, também, pela queima de combustíveis fósseis, a desflorestação e as alterações no uso dos solos [19]. A concentração de dióxido de carbono na atmosfera aumentou mais de 10% em apenas duas décadas [18].

Outros gases com efeito de estufa encontram-se em menor quantidade na atmosfera, mas podem ter um efeito de aquecimento maior, nomeadamente, o metano,  $CH_4$ , que representava 12% do impacto das emissões de gases com efeito de estufa da UE em 2021 [19], cerca de  $3,4 \times 10^8$  toneladas de  $CO_2$  equivalente [18].

### **3.2 Metano**

O metano é um gás incolor e o principal constituinte do gás natural. É um hidrocarboneto da família das parafinas.

O metano atmosférico provém de fontes não biogénicas e biogénicas. As fontes não biogénicas incluem emissões da queima de combustíveis fósseis, biomassa, resíduos orgânicos e outras fontes geológicas, como os poços de petróleo. Porém, do total das emissões globais, cerca de 70% resultam de fontes biogénicas [20].

De acordo com a Agência Portuguesa do Ambiente [21], grande parte das emissões de metano, em Portugal, provém de atividades agrícolas, cerca de 71%. Em 2023, as emissões de metano foram cerca de  $10 \times 10^6$  toneladas de  $CO_2$  equivalente [21].

Na Figura 3-1 é apresentado o ciclo do metano.

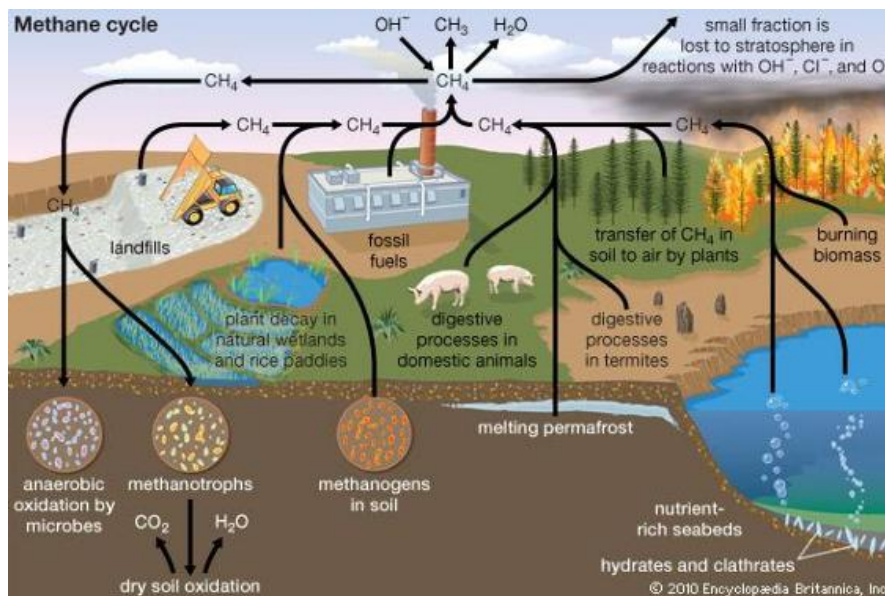


Figura 3-1 Ciclo do Metano [22]

Segundo a ONU [5], o metano é responsável por 25% do aquecimento global, desde a época pré-industrial. É um poluente poderoso, com um potencial de aquecimento global mais de oitenta vezes superior ao do dióxido de carbono, durante os vinte anos que se seguem à sua libertação na atmosfera, antes de ser decomposto por oxidação [23]. O metano é responsável por cerca de metade do crescimento da formação do ozônio, O<sub>3</sub>, troposférico, outro poluente perigoso, nomeadamente, para a saúde humana [5].

Se nada for feito para contrariar a atual tendência, é estimado um incremento de 13%, no volume das emissões de metano, consequente da ação humana [5]. A meta definida para o aumento do aquecimento médio global em 1,5° C, estabelecido no Acordo de Paris, em 2015, não poderá, segundo a ONU [5], ser alcançada, se não forem reduzidas as emissões globais de metano em, pelo menos, 40 a 45%, o que evitaria um aquecimento de quase 0,3° C, até 2045 [5].

### 3.3 Aviação sustentável na União Europeia

A ameaça existencial consubstanciada nas alterações climáticas exige um maior nível de ambição e o reforço da ação climática. A UE está determinada em intensificar os esforços para combater as alterações climáticas e concretizar a aplicação do que foi estabelecido no Acordo de Paris [24].

Na sua comunicação, intitulada Pacto Ecológico Europeu, a Comissão estabeleceu uma nova estratégia de crescimento que visa transformar a UE, através da utilização eficiente de recursos e que em 2050 tenha zero emissões líquidas de GEE, aliada ao bem-estar dos cidadãos, contra riscos e impactos relacionados com o meio ambiente [24].

A ação climática deve constituir uma oportunidade para todos os setores da economia comunitária contribuírem para garantir a liderança em matérias de inovação. A neutralidade climática requer uma contribuição de todos os setores económicos. A UE é líder mundial na transição para a neutralidade climática e está determinada a ajudar a ambição mundial e reforçar a resposta global às alterações climáticas [24].

Ao longo das últimas décadas, o transporte aéreo tem desempenhado um papel fundamental na economia europeia, sendo um dos setores mais dinâmicos e com melhor desempenho. O crescimento de serviços de transporte aéreo tem contribuído, de forma significativa, para a melhoria da conectividade, fomentar a coesão e reduzir as disparidades regionais na UE, constituindo assim uma importante alavanca multilateral [3].

O desenvolvimento sustentável é um dos principais objetivos da política comum dos transportes. Requer uma abordagem integrada, cujo objetivo é garantir o funcionamento eficaz dos sistemas de transporte da UE, tendo em consideração os objetivos ambientais. No caso do setor do transporte aéreo, o desenvolvimento sustentável requer a introdução de medidas destinadas a reduzir as emissões de carbono das aeronaves [3].

As energias renováveis podem trazer vastos benefícios socioeconómicos, estimulando indústrias locais, nomeadamente, a criação de novos postos de trabalho, como resposta à procura de energia proveniente de fontes renováveis. A utilização de energia de fontes renováveis no setor dos transportes permite alcançar as metas de redução de GEE protocoladas [25].

Os combustíveis de aviação sustentáveis (CAS) incluem combustíveis líquidos, sintéticos, biocombustíveis e combustíveis de carbono reciclado, que são, na sua maioria, compatíveis com os motores aeronáuticos existentes. Estima-se que os CAS representem uma parte significativa da descarbonização gradual da aviação [3].

Os biocombustíveis para a aviação são combustíveis líquidos que, segundo a diretiva da UE 2018/2001 [25], podem ser produzidos a partir de biomassa.

### **3.4 Alternativas para a aviação sustentável**

A transição energética da Europa deve continuar e, para o efeito, devem ser avaliadas várias hipóteses que permitam, gradual e eficazmente, reduzir os volumes de emissões de GEE no setor dos transportes, nomeadamente, na aviação.

Para promover o uso de combustíveis sustentáveis, no processo de descarbonização do transporte aéreo, é, no presente estudo, elaborada uma análise dedicada ao consumo de biometano, um biocombustível, que pode ser liquefeito, produzido a partir de biomassa.

Além de promover o desenvolvimento de vários setores, a cadeia de valor do biometano gera ainda um subproduto, o digerido, que pode ser usado como fertilizante na agricultura, o que permite, ainda, a redução do uso de fertilizantes químicos não orgânicos, que possuem um elevado impacto na pegada ecológica [6].

#### **3.4.1 Biometano**

O biometano pode ser obtido através de digestão anaeróbia, seguida de limpeza e acondicionamento do biogás. A digestão anaeróbia é um processo biológico de mineralização da matéria orgânica, na ausência de oxigénio, tratando-se de um processo que pode ser usado no tratamento de efluentes líquidos que contenham uma elevada quantidade de matéria orgânica biodegradável. Enquanto biotecnologia de tratamento e valorização orgânica de efluentes e resíduos, a digestão anaeróbia permite o reaproveitamento de uma vasta gama de substratos orgânicos biodegradáveis, provenientes, sobretudo, de agroindústrias, agropecuária, indústria alimentar, gestão de resíduos urbanos e águas residuais [6].

A produção de biometano deve obedecer a critérios de sustentabilidade bem estabelecidos. As principais matérias-primas para a produção de biometano são a fração orgânica dos resíduos urbanos, as lamas das estações de tratamento de águas residuais, efluentes pecuários e agroindustriais. De acordo com D. A. Johnson [26], o maior potencial para a produção de biometano, em Portugal, provém do processamento de resíduos sólidos urbanos e as zonas metropolitanas de Lisboa e Porto possuem o maior potencial de fornecimento de matérias-primas para a produção de biometano. É, também, concluído que os efluentes resultantes da exploração de gado bovino, são os que apresentam maior potencial para a produção de biometano, entre os efluentes de exploração pecuária.

Foi apresentado e adotado, no primeiro semestre de 2024, o Plano de Ação para o Biometano [6], no qual é estabelecida uma estratégia integrada e sustentada para o desenvolvimento do mercado de biometano. De acordo com o documento, linha de ação n.º 5, estabelecida na 1.ª fase de atuação, devem ser exploradas oportunidades para o biometano no setor dos transportes, de modo a contribuir para o objetivo da neutralidade carbónica em 2050.

No âmbito deste trabalho, a análise levada a cabo visa explorar uma oportunidade para o biometano, no setor do transporte aéreo. Contudo, sendo uma perspetiva alternativa às que são apresentadas no âmbito do PAB [6], não deve ser desacreditada, dado o elevado potencial do biometano, enquanto biocombustível, apresentando-se como uma verdadeira oportunidade para a redução de emissões de GEE, desde logo com a redução nas emissões resultantes de processos naturais e espontâneos, como a decomposição orgânica.

Na Tabela 3-1 Composição do Biometano [6] é apresentada a composição típica do biometano. De acordo com Robert W. Graham e Arthur J. Glassman [4], atendendo à elevada concentração de metano, o combustível pode ser interpretado como sendo metano puro, para efeitos de simulação.

Tabela 3-1 Composição do Biometano [6]

<b>Composição do Gás</b>	<b>Biometano (%)</b>
<b>Metano</b>	94 – 99,9
<b>Dióxido de Carbono</b>	0,1 – 4
<b>Azoto</b>	< 3
<b>Oxigénio</b>	< 1
<b>Hidrogénio</b>	Vestígios
<b>Ácido Sulfídrico (ppm)</b>	< 10
<b>Amoníaco</b>	Vestígios

### **3.5 Combustíveis de aviação tradicionais**

O Jet A foi desenvolvido especificamente para cumprir os requisitos dos motores a jato, tendo o seu consumo começado nos anos 1950, tratando-se de um combustível à base de querosene.

Atualmente, o Jet A e o Jet A1, também à base de querosene, são os combustíveis mais comumente usados na aviação civil. Possuem propriedades muito semelhantes, diferindo na temperatura de fusão que é de -40º C e -47º C, para o Jet A e Jet A1, respetivamente [13].

### 3.6 Propriedades de combustão

A substituição de combustíveis à base de querosene por metano acarreta algumas mudanças a nível de sistemas de propulsão, *layout* das aeronaves, manuseamento de combustível e infraestruturas [10].

A principal diferença dos combustíveis reside na quantidade de carbono, por molécula, que no caso dos combustíveis tradicionais é entre 8 e 16, enquanto no caso do metano é 1.

Por outro lado, enquanto o abastecimento e armazenamento de combustíveis à base de querosene pode ser feito às condições ambiente, o metano liquefeito tem de ser armazenado, à temperatura máxima de  $-162^{\circ}\text{C}$ , num tanque específico, que permita as condições de pressão e temperatura que garantam a liquefação do combustível. Além disso, é preciso garantir que o combustível está no estado gasoso aquando da sua injeção na câmara de combustão.

A diferença nas massas volúmicas é acentuada e, assim, o volume acrescido, necessário para o armazenamento de metano liquefeito, acarreta, também, alterações na configuração das aeronaves [10].

Ainda assim, os combustíveis são ambos hidrocarbonetos e apresentam densidades energéticas semelhantes. As propriedades de combustão dos combustíveis tradicionais e de metano liquefeito não são substancialmente diferentes. As características das chamas da combustão de um e de outro são muito semelhantes. Além disso, o metano é já um combustível frequentemente usado em turbinas a gás estacionárias, nomeadamente, para a produção de energia [10].

Na Tabela 3-2 são apresentadas as principais propriedades que permitem uma comparação entre ambos os combustíveis.

Tabela 3-2 Principais propriedades dos combustíveis: Jet A e Metano [10]

Propriedade	Jet A	Metano liquefeito
Densidade energética [MJ/L]	35	21
Massa volúmica [kg/L] à temperatura de fusão	0,8	0,4
Ponto de fusão [ $^{\circ}\text{C}$ ]	-40	-182
Temperatura de autoignição [ $^{\circ}\text{C}$ ]	229	595
Fórmula química	$\text{C}_{12}\text{H}_{23}$	$\text{CH}_4$
Massa molar [g/mol]	167,4	16,04

# Capítulo 4

## Combustão e Turbulência

### 4.1 Considerações sobre Combustão

No âmbito do desenvolvimento deste trabalho, compreender o papel da combustão é fundamental, na medida em que, através deste processo químico, ocorre libertação de energia, que deve ser tão maximizada quanto possível. No entanto, são obtidos produtos de reação que constituem poluentes nocivos, cujas emissões devem ser controladas e minimizadas [27].

A combustão é uma reação exotérmica, entre um combustível e um oxidante, sendo, contudo, um processo complexo que depende de vários fatores. Pode ocorrer de diferentes formas e pode, em certos casos, nem ser acompanhada de chama ou de luminescência [28].

A chama é caracterizada por uma zona estreita, na qual ocorre uma reação química que deflagra, muito rapidamente, através da mistura que ainda não foi consumida. Durante a propagação, nas zonas não queimadas, ocorrem variações de temperatura e de pressão, que aumentam significativamente, o que, em determinadas circunstâncias, pode acelerar o processo de oxidação, promovendo a combustão sem presença de chama, ocorrendo autoignição [29].

As chamas podem ser de dois tipos, chamas de pré-mistura e chamas de difusão [29]. Nas chamas de pré-mistura, o combustível e o oxidante são previamente misturados a nível molecular, e a combustão é, por norma, induzida por uma faísca. No caso das chamas de difusão, os reagentes não estão misturados e a reação química ocorre exatamente na sua interface, aquando da mistura de ambos [27].

No caso de uma câmara de combustão de um gerador a gás, é habitual que a chama possua uma localização fixa e que seja continuamente alimentada com mistura combustível [28].

### 4.1.1 Razão de Mistura

A razão de mistura é um dos parâmetros mais importantes para um sistema de combustão, sobretudo, porque afeta o seu próprio desempenho, eficiência e durabilidade. A razão de mistura representa a proporção entre o combustível e o ar no sistema e pode ser definida através da razão combustível-ar (*FAR*), expressa através da equação (4.1) [13].

$$FAR = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \quad (4.1)$$

Para avaliar se uma dada mistura é rica ou pobre, ou seja, se existe excesso de combustível ou de ar, respectivamente, recorre-se à razão de equivalência ( $\phi$ ), representada na equação 4.2 [13]. A estequiometria permite comparar a FAR em que, num dado ponto e num dado instante, o sistema de combustão está a operar, com a FAR de uma reação estequiométrica, ou seja, em que não existe nem excesso de combustível nem excesso de ar [13].

$$\phi = \frac{FAR_{oper.}}{FAR_{est.}} = \frac{\left(\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}\right)}{\left(\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}\right)_{est.}} \quad (4.2)$$

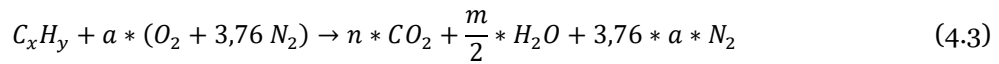
### 4.1.2 Estequiometria de Reação de Combustão

Numa reação química de combustão, o número total de átomos de cada elemento permanece constante ao longo do processo, porém, quer a mistura reativa quer a quantidade de produtos de reação variam no decorrer da oxidação [29].

Por norma, um dos reagentes é um hidrocarboneto e o oxidante mais comum é o ar, considerado uma mistura com uma concentração de cerca de 21% de O<sub>2</sub> e 79% de N<sub>2</sub>, o que equivale a cerca de 3,76 moles de N<sub>2</sub> por 1 mol de O<sub>2</sub> [29].

Uma reação de combustão em condições estequiométricas ocorre quando a quantidade de oxidante é exatamente a que é necessária para a queima da quantidade de combustível disponível.

A equação (4.3) [30] é a equação química que representa o processo de combustão de um hidrocarboneto genérico, representado por  $C_xH_y$ .



$$\text{Em que } a = n + \frac{m}{4}$$

### 4.1.3 Entalpia Absoluta, Entalpia de Formação, Entalpia de Combustão

O conceito de entalpia absoluta,  $h_i$ , pode ser estabelecido para todas as espécies químicas, e é definido como a soma da entalpia de formação,  $h_f$ , relacionada à energia das ligações químicas, com a variação da entalpia sensível,  $\Delta h_s$ , associada à temperatura. As equações (4.4) e (4.5), estão definidas por unidade molar e representam a entalpia absoluta e a variação de entalpia sensível, respetivamente [13]

$$\bar{h}_i(T) = \bar{h}_{f,i}^0(T_{ref}) + \Delta \bar{h}_{s,i} \quad (4.4)$$

$$\text{Em que } \Delta \bar{h}_{s,i} = \bar{h}_i(T) - \bar{h}_{f,i}^0(T_{ref}) \quad (4.5)$$

O estado de referência para a temperatura é de  $25^\circ\text{C}$ ,  $T_{ref} = 25^\circ = 298,15\text{K}$ , e para a pressão é de 1 atmosfera,  $P_{ref} = 1 \text{ atm} = 101,325 \text{ Pa}$  [13].

Quando reagentes e produtos de reação se encontram no mesmo estado de referência, a energia libertada ou absorvida, durante o decorrer da reação química, é denominada entalpia de reação,  $h_r$ , que no contexto de uma reação de combustão pode ser denominada entalpia de combustão [13].

Considerando a primeira lei da Termodinâmica, a quantidade de energia que foi libertada, no processo reativo, pode ser obtida através da diferença entre as entalpias absolutas dos produtos e dos reagentes. Assim, por definição, a entalpia de reação é dada pela equação (4.6) [13].

$$\Delta \bar{h}_r = \bar{h}_{prod} - \bar{h}_{reag} \quad (4.6)$$

#### 4.1.4 Poder Calorífico

O poder calorífico ( $PC$ ), ou calor de combustão, corresponde à energia libertada na forma de calor, quando um composto químico é na sua totalidade consumido, numa reação de combustão com oxigénio. O valor do poder calorífico é simétrico ao da entalpia de reação. Consideram-se dois tipos de poder calorífico: inferior e superior [13].

O poder calorífico superior (PCS) corresponde ao calor de combustão que é calculado assumindo que toda a água nos produtos de combustão está no estado líquido. Já o poder calorífico inferior (PCI) é calculado considerando que toda a água dos produtos de reação se encontra no estado gasoso [13].

#### 4.1.5 Temperatura Adiabática de Chama

A temperatura adiabática de chama é a maior temperatura que pode ser obtida para os produtos de combustão. É atingida quando não ocorrem perdas nem incrementos de energia, para o interior ou exterior do sistema de reação. Assim, havendo perdas através das paredes da câmara de combustão, ou transferências de calor para reagentes que não foram consumidos, por reação incompleta ou dissociação, a entalpia final dos produtos de combustão será inferior à correspondente à temperatura adiabática de chama [31].

A temperatura adiabática de chama é calculada através da equação (4.7) [31].

$$\Delta H_c = \int_{T_i}^{T_{ad}} PC \, dT \quad (4.7)$$

## 4.2 Emissões

### 4.2.1 Principais Poluentes

Nos motores de turbina a gás, as emissões de poluentes que mais atenção requerem são as de monóxido de carbono, CO, hidrocarbonetos não queimados (HNQ), dióxido de carbono, CO<sub>2</sub>, fumos e óxidos de azoto, NO<sub>x</sub>, uma vez que estes poluentes contribuem para o smog, para as chuvas ácidas e para o aquecimento global, constituindo um verdadeiro perigo para a saúde [28].

A formação de CO e de HNQ ocorre para misturas ricas, quando a combustão é incompleta, devido ao tempo de permanência do combustível, na câmara de combustão, ser insuficiente [28].

O CO é um composto altamente tóxico, produzido pela queima incompleta de vários combustíveis. Numa reação com uma mistura rica, são emitidas grandes quantidades de CO, dada a falta de O<sub>2</sub>, para a conversão em CO<sub>2</sub>. Caso a reação se dê para uma mistura estequiométrica, ou mesmo pobre, também são emitidas quantidades significativas de CO, derivado da dissociação de CO<sub>2</sub> [30].

Os HNQ incluem o combustível que não foi consumido e produtos resultantes da combustão, nomeadamente, hidrocarbonetos de menor peso molecular. Os HNQ estão, por norma, associados à atomização ineficiente, às proporções estequiométricas inadequadas, mas também podem ser uma consequência do processo de *film cooling* [30].

O CO<sub>2</sub> é um dos principais gases que contribuem para o efeito de estufa. Embora esteja naturalmente presente na atmosfera terrestre, as atividades antropogénicas têm contribuído para o desequilíbrio do ciclo do carbono. Se por um lado, tem aumentado o volume de emissões de CO<sub>2</sub>, por outro, tem sido observada a destruição de grandes áreas florestais, fundamentais para a remoção do CO<sub>2</sub> da atmosfera. A principal atividade humana que emite CO<sub>2</sub> é a queima de combustíveis fósseis [30].

A presença de fumos de escape deve-se à produção de partículas de fuligem, em regiões de mistura rica. Acontecem, sobretudo, nas regiões nas quais os produtos de reação estão em recirculação, ou seja, junto da zona primária de combustão. A análise da fuligem, encontrada nos gases de escape, evidencia que esta consiste maioritariamente em carbono, cerca de 95%, bem como de uma mistura de hidrogénio, oxigénio e outros elementos [32].

Dos NO<sub>x</sub> formados a maioria é NO, embora ocorra a sua oxidação para NO<sub>2</sub>; por norma, estes poluentes são agrupados e referidos como NO<sub>x</sub>, favorecendo o aumento de temperatura a sua formação. Num motor de turbina a gás, que consuma combustíveis à base de hidrocarbonetos, os NO<sub>x</sub> são formados através dos mecanismos: NO<sub>x</sub> térmico e NO<sub>x</sub> espontâneo [28].

Os NO<sub>x</sub> térmicos são formados através da oxidação do azoto atmosférico, nas regiões mais quentes da câmara de combustão e nos gases de escape. Por outro lado, os NO<sub>x</sub> espontâneos

são formados, em quantidades apreciáveis, em ambientes de combustão, excesso de combustível e tempos de residência curtos [28].

O volume de emissões de poluentes através de motores de turbina a gás depende da temperatura na qual decorrem as reações, as concentrações de cada elemento e o tempo de duração do processo, bem como das próprias características de operação de cada motor [32].

Assim, as concentrações de CO e de HCN são maiores em condições de baixa potência, diminuindo com o aumento da potência. Contrariamente, as concentrações de NO<sub>x</sub> e de fumos, que são praticamente desprezáveis, em condições de baixa potência, atingem os seus máximos, na condição de potência máxima.

Estas tendências estão ilustradas na Figura 4-1.

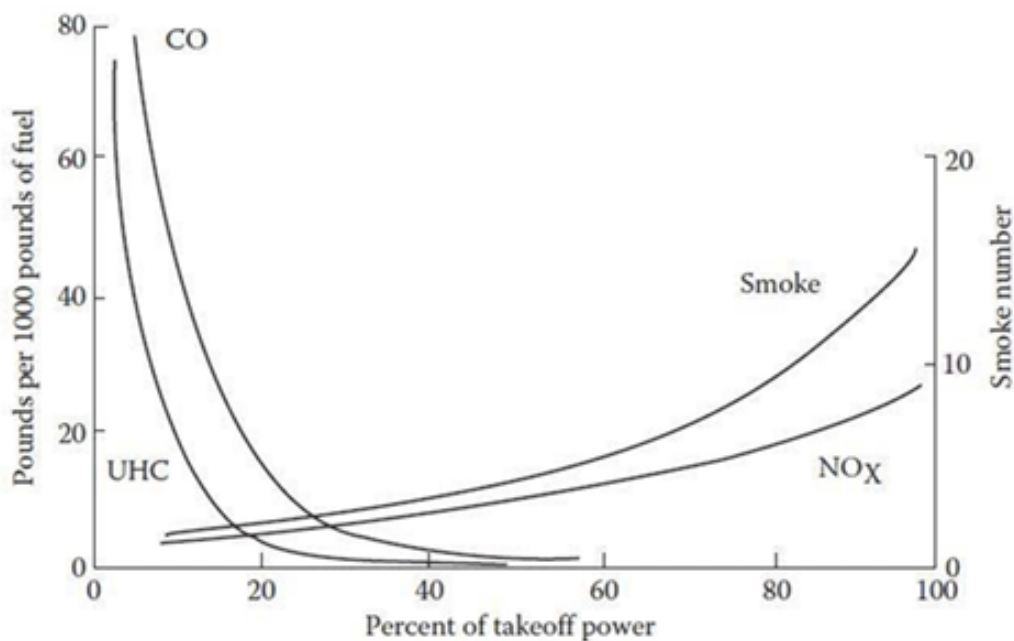


Figura 4-1 Tendências para a formação de poluentes em função da potência de operação [13]

#### 4.2.2 Ciclo LTO ICAO

O crescente tráfego aeroportuário tem acarretado um aumento de poluição nas imediações dos aeroportos. Por esse motivo, a *International Civil Aviation Organisation* (ICAO) [33] introduziu o ciclo *Landing and Take-Off* (LTO), como uma ferramenta de referência, para

limitar ou reduzir o impacto das emissões nas zonas afetadas. Este ciclo é dividido em 4 fases: descolagem, subida, aproximação e táxi/imobilização [33].

A fase descolagem é estabelecida para quando o motor opera à potência máxima, durante a descolagem, aprovada pela autoridade aeronáutica, em condições normais de operação, ao nível do mar, nas condições padronizadas pela atmosfera padrão e sem a injeção de água.

A fase subida corresponde à fase de operação definida pelo tempo durante o qual o motor é operado na configuração de subida até à altitude máxima de três mil pés. Já a fase aproximação corresponde ao período em que o motor se encontra a operar em configuração de tração média, desde a máxima altitude do ciclo LTO da ICAO até ao final da desaceleração, na pista de aterragem [33].

A fase táxi/imobilização compreende a fase que antecede a descolagem e sucede a aproximação, isto é, corresponde à fase em que o motor produz potência desde a sua ignição até ao início da corrida para a descolagem e a fase em que o motor produz potência, desde que a aeronave terminou a aterragem, até ao seu estacionamento [33].

A Tabela 4-1 mostra as configurações típicas de potência, para cada fase do ciclo LTO da ICAO, bem como os índices de emissão referência para as emissões de CO e NO<sub>x</sub>.

Tabela 4-1 Índice de emissões do ciclo LTO da ICAO do motor CFM56-3 [34]

Condição de Operação	Caudal de combustível (JET A) [kg/s]	Índice de Emissões [g/kg]	
		CO	NOX
<b>Descolagem (100%)</b>	0,946	0,9	17,7
<b>Subida (85%)</b>	0,792	0,95	15,5
<b>Aproximação (35%)</b>	0,29	3,8	8,3
<b>Taxi, estacionamento (7%)</b>	0,114	24,4	3,9

## 4.3 Escoamentos Turbulentos

A turbulência está presente nos mais variados domínios que envolvem fluidos, nomeadamente, no interior de uma câmara de combustão, com uma grande intensidade.

Peter Bradshaw [35], em “*An introduction to turbulence and its measurements*” estabelece que “a turbulência é o movimento tridimensional, ao longo do tempo, no qual o estiramento de vórtices provoca flutuações de velocidade, em todos os comprimentos de onda, entre um mínimo determinado pelas forças viscosas e um máximo determinado pelas condições de fronteira do escoamento”.

A turbulência não é característica do fluido, mas do escoamento. As principais características de um escoamento turbulento, considerado um meio contínuo, são a sua grande irregularidade, difusidade, elevados números de *Reynolds*, flutuações de velocidade tridimensionais e grande poder dissipativo [29].

O comportamento turbulento é profundamente dependente das condições iniciais e de fronteira, que variam para cada caso considerado, além de que as equações de movimento associadas são não lineares, tornando-se muito complexo estabelecer um modelo que permita prever o comportamento turbulento, em qualquer situação [29].

### 4.3.1 Métodos Numéricos de Simulação de Escoamentos Turbulentos

A DFC constitui uma ferramenta versátil que permite a análise e previsão de fenómenos numa vasta gama de escoamentos, nomeadamente, escoamentos turbulentos. Viabiliza o desenvolvimento de novos algoritmos, de forma mais célere e promovendo uma grande redução e economia dos recursos exigidos, face ao desenvolvimento experimental.

Dos vários softwares disponíveis para a realização da análise de DFC, foi selecionado para o desenvolvimento deste estudo o *Ansys Fluent*, na sua versão 2023 R1. O software proporciona diversas valências no âmbito da análise de fluidos, na modelação de escoamentos, na análise de transferência de calor e massa, em reações químicas, inclusive, de combustão, entre outras.

É dotado de uma interface intuitiva que padroniza o processo de desenvolvimento de malhas e de configuração prévia da simulação, facilitando e agilizando o processo de análise pretendido.

Em estudos anteriores, nomeadamente, de J. Oliveira [13] e R. Domingues [28], nos quais a análise elaborada foi feita recorrendo à mesma geometria da câmara de combustão, com objetivos de análise semelhantes ao do presente estudo, o software *Ansys Fluent* foi também utilizado.

Ainda assim, a DFC permite que sejam elaboradas análises e previsões acerca do comportamento turbulento em escoamentos, tendo este sido um dos principais focos da análise da análise de fluidos, nas últimas décadas [29]. As análises de turbulência são fundamentalmente desenvolvidas através de três aproximações distintas: *Direct Numeric Simulation* (DNS), *Large Eddy Simulation* (LES) e *Reynolds Average Navier-Stokes* (RANS).

Os modelos DNS são baseados nas equações de *Navier-Stokes*, consistindo na resolução numérica de todas as escalas, até à dissipação viscosa das menores escalas. Contudo, os recursos exigidos, nomeadamente, em termos de computação e tempo, constituem um forte impedimento para a sua aplicação, particularmente, no âmbito da investigação em engenharia.

Por outro lado, os modelos LES foram desenvolvidos com o intuito de permitir a resolução das grandes escalas, em escoamentos turbulentos, tendo como objetivo a resolução numérica em malhas menos refinadas. Nesta aproximação, as grandes escalas são diretamente calculadas, enquanto as mais pequenas são modeladas. Embora a exigência de recursos seja, efetivamente, uma menor exigência de recursos, comparativamente à DNS, ainda se verifica uma elevada exigência computacional, o que nem sempre viabiliza a aplicação de modelos LES, ao âmbito da investigação [29].

Os modelos RANS são uma abordagem que promove uma economia de recursos computacionais face aos modelos LES e DNS [29], [36]. Dessa categoria distinguem-se, desde logo, os modelos de viscosidade turbulenta, que abordam o problema em questão, através da resolução de um par de equações diferenciais. Nestes modelos, a viscosidade turbulenta é utilizada para calcular as tensões de *Reynolds* e são exemplos os modelos  $k - \varepsilon$ , e  $k - \omega$ , nas suas diversas formas [28].

Também inseridos neste grupo de modelos, foram desenvolvidos os modelos que recorrem às tensões de *Reynolds* (RSM), nos quais é resolvido cada um dos seus seis termos independentes, em conjunto com uma equação da taxa de dissipação. Trata-se de modelos mais complexos face aos modelos que recorrem à viscosidade turbulenta e permitem a

análise de efeitos para os quais os modelos que modelam a viscosidade turbulenta apresentam limitações [28].

Por não se enquadrar nos objetivos do presente estudo, as equações que descrevem os modelos de turbulência não são apresentadas. Não obstante, poderão ser consultadas no *Ansys Fluent User Guide* [37].

A Figura 4-2 apresenta uma representação gráfica da dimensão das escalas que são modeladas e resolvidas por cada modelo de simulação de escoamentos turbulentos.

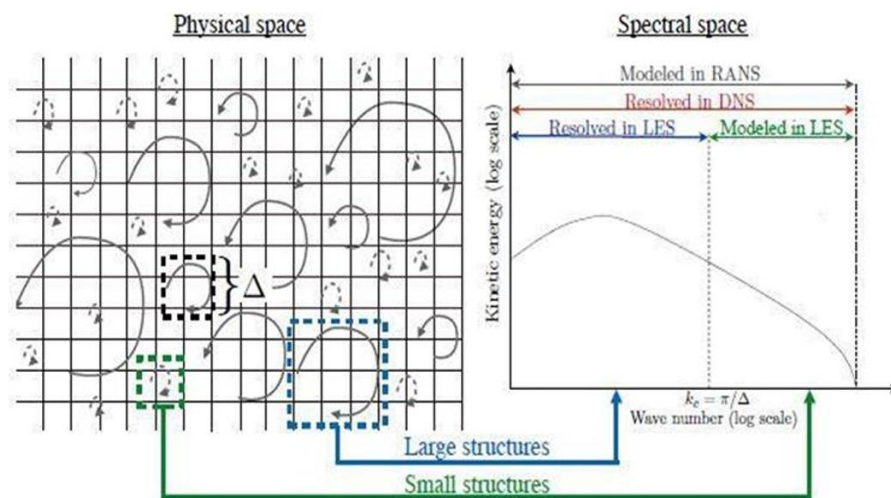


Figura 4-2 Comparação entre os modelos de simulação de escoamentos turbulentos DNS, LES e RANS [38]

A seleção do modelo de turbulência para a resolução de um dado escoamento turbulento deve atender, desde logo, às características do escoamento, bem como ao padrão que tem sido a prática comum para a resolução de um problema de uma determinada natureza. A vasta gama de modelos de turbulência disponíveis pode ser significativamente reduzida, quando é confrontado o esforço computacional requerido, por cada modelo, com os recursos computacionais disponíveis, para a realização do trabalho, bem como o tempo disponível para a realização da simulação. A escolha do modelo deve, também, considerar as próprias características e limitações de cada modelo [28].

J. Oliveira [13] selecionou, para a simulação, executada no âmbito da dissertação de mestrado, o modelo de turbulência RSM, justificando que este, apesar de requerer um maior esforço computacional, é o modelo que oferece mais vantagens em escoamentos com rotação tridimensional, como no caso da câmara de combustão em análise, além de ter providenciado melhores resultados comparativamente a outros, tal como o modelo  $k - \epsilon$ .

H. Hansraj [39] desenvolveu uma análise de DFC de modelos de turbulência durante a combustão no motor CFM56-3, cuja finalidade foi identificar os modelos que se adequavam para a análise do escoamento turbulento durante a combustão, simulando a queima de Jet-A. Os dados obtidos nas simulações foram validados pelos valores experimentalmente medidos pela ICAO [34] e apresentados na base de dados das emissões do motor CFM56-3, durante a combustão. Com o desenvolvimento do estudo, foi concluído que o modelo RSM pode ser considerado na análise do escoamento turbulento, obtendo-se bons resultados.

R. Domingues [28], no âmbito da sua dissertação de mestrado, apresentou uma perspectiva do uso de hidrogénio, no setor aeronáutico. Para o efeito, simulou, através de DFC, a queima deste combustível, no motor CFM56-3. Para o efeito, recorreu ao modelo RSM, o qual é mais eficiente do que outros modelos RANS, para fornecer previsões quantitativas de velocidade, temperatura e distribuição de espécies.

Assim, procurando selecionar o modelo mais indicado ao escoamento, em análise, atendendo ao que tem sido feito, em trabalhos anteriores, com o mesmo modelo de câmara de combustão e atendendo aos recursos necessários e disponíveis, o modelo RSM foi selecionado para o desenvolvimento do presente trabalho.

# Capítulo 5

## Metodologia e Simulação

Para a consecução do objetivo principal deste estudo, ou seja, simular a combustão de biometano e interpretar os resultados a nível dos poluentes, foi necessário estabelecer a metodologia desde a construção da malha numérica até à obtenção dos resultados. Conforme apresentado na secção 3.4.1, o biometano será simulado como sendo metano puro. Para a construção da malha e execução da simulação recorreu-se a um computador com 96 GB de RAM.

### 5.1 Modelo Geométrico

O modelo geométrico utilizado para a construção da malha foi cedido por R. Domingues [28]. Este modelo foi, inicialmente, obtido por J. Oliveira [13], no âmbito da sua dissertação de mestrado, através de um procedimento de engenharia inversa. Considerando a dificuldade na obtenção dos desenhos técnicos, a geometria foi obtida através de um processo de *scan* em 3D, levado a cabo nas instalações da TAP Air Portugal. Posteriormente, R. Domingues [28] corrigiu e aprimorou o modelo, nomeadamente, a nível dos injetores de combustível, promovendo a melhoria dos resultados obtidos.

Uma vez que existe simetria no modelo e de modo a promover uma poupança nos recursos computacionais requeridos e no tempo de simulação, foi utilizado apenas um quarto da geometria da câmara de combustão. A geometria CAD e a sua descrição estão apresentadas no Anexo B, Figura B-1 e Tabela B-1, respetivamente.

### 5.2 Malha Numérica

Para a construção da malha numérica foi selecionado o programa *Ansys Fluent Meshing*. Este programa possui várias valências, como uma interface intuitiva, que permite uma familiarização fácil com o programa. Além disso, o processo de *meshing* é padronizado através de *workflows*, os quais compreendem uma série de funções que permite a realização de todo o processo, desde a importação da geometria até à produção da malha volumétrica final. Além disso, é possível a exportação da malha, diretamente, para o *software* através do qual será executada a simulação.

O refinamento da malha é um dos aspetos mais relevantes para garantir que são atingidos os resultados corretos [13]. A construção da malha consiste em realizar e providenciar uma distribuição de pontos, nos quais será calculada a solução.

Se por um lado malhas mais refinadas, ou seja, com uma distribuição de pontos maior, permitem que se resolvam com mais precisão certas características do escoamento, também acarretam maior esforço e mais tempo para a simulação. Deve, por isso, ser executada uma análise para avaliar o refinamento da malha, face aos recursos exigidos e resultados obtidos [13].

### 5.2.1 Teste de Independência da Malha

Foi realizado um teste de independência da malha, começando com uma malha mais grosseira para avaliação dos resultados obtidos.

Ao todo, foram construídas três malhas com diferentes níveis de refinamento. A primeira malha a ser construída, com um menor nível de refinamento, é constituída por 12.001.097 células e 40.929.962 nós. Já a malha de refinamento intermédio é constituída por 15.925.114 células e 47.938.238 nós. Finalmente, a malha com maior nível de refinamento é constituída por 17.181.421 células e 52.688.272 nós.

Foram comparados os valores obtidos para a temperatura média de saída, para a temperatura no volume de fluido e para a magnitude da velocidade no interior do volume de fluido, apresentados na Tabela 5-11. Entre os resultados obtidos foi calculado o erro relativo (ER) associado, através da equação (4.7).

Tabela 5-1 Valores para o teste de independência da malha

Malha	Temperatura estática média na saída [K]	Erro Relativo [%]	Temperatura estática média do volume de fluido [K]	Erro Relativo [%]	Velocidade média do volume de fluido [m/s]	Erro Relativo [%]
Malha grosseira	1643	0,34	1607,3	0,044	64,1	2,73
Malha Intermédia	1648,7		1608		62,4	
Malha refinada	1651	0,13	1610	0,124	61,8	0,93

$$ER [\%] = \frac{|valor\ da\ malha\ menos\ refinada - valor\ da\ malha\ mais\ refinada|}{valor\ da\ malha\ mais\ refinada} \times 100 \quad (4.7)$$

Os resultados obtidos para a malha intermédia, face aos valores estabelecidos por P. Ribeiro [15] e pelo ER, entre as malhas intermédia e de maior e menor refinamento, permitiram validar que a malha intermédia será a melhor malha a adotar para as simulações.

### 5.2.2 Construção da Malha

Para a construção da malha, foi tido em conta o procedimento adotado e as recomendações apresentadas por R. Domingues [28], bem como as considerações do *Ansys Fluent* [40], para geometrias de câmaras de combustão.

Após selecionar o *fault tolerant workflow*, por ser o mais adequado às complexas características da geometria, o *software* apresenta uma série de tarefas que padroniza o processo de configuração de parâmetros para a construção da malha, culminando com a produção da malha volumétrica.

Em primeiro lugar, procedeu-se à importação da geometria. Esta estava convertida no formato *.stl*, com cada componente devidamente separado no respetivo ficheiro, pelo que o processo de importação não exigiu qualquer adaptação. Após selecionar a opção *Load*, escolhe-se *Create Meshing Objects*, certificando-se de que está ativada a opção *one zone per object*.

Na segunda etapa do processo, é selecionado *internal flow through the object*, deixando todas as restantes opções selecionadas com *No*, à exceção da opção *Identify Regions*, que foi selecionada com *Yes*, para possibilitar o estabelecimento da região em que será construída a malha.

A etapa seguinte, permite que seja definida a região de fluido, na qual será construída a malha, pelo que é necessário selecionar um ponto material, no interior da geometria da câmara de combustão, isto é, no volume de fluido. Foi selecionada a opção *Centroid of Objects* como método de definição da posição, e, de seguida, foram selecionados dois objetos correspondentes ao injetor de mistura rica e ao plano da saída da câmara de combustão. Foi assim garantido que o ponto material será colocado dentro dos limites do domínio da câmara de combustão. Na tarefa *Update Region Settings*, para a região de fluido já criada, foram selecionadas as opções *fluid*, *wrap* e *poly-hexcore* para os parâmetros *Type*, *Extraction Method* e *Volume Fill*, respetivamente.

Seguidamente, na secção correspondente à tarefa *Choose Mesh Control Option* é possível definir os níveis de refinamento para determinadas superfícies e elementos da geometria importada. Conforme o que for requerido para a análise pretendida, pode ser criado um maior refinamento, apenas para determinadas zonas da geometria. Para esse efeito, é seleccionada a opção *Add Local Sizing*, tendo sido seleccionados os métodos de refinamento *curvature* e *proximity*, na secção *size factor*. Os valores utilizados para o refinamento são apresentados no Anexo C na Tabela C-1 e na Tabela C-2. Estes valores foram obtidos, através de uma aproximação de tentativa-erro, até que todos os componentes da geometria estivessem devidamente representados.

Para os objetos refinados através do método de refinamento *curvature*, o valor de *Growth Rate* foi definido como 1.2, o valor do *curvature normal angle* foi definido como 18° e o parâmetro *scope* foi definido como *faces-and-edges*. No refinamento, através do método *proximity*, foi usado um *Growth Rate* de 1.2, foi ajustado o número de *cells per gap* para 3 e foi definido o parâmetro *scope* como *faces-and-edges*.

A etapa seguinte corresponde à criação da malha de superfície. Assim, na tarefa *Generate the Surface Mesh*, o valor de *skewness* máximo foi estabelecida em 0.7, sendo que as restantes opções foram inalteradas.

Prosseguindo com o *workflow*, na tarefa *Add Boundary Layers*, o número de camadas deve ser 3, pois promove a obtenção de melhores resultados [28]. As opções *aspect-ratio* e *only-walls* foram seleccionadas para os parâmetros de *Offset Method Type* e *Grow on*, definidos como 10 e 1.2, respetivamente.

A última etapa do *workflow* corresponde à construção da malha volumétrica e, para o efeito, foi definido para *Max Cell Length* o valor de 4,5mm.

A malha volumétrica final é apresentada, através de um plano de corte, na Figura D-1, Anexo D. Também uma vista ampliada da malha na zona do injetor é apresentada, na Figura D-2, Anexo D.

### 5.2.3 Qualidade da Malha

A garantia da boa qualidade da malha possui um papel de extrema relevância no que concerne à qualidade dos resultados e à estabilidade de cálculo, uma vez que uma boa malha promove a convergência dos resultados, além de permitir a descrição pertinente dos fenômenos físicos decorrentes do processo em simulação.

Para avaliar a qualidade das células da malha, é analisada a sua qualidade ortogonal, calculada pela *skewness*, isto é, a distorção da célula, que é tanto melhor conforme o seu valor se aproxima de 1.

Para a malha obtida, o valor médio para a qualidade ortogonal das células foi 0.930, o que, apesar de ter sido registado para a célula com menos qualidade o valor de 0.076, sustenta que a malha obtida tem boa qualidade. O resultado da análise para a qualidade ortogonal das células da malha é apresentado na Figura 5-11.



Figura 5-1 Resultados da análise da malha relativamente à qualidade ortogonal da malha

A razão de aspeto é outro parâmetro importante para a análise da qualidade das células, relacionando-se com o seu alongamento. As malhas para simulações, com câmaras de combustão, no *Ansys Fluent Solver*, não devem apresentar uma razão de aspeto com valor superior a 100 [28].

A malha construída tem o valor máximo de razão de aspeto 84.270 e o valor médio de razão de aspeto 2.071, valores abaixo do recomendado. O resultado da análise para a razão de aspeto das células da malha é apresentado na Figura 5-2.



Figura 5-2 Resultados da análise da malha relativamente à razão de aspeto

Finalmente, foi realizado um *mesh check* para averiguar a existência de algum erro. Uma vez que não foi detetada nenhuma inconformidade, selecionou-se a opção *Switch to Solution* e, deste modo, a malha foi encaminhada para o *Solver* do *Ansys Fluent* para dar início ao processo configuração da simulação.

### 5.3 Configuração da Simulação

O *software* selecionado para a simulação pretendida foi o *Ansys Fluent Solver 2023 R2*. Uma vez que a inicialização do programa foi feita através do *software meshing*, foram mantidas as opções *3D* em *Dimension* e *Double Precision*.

Uma vez que a malha foi diretamente importada do *software Ansys Fluent Meshing* e já tinha sido avaliada nos parâmetros, previamente apresentados, procedeu-se à seleção dos vários modelos para a execução da simulação, a seguir apresentados:

1. Modelo de Energia: tem de ser ativado, uma vez que está relacionado com os processos de libertação e absorção de energia, envolvidos na mudança da temperatura, que decorrem no processo de combustão;
2. Modelo Viscoso: o modelo selecionado foi o modelo RSM, mantendo-se todos os parâmetros por definição;
3. Modelo de Radiação: foi selecionado o modelo P1, uma vez que pode ser aplicado a casos de simulação de combustão, providenciando bons resultados, sem grande solicitação de recursos computacionais;
4. Modelo de Espécies: o modelo é ativado para que o *software* possa modelar a mistura, o transporte e a própria reação de combustão de espécies químicas;

Para a ativação do modelo de espécies, em particular, foi escolhido o modelo *Non-premixed Combustion*, que permite representar a reação de combustão em estudo. Selecionou-se também a opção *Inlet diffusion*, que permite o transporte difusivo da mistura, através das entradas de caudal.

No separador *Chemistry*, foi escolhido *Chemical Equilibrium*, na opção *State Relation*, e em *Energy Treatment* selecionou-se *Non Adiabatic*, para assegurar que as transferências de calor, resultantes das reações químicas, são consideradas.

Em *model settings*, foi introduzida a pressão de operação mediante a condição de potência operativa considerada, de acordo com a Tabela 5-22. Para o parâmetro *Fuel Stream Flammability Limit*, optou-se pelo valor 1, uma vez que, segundo o *Ansys User Guide [41]*, é executado um cálculo para um maior espectro de razões de mistura. Para o efeito, foram usadas as bases de dados incluídas no *Ansys Fluent*, para ambos os combustíveis.

No separador *Boundary*, são especificadas as espécies de combustível e oxidante. O oxidante é ar, com uma fração molar de 0.7899 de N<sub>2</sub> e 0.2101 de O<sub>2</sub>. O combustível, dependendo da simulação em execução, será CH<sub>4</sub> ou Jet A, definindo-se as suas frações molares com 1. Os valores de pressão e temperatura do ar e do combustível foram definidos, dependendo da configuração de potência em análise, conforme é apresentado na Tabela 5-22.

Tabela 5-2 Parâmetros para a configuração da simulação

<b>Parâmetro</b>	<b>100</b>	<b>85</b>	<b>30</b>	<b>7</b>
<b>Pressão de admissão (Oxidante) [Pa]</b>	2343346	2022587	846468,6	354637,5
<b>Varição teórica de pressão [Pa]</b>	117167,3	101129,3	42323,4	17731,8
<b>Pressão de saída (Oxidante) [Pa]</b>	2226179	1921457	804145,2	336905,6
<b>Temperatura do oxidante [K]</b>	743,9	696,5	522,6	450
<b>Pressão do combustível [Pa]</b>	4452357	3842914	1608290	673811,3
<b>Temperatura do combustível [K]</b>	298,15	298,15	298,15	298,15

No separador *Table*, foi ativada a opção *Automated Grid Refinement* e foi calculada a *Probability Density Function*.

5. Modelo NO<sub>x</sub>: este modelo foi ativado, numa fase de *post processing* para que fossem estimadas as emissões de NO<sub>x</sub>.

Foram selecionados os mecanismos de formação *Thermal* NO<sub>x</sub> e *Prompt* NO<sub>x</sub>, uma vez que são os mecanismos de formação com maior relevância [28]. Na configuração do modelo NO<sub>x</sub>, a espécie de combustível tem de ser Jet A ou CH<sub>4</sub>.

No separador *Thermal*, selecionou-se *equilibrium* e *partial-equilibrium*, para os modelos [O] e [OH]. No caso do separador *Prompt*, os valores para *Fuel Carbon Number* e *Equivalence Ratio*, foram definidos de acordo com a Tabela 5-3, conforme o combustível e a configuração de potência em análise.

Tabela 5-3 Parâmetros para a configuração do modelo NO<sub>x</sub>

Parâmetro	100	85	30	7
Jet A: Stoichiometric A/F	14,7	14,7	14,7	14,7
Jet A: Fuel carbon number	12	12	12	12
Jet A: Overall equivalence ratio	0,39	0,36	0,25	0,21
Metano: Stoichiometric A/F	17,2	17,2	17,2	17,2
Metano: Carbon Number	1	1	1	1
Metano: Overall equivalence ratio	0,33	0,30	0,21	0,17

No separador *Turbulent Interaction Mode*, foram selecionadas para *PDF mode*, *PDF type*, *PDF points*, *Temperature Variance* e *Tmax Options*, as opções *temperature*, *beta*, *30*, *algebraic* e *global tmax*, de acordo com o que é indicado pelo *Ansys user guide* [41].

### 5.3.1 Condições de Fronteira

Um dos requisitos para que a simulação seja corretamente executada é estabelecer as condições de fronteira nas várias entradas e saída da câmara de combustão. As condições de fronteira desempenham um papel fundamental na convergência da solução e na exatidão dos resultados obtidos.

Os valores das condições de fronteira usados, no presente estudo, foram retirados da dissertação de R. Domingues [28], que, no âmbito da sua dissertação de mestrado, desenvolveu uma estratégia para apuramento dos valores corretos dos caudais de entrada de ar e de combustível, proporcionando uma melhoria dos resultados obtidos. Os valores

para o caudal de metano foram calculados através da equação (4.8) e, posteriormente, confirmados pelo valor da temperatura à saída da câmara de combustão.

$$\dot{m}_{Combustivel} = \frac{P [kW]}{Densidade\ Energética [MJ/kg]} \quad (4.8)$$

Os valores utilizados na configuração das entradas são apresentados na Tabela E-1, Anexo E.

As fronteiras foram identificadas como *mass-flow inlet*, *wall*, *symmetry* ou *pressure outlet*, conforme é apresentado na Tabela B-1, Anexo B.

As fronteiras *mass-flow inlet* correspondem às fronteiras pelas quais é admitido ar ou combustível. No separador *Momentum*, o caudal deve ser configurado de acordo com a Tabela E-1 e a *Direction Specific Method* deve ser definida como *Normal to Boundary*, para todas as *mass-flow inlet*, à exceção dos *swirlers*, que devem ser definidos com *Direction Vector* e *Local Cylindrical*, para que seja simulado o efeito de *swirl*.

Os valores para definição das origens e direções dos vetores são apresentados na Tabela E-2 e na Tabela E-3 são apresentadas as componentes para definir os vetores, nas entradas dos *swirlers* [28].

Os valores dos parâmetros relativos à turbulência não foram alterados. A pressão nas entradas deve ser definida como o valor da variação de pressão no interior da câmara, uma vez que a pressão de operação foi definida como sendo a pressão à saída da câmara. Assim, é possível considerar a perda de pressão ao longo da câmara. No separador *Thermal*, o valor de *Total Temperature* deve ser definido conforme a Tabela 5-2, para cada tipo de *inlet*.

No separador *Species*, é definido o valor de *mixture fraction*: 0 ou 1, tratando-se de ar ou combustível, respetivamente.

Relativamente às restantes fronteiras: *Wall*, *symmetry* e *pressure-outlet*, todos os valores foram inalterados.

### **5.3.2 Métodos de Solução**

No presente estudo, o esquema selecionado em *Solution Methods*, para *Velocity Coupling* e *Spatial Discretization*, foi utilizado por R. Domingues [28] e recomendado no *Ansys Fluent User Guide* [41].

Foi escolhido o esquema *Coupled* para *Pressure-Velocity Coupling*, atendendo à complexidade da simulação e por promover a convergência da solução, apesar de requerer mais tempo e maior esforço de computação. Utilizou-se o método *Least Square Cell Based*, por ser um método com maior precisão, nomeadamente, para malhas irregulares. O esquema de *pressure discretization* adotado foi o *Presto!*, recomendado para escoamentos com efeitos de *swirl* de grande magnitude. Os restantes parâmetros foram selecionados no esquema *Second Order Upwind*.

### **5.3.3 Parâmetros de Solução**

Os parâmetros de solução permitem controlar a convergência dos resultados do problema. Dada a complexidade da simulação executada, foi necessário determinar os valores que não provocassem uma divergência na solução. A determinação destes, porém, resultou de uma abordagem de tentativa-erro, a partir dos valores definidos, por defeito, que foram sucessivamente sendo reduzidos. Os valores finais usados, para todas as simulações, são apresentados na Tabela 5-7.

Tabela 5-4 Valores utilizados nos parâmetros da solução

<b>Parâmetro</b>	<b>Valor</b>
<b>Flow courant number</b>	2
<b>Explicit relaxation factos</b>	
<b>Momentum</b>	0,25
<b>Pressure</b>	0,5
<b>Under-relaxation factos</b>	
<b>Density</b>	0,3
<b>Body forces</b>	0,5
<b>Turbulent kinetic energy</b>	0,3
<b>Turbulent dissipation rate</b>	0,3
<b>Turbulent viscosity</b>	0,3
<b>Reynolds Stresses</b>	0,2
<b>Pollutant no</b>	0,75
<b>Temperature variance</b>	0,8
<b>Energy</b>	0,35
<b>Temperature</b>	0,35
<b>P1</b>	0,3
<b>Mean mixture fraction</b>	0,35
<b>Mixture fraction variance</b>	0,35

Para assegurar uma execução correta da simulação e que sejam alcançados os resultados pretendidos, é necessário conferir a evolução dos resíduos.

Foi considerado o critério de convergência para os resíduos, quando se verificassem valores abaixo de  $10^{-3}$ . O mesmo critério foi estabelecido para valores abaixo de  $10^{-6}$ , no caso da equação de P1 e da equação da energia.

É, no entanto, importante que seja feita a monitorização dos valores da pressão absoluta, da temperatura total e da magnitude de velocidade, no interior da região de fluido, tal como a análise da temperatura e da fração mássica dos poluentes, no plano de saída. Para o efeito, foi configurada uma série de gráficos para permitir a evolução das variáveis em análise e concluir sobre a convergência da solução, pela inexistência de flutuações significativas.

# Capítulo 6

## Resultados

No presente capítulo, são apresentados os resultados da combustão de Jet A e biometano. Foram executadas oito simulações, seguidas de *post-processing*, para realizar o cálculo das emissões de  $\text{NO}_x$ .

### 6.1 Análise de Convergência

É necessário averiguar se a solução convergiu, na medida em que é um indicador da estabilidade dos resultados obtidos, ou seja, embora não permita avaliar a exatidão dos resultados de cada iteração, permite analisar a existência de flutuações nos valores das variáveis em análise. Conforme foi apresentado na secção 5.3.3, foi considerado o critério de convergência para os resíduos, quando se verificassem valores abaixo de  $10^{-3}$ . O mesmo critério foi estabelecido para valores abaixo de  $10^{-6}$ , no caso da equação de P1 e da equação da energia. Na Figura 6-1, é apresentada a evolução dos resíduos da solução.

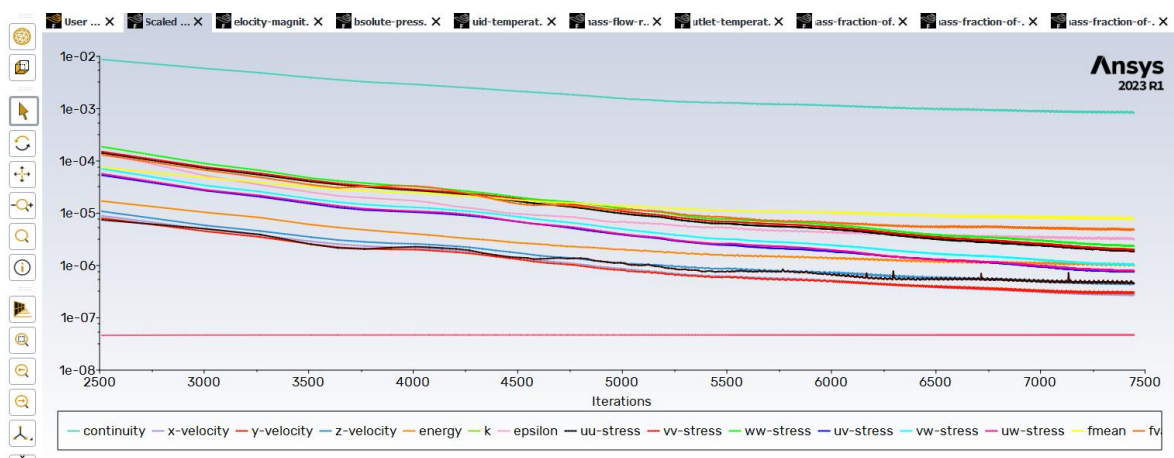


Figura 6-1 Evolução dos resíduos da solução

De forma complementar, foi avaliado o balanço entre os caudais de entrada e de saída da câmara de combustão, verificando-se uma diferença inferior a 0,5%, ou seja, uma diferença praticamente insignificante. Face ao apresentado, a solução foi dada como convergida.

## 6.2 Influência da Mudança de Combustível

A análise da influência da alteração dos combustíveis será realizada, numa primeira etapa, considerando os resultados da simulação obtidos para as distribuições de temperatura, ao longo da câmara de combustão. Esta análise tem em vista as configurações de potência de 100% e 7%, os casos extremos do ciclo LTO da ICAO [33]. A Figura 6-2 apresenta os resultados para a configuração de potência de 100% e a Figura 6-3 apresenta os resultados para a configuração de potência de 7%.

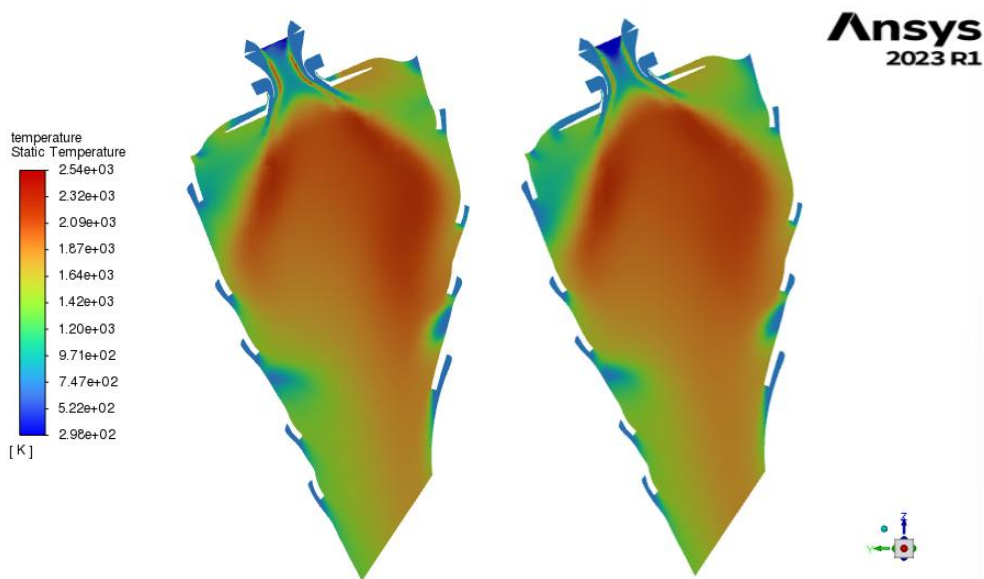


Figura 6-2 Contornos de temperatura resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita) na condição de potência 100%

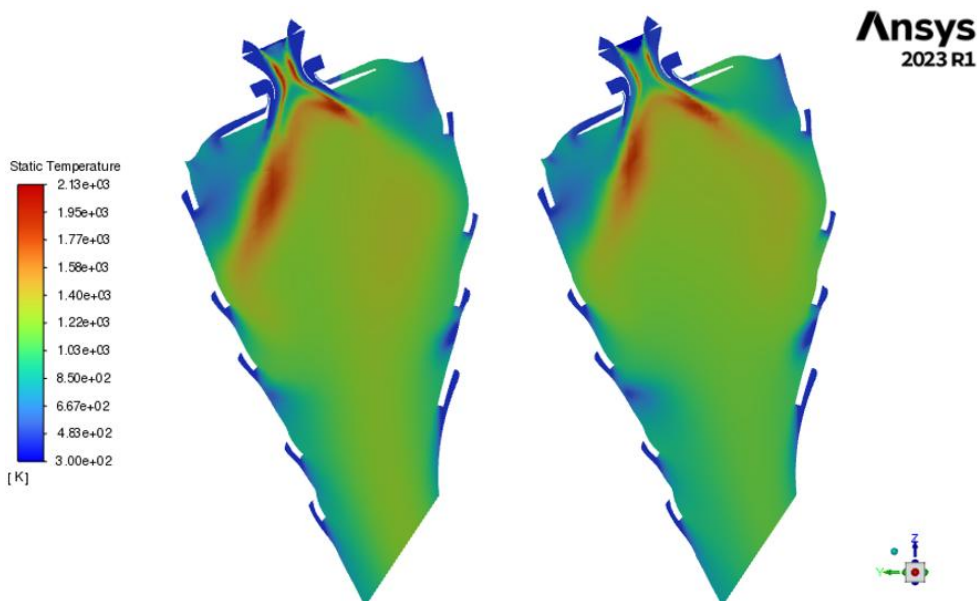


Figura 6-3 Contornos de temperatura resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita) na condição de potência 7%

A análise dos resultados para ambas as condições de potência, evidencia que as temperaturas no interior da câmara de combustão são mais baixas para condições de potência mais reduzidas, como seria expectável.

Além disso, para ambas as configurações de potência, na zona primária observa-se um perfil de temperaturas mais elevadas. É notório, também, o efeito causado pelo ar introduzido para arrefecimento das paredes da câmara de combustão, através dos orifícios de diluição.

Pela interpretação dos resultados apresentados, pode constatar-se que para ambas as configurações de potência, 100% e 7%, o resultado para a distribuição de temperatura estática, ao longo da câmara de combustão, é muito semelhante para a combustão de Jet A e de biometano.

Portanto, é possível observar, nos resultados da simulação, que o biometano é um candidato a substituir eficazmente, do ponto de vista térmico, o combustível tradicional.

É ainda relevante analisar a magnitude da velocidade do escoamento, no interior da câmara de combustão. A Figura 6-4 apresenta os vetores da magnitude de velocidade para a configuração de potência de 100%

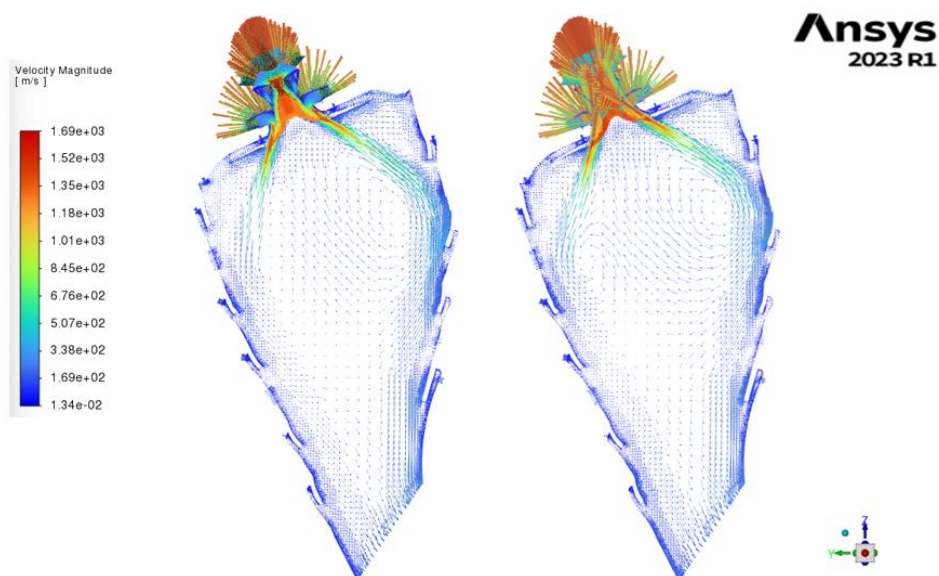


Figura 6-4 Magnitudes de velocidade para o escoamento no interior da câmara de combustão resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita) na condição de potência 100%

A análise da velocidade do escoamento, no interior da câmara de combustão, permite observar que são evidentes os vários escoamentos e recirculações desejáveis na operação da câmara de combustão, sem que sejam necessárias quaisquer alterações à geometria desta. Logo, também nesta vertente, o biometano surge como um potencial candidato a substituir o Jet A.

### 6.3 Temperatura de Saída da Câmara de Combustão

A temperatura à saída da câmara de combustão foi o parâmetro usado para determinar a exatidão dos resultados obtidos nas simulações, mas também para garantir que a combustão decorria corretamente.

Na Tabela 6-1, são apresentados os valores obtidos nas simulações executadas para ambos os combustíveis e para as várias condições de potência.

Tabela 6-1 *Temperaturas na saída da câmara de combustão obtidas em diferentes potências de operação*

	<b>7%</b>	<b>35%</b>	<b>85%</b>	<b>100%</b>
<b>Jet A</b>	1006	1176	1552	1649
<b>Biometano</b>	1004	1170	1547	1647

Considerou-se, para comparação com os resultados obtidos, o valor de temperatura à saída da câmara de combustão 1649,94K, na condição de potência máxima para Jet A, obtido por P. Ribeiro [15]. Então, é possível concluir que o valor obtido na simulação executada apresenta uma diferença não apreciável e, por esse motivo, que a simulação foi bem-sucedida.

Embora exista similaridade nos resultados obtidos para as temperaturas à saída da câmara de combustão, é de salientar que os caudais de ambos os combustíveis, para a mesma condição de potência, eram diferentes, conforme referido na secção 6.3.1.

### 6.4 Análise de Emissões

A análise pretendida, no presente estudo, incide, também, nas emissões de poluentes, nomeadamente, de NO<sub>x</sub>, CO e de CO<sub>2</sub>.

Conforme foi apresentado anteriormente, as emissões de NO<sub>x</sub> e de CO são as que requerem maior atenção. Contudo, atendendo à atual urgência climática e no que diz respeito aos efeitos nocivos das emissões de CO<sub>2</sub>, também estas serão analisadas.

Durante a simulação, foi calculada a fração mássica de cada poluente, calculada na saída da câmara de combustão. Para viabilizar a comparação entre os resultados obtidos na simulação com os dados tabelados, pela ICAO [34], é necessário que estes sejam convertidos em índices de emissão (IE), obtidos a partir da fração mássica de cada poluente, do caudal de ar e do caudal de combustível, tal como é apresentado na equação (6.1).

$$\begin{aligned}
 \text{IE [g/kg de combustível]} &= \frac{\text{caudal mássico de poluente} \left[ \frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]}{\dot{m}_{\text{combustível}}} \times 1000 = \\
 &= \frac{\text{fração mássica de poluente} \times (\dot{m}_{\text{ar}} + \dot{m}_{\text{combustível}})}{\dot{m}_{\text{combustível}}} \times 1000
 \end{aligned}
 \tag{6.1}$$

### 6.4.1 Emissões de NO<sub>x</sub>

Os NO<sub>x</sub> são um dos principais poluentes e mais nefastos, resultantes da operação de câmaras de combustão.

Os resultados obtidos na simulação da combustão de Jet A e biometano, para a condição de potência de 100%, são apresentados, na Figura 6-5.

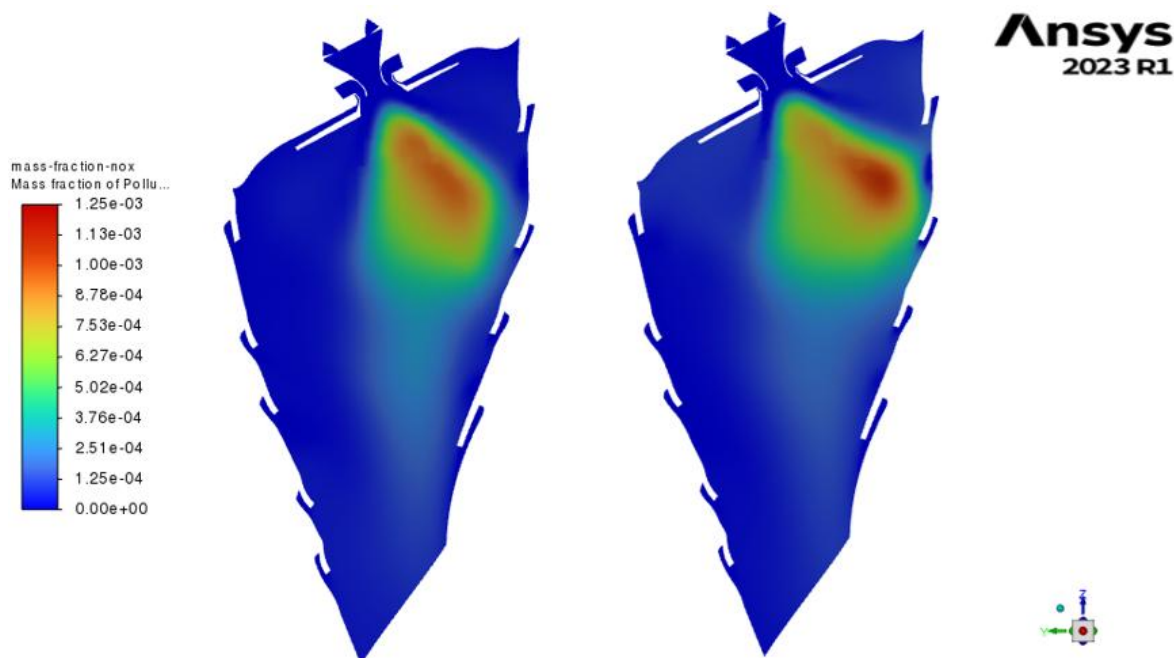


Figura 6-5 Emissões de NO<sub>x</sub> resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita)

Na Figura 6-6, é apresentada a tendência verificada na evolução das emissões de NO<sub>x</sub> para as várias condições de potência do ciclo LTO.

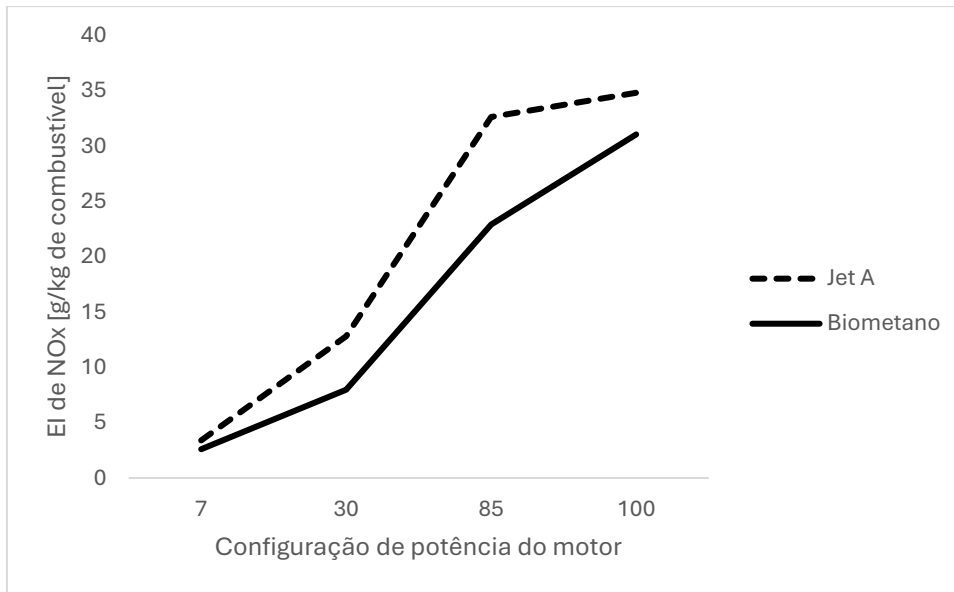


Figura 6-6 Emissões de NO<sub>x</sub> ao longo do ciclo LTO

Pela análise dos resultados, é, desde logo, possível verificar que existe uma tendência de aumento de emissões de NO<sub>x</sub>, para condições de potência de motor mais elevadas. Isto é devido ao aumento de temperatura no interior da câmara de combustão, que potencia a formação de NO<sub>x</sub>.

Comparando os valores obtidos com os que são apresentados na Tabela 4-1, constata-se que para a condição de potência de 7%, ambos os combustíveis apresentam valores de emissões inferiores aos tabelados pela ICAO [34]; na condição de potência de 35%, apenas o biometano apresenta emissões inferiores às que são tabeladas; para as restantes condições de potência ambos os combustíveis apresentam emissões superiores às tabeladas.

Apesar da disparidade entre os valores obtidos e os tabelados, nomeadamente, pelas limitações inerentes à simulação numérica no modelo de previsão de formação de NO<sub>x</sub>, é relevante destacar que a tendência observada corresponde ao que era expectável.

No entanto, deve ser considerado o menor volume de emissões, verificado com a introdução do biometano como combustível.

#### 6.4.2 Emissões de CO

Os resultados de emissões de CO, obtidos na simulação da combustão de Jet A e biometano, para a condição de potência de 100%, são apresentados na Figura 6-7.

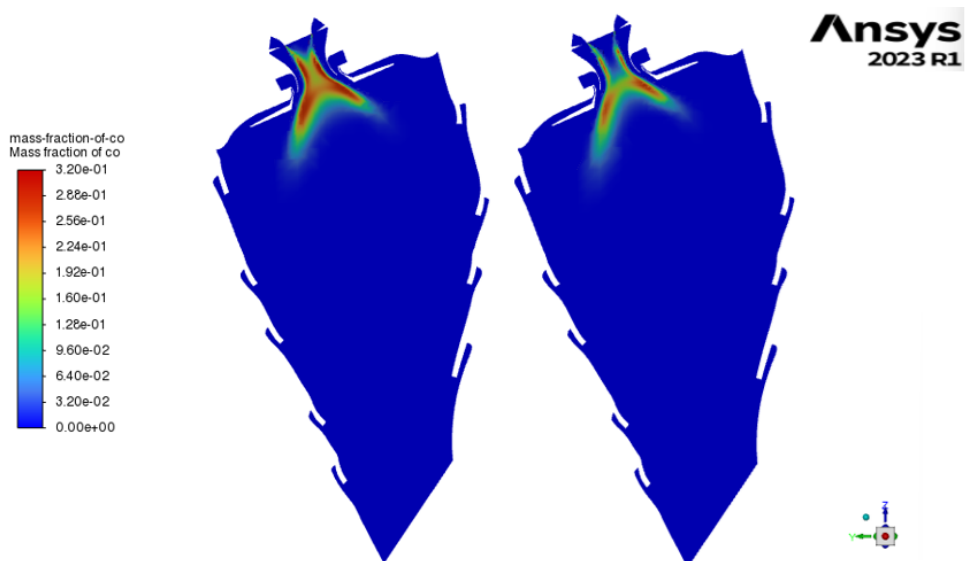


Figura 6-7 Emissões de CO resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita)

Através da observação dos resultados, é possível concluir que a maior concentração de CO ocorre perto da zona primária, zona na qual existe quantidade combustível em excesso.

Na Figura 6-8, é apresentada a tendência obtida na evolução das emissões de CO para as várias condições de potência do ciclo LTO.

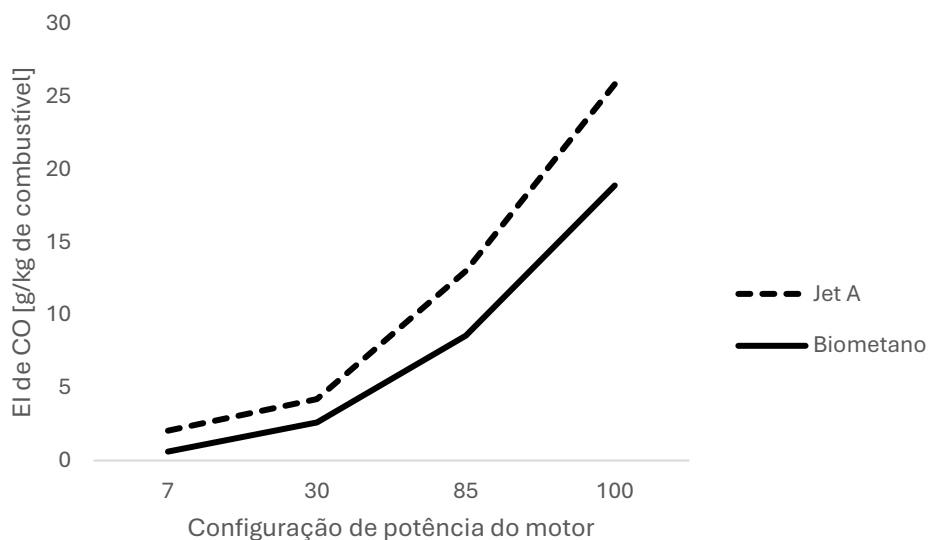


Figura 6-8 Emissões de CO ao longo do ciclo LTO

Os resultados obtidos para as emissões de CO não correspondem nem aos valores tabelados nem à tendência decrescente espectável, com o aumento da condição de potência de

operação do motor. Teoricamente, para condições de potência mais elevadas, a combustão é mais eficiente, pelo que é expectável que ocorra a queima completa do combustível, favorecendo o decréscimo da formação de CO.

O modelo do *Ansys Fluent* para a previsão das emissões de CO não permitiu averiguar se as emissões de CO, para os dois combustíveis, estão em cumprimento com os valores limite para a operação do motor. Tal poderá ter decorrido de não ser considerada atomização do combustível. Os modelos empíricos são a forma mais simples e com menor exigência de recursos computacionais, mas que apresentam limitações na determinação das emissões de poluentes como CO [42].

Em todo o caso, é possível verificar que, para a simulação da queima de biometano, é notória a redução na concentração de CO, salientando-se que uma molécula de biometano apresenta uma concentração doze vezes inferior à de Jet A, o que favorece essa redução.

### 6.4.3 Emissões de CO<sub>2</sub>

Os resultados de emissões de CO<sub>2</sub> obtidos na simulação da combustão de Jet A e biometano, para a condição de potência de 100%, são apresentados na Figura 6-9.

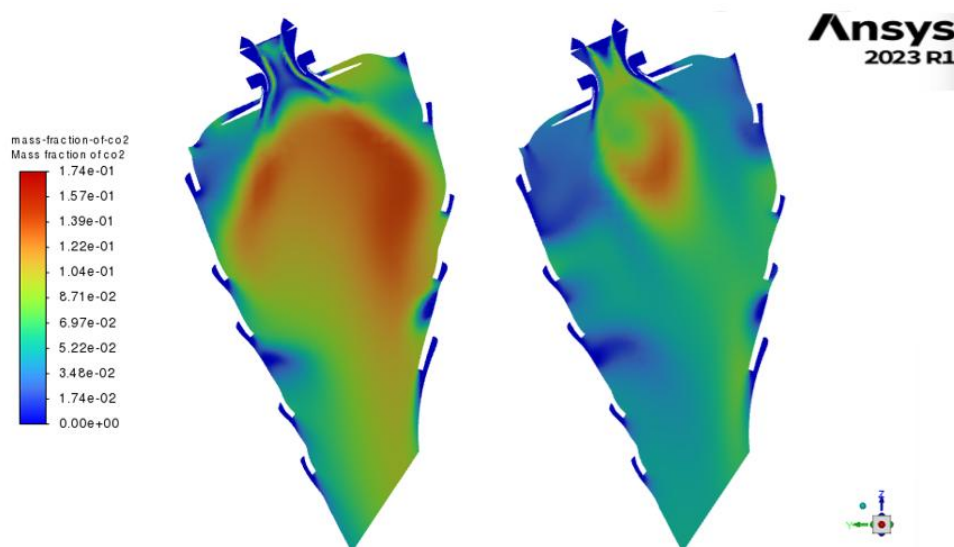


Figura 6-9 Emissões de CO<sub>2</sub> resultantes para Jet A (à esquerda) e biometano (à direita)

A partir da Figura 6-9, é evidente a significativa redução nas emissões de CO<sub>2</sub> que a adoção de biometano na aviação poderá possibilitar.

Na Figura 6-10, é apresentada a tendência verificada na evolução das emissões de CO<sub>2</sub>, para as várias condições de potência do ciclo LTO.

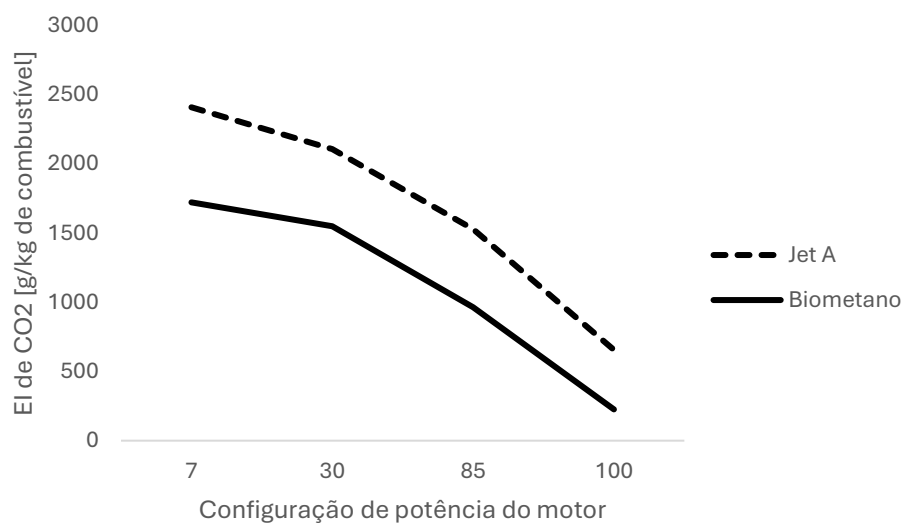


Figura 6-10 Emissões de CO<sub>2</sub> ao longo do ciclo LTO

Não tendo sido obtida a tendência decrescente que seria expectável para as emissões de CO, também o valor das emissões de CO<sub>2</sub> foi comprometido, uma vez que era prevista uma tendência de incremento nas emissões com o aumento da potência do motor.

Apesar de nos dados apresentados na Tabela 4-1 não constarem valores de referência para as emissões de CO<sub>2</sub>, é de salientar o evidente potencial que o biometano apresenta enquanto combustível para a aviação, sustentável e alternativo, contribuindo significativamente para as reduções de CO<sub>2</sub>. Atendendo aos atuais requisitos de emissões, bem como a preocupação global no que concerne à crise climática, nomeadamente, pelo destaque do CO<sub>2</sub> enquanto GEE.

# Capítulo 7

## Conclusão e Estudos Futuros

### 7.1 Conclusão

O presente estudo permitiu incrementar significativamente os conhecimentos na área da propulsão de aeronaves, em concreto, na operacionalidade de motores *turbofan*, na área da combustão e da análise de escoamentos turbulentos. Além disso, os conhecimentos adquiridos no que à formação e emissão de poluentes dizem respeito, permitiram que fosse ganho um novo ponto de vista com uma profunda consciência climática.

Foi possível um maior contacto com as iniciativas e diretivas da UE, em matéria da ação climática e do futuro da aviação, que inevitavelmente passa pelo Desenvolvimento Sustentável, ou seja, a capacidade de satisfazer as necessidades das gerações atuais, sem comprometer a capacidade de satisfação das necessidades das gerações futuras.

A necessidade de construir uma malha, que viabiliza a execução da simulação, permitiu uma familiarização com o *software* de construção de malhas *Ansys Fluent Meshing*. O processo de construção de malha foi a componente mais desafiante do presente trabalho, atendendo à complexidade da geometria em estudo, tratando-se de um desafio de grande exigência e resiliência. De igual modo, a execução da simulação permitiu o conhecimento das valências do *software Ansys Fluent Solver*.

A simulação numérica executada permitiu comparar, em várias configurações de potência de operação do motor, a combustão de Jet A com a combustão de biometano, combustível que, atendendo à sua composição, foi simulado como metano puro.

Foram consideradas as quatro configurações de potência de operação do ciclo LTO da ICAO [33], bem como, para avaliação dos resultados obtidos, os valores tabelados para emissões de poluentes, para cada uma dessas fases.

Por comparação do valor obtido na simulação de combustão de Jet A, na condição de operação do motor em potência máxima, com o resultado apresentado por P. Ribeiro [15], foi validado o resultado da simulação, executando-se, seguidamente, as simulações para as restantes condições de potência e ambos os combustíveis.

Os contornos de temperatura obtidos para o biometano foram muito satisfatórios, coincidindo de forma muito idêntica com os que foram obtidos para a combustão de Jet A. O mesmo se observou para os vetores de magnitude de velocidade.

Foi possível concluir que o biometano é um combustível viável para a operação desta câmara de combustão, mas também um candidato a CAS, de acordo com o que é estabelecido pela UE nas suas diretivas. Além disso, do ponto de vista de operação da câmara de combustão, o biometano é um combustível *drop-in*, que não requer alterações à sua geometria.

Embora os resultados obtidos, de formação de poluentes, não coincidam com os valores tabelados pela ICAO [34], as tendências na formação de  $\text{NO}_x$ , foram corretamente calculadas, ou seja, verificou-se uma tendência de aumento da sua formação, com o aumento de potência de operação no motor. Já as tendências e valores para a formação de CO e  $\text{CO}_2$  foram erradamente calculados, uma vez que seria expectável verificar-se uma tendência decrescente para o caso de CO e crescente para o  $\text{CO}_2$ .

O modelo do *Ansys Fluent* não permitiu avaliar com rigor o cumprimento dos limites de emissões de CO, devido, em parte, à não consideração da atomização do combustível. Embora seja um modelo que possui uma baixa exigência computacional, apresenta limitações na previsão de poluentes, tal como o CO.

Não obstante, a comparação das emissões de poluentes  $\text{NO}_x$ , CO e  $\text{CO}_2$ , permite concluir que o biometano promove a redução nas suas emissões e, em simultâneo, a sua produção promove a redução de emissões de metano para a atmosfera.

Face às atuais e futuras necessidades e exigências no mundo da aviação, o biometano é um candidato a CAS e o seu consumo deverá ser considerado, nomeadamente, do ponto de vista do projeto de aeronaves para viabilização do seu transporte e consumo em voo.

O uso de biometano é um contributo multilateral na redução das emissões de GEE.

## **7.2 Estudos Futuros**

Realizar uma investigação em que é considerada a atomização do combustível para promoção da mistura do mesmo com o oxidante e a melhoria da eficiência da combustão.

Estudar o consumo de biometano, no transporte aéreo, com recurso a ferramentas computacionais mais poderosas, bem como considerar o ensaio experimental.

Avaliar a pertinência de ser utilizado combustível tradicional misturado com biometano, em várias proporções.

## Referências

- [1] Organização das Nações Unidas, “Mudanças Climáticas - Desenvolvimento Sustentável das Nações Unidas.” Acedido: Abr. 12, 2025. [Online]. Disponível em: <https://www.un.org/sustainabledevelopment/climate-change/>
- [2] Conselho Europeu and Conselho da União Europeia, “Objetivo 55: aumentar a adoção de combustíveis mais ecológicos nos setores da aviação e dos transportes marítimos.” Acedido: Fev. 25, 2024. [Online]. Disponível em: <https://www.consilium.europa.eu/pt/infographics/fit-for-55-refueled-and-fueled/>
- [3] Parlamento Europeu and Conselho da União Europeia, “Regulamento UE 2023/2405,” *Jornal Oficial da União Europeia*, Out. 2023.
- [4] R. W. Graham and A. J. Glassman, “Some Advantages of Methane in an Aircraft Gas Turbine,” Los Angeles, Ago. 1980.
- [5] Organização das Nações Unidas, “Facts about Methane.” Acedido: Fev. 06, 2025. [Online]. Disponível em: <https://www.unep.org/explore-topics/energy/facts-about-methane>
- [6] Presidência do Conselho de Ministros, “Resolução do Conselho de Ministros n.º 41/2024,” *Diário da República*, no. 54, Lisboa, Mar. 15, 2024. Acedido: Mar. 15, 2024. [Online]. Disponível em: <https://diariodarepublica.pt/dr/detalhe/resolucao-conselho-ministros/41-2024-855593245>
- [7] A. F. El-Sayed, *Aircraft propulsion and gas turbine engines: Second edition*, 2.<sup>a</sup> edição. Boca Raton: CRC Press, 2017. doi: 10.1201/9781315156743.
- [8] Rosita Mickeviciute, “Jet fuel: all about aviation fuel, its origin and types.” Acedido: Abr. 14, 2025. [Online]. Disponível em: <https://www.aerotime.aero/articles/jet-fuel-understanding-its-origins-composition-and-types>
- [9] “Methane-Powered Airplane.” Acedido: Jun. 09, 2025. [Online]. Disponível em: <https://spinoff.nasa.gov/node/9302>
- [10] Rasmus O. Gadsboll, “The technical application of liquefied methane as an aviation fuel,” Hosholm, Nov. 2020.
- [11] R. J. Weber, “A review of the potential of liquid methane fuel for supersonic transports,” Cleveland, Ohio, Ago. 1968.
- [12] L. K. Carson, G. W. Davis, E. F. Versaw, G. R. Cunnington Jr, and E. J. Daniels, “Study of Methane Fuel For Subsonic Transport Aircraft,” Burbank, California, Set. 1980.
- [13] J. Miguel Pires de Oliveira and F. Miguel Ribeiro Proença Brójo, “CFD Analysis of the Combustion of Bio-Derived Fuels in the CFM56-3 Combustor,” Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2016.
- [14] Força Aérea Portuguesa, *Compêndio-Motores de Turbina*. Ministério da Defesa Nacional, 2008.
- [15] P. Miguel Albino Ribeiro, P. Gouveia, and F. Azevedo, “Análise de Performance da Família do Motores de Avião CFM56,” Instituto Superior de Engenharia de Lisboa, Lisboa, 2012.
- [16] Transportes Aéreos Portugueses, “Hardware overview CFM56-3: CFM56.3 Training,” 2007, *Lisboa*.
- [17] Organização das Nações Unidas, “Causas e Efeitos das Mudanças Climáticas.” Acedido: Dez. 29, 2024. [Online]. Disponível em: <https://www.un.org/pt/climatechange/science/causes-effects-climate-change>

- [18] “Statistics | Eurostat.” Acedido: Jun. 25, 2025. [Online]. Disponível em: [https://ec.europa.eu/eurostat/databrowser/view/ENV\\_AC\\_AINAH\\_R2\\_\\_custom\\_5217930/default/line?lang=en](https://ec.europa.eu/eurostat/databrowser/view/ENV_AC_AINAH_R2__custom_5217930/default/line?lang=en)
- [19] Parlamento Europeu, “Alterações climáticas na Europa: factos e números.” Acedido: Mai 19, 2024. [Online]. Disponível em: <https://www.europarl.europa.eu/topics/pt/article/20180703STO07123/alteracoes-climaticas-na-europa-factos-e-numeros>
- [20] Painel Intergovernamental para as alterações climáticas, “IPCC Fourth Assessment Report: Climate Change 2007.” Acedido: Abr. 25, 2025. [Online]. Disponível em: [https://archive.ipcc.ch/publications\\_and\\_data/ar4/wg1/en/ch7s7-4-1.html](https://archive.ipcc.ch/publications_and_data/ar4/wg1/en/ch7s7-4-1.html)
- [21] Agência Portuguesa do Ambiente, “Fontes de emissão antropogénicas.” Acedido: Abr. 25, 2025. [Online]. Disponível em: <https://apambiente.pt/ar-e-ruído/fontes-de-emissao-antropogenicas>
- [22] “Methane | Definition, Properties, Uses, & Facts | Britannica.” Acedido: Jul. 13, 2025. [Online]. Disponível em: <https://www.britannica.com/science/methane>
- [23] CH4 global, “O papel do metano na estratégia climática.” Acedido: Abr. 25, 2025. [Online]. Disponível em: <https://ch4global.com/2023/02/15/myth-busting-part-2-methanes-place-in-climate-strategy/>
- [24] Parlamento Europeu and Conselho da União Europeia, “Regulamento UE 2021/1119.” Acedido: Fev. 27, 2025. [Online]. Disponível em: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/PT/TXT/?uri=OJ:L:2021:243:TOC>
- [25] Parlamento Europeu and Conselho da União Europeia, “Diretiva (UE) 2018/2001,” *Jornal Oficial da União Europeia*, no. 328, pp. 82–209, Dez. 2018.
- [26] D. A. Johnson, “Analysis of biomethane business models applicable to the Portuguese natural gas grid,” 2020.
- [27] Stephen R. Turns, *An Introduction to Combustion: Concepts and Applications*. 2000.
- [28] R. Silva Domingues and F. Miguel Ribeiro Proença Brójo, “Cfd Analysis of the Combustion of Hydrogen Fuel on a Cfm56-3 Combustor,” Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2022.
- [29] K. Azevedo das Neves and F. Miguel Ribeiro Proença Brojo, “Combustion analysis on a CFM56-3 engine,” Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2018.
- [30] D. Filipa Martins Santos and F. Miguel Ribeiro Proença Brójo, “Combustion of CH<sub>4</sub>, H<sub>2</sub> and CH<sub>4</sub> - H<sub>2</sub> Mixtures in a Gas Turbine Can Combustor,” Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2014.
- [31] A. Rezende, “Análise Numérica da Bolha de Separação do Escoamento Turbulento sobre Placa Plana Fina Inclinada,” PUC-Rio, Rio de Janeiro, 2009.
- [32] Inês Isabel Costa Morão and Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo, “The influence of jet fuels on the emission of pollutants,” Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2019.
- [33] ICAO, “Environmental Technical Manual International Civil Aviation Organization,” 2016. Acedido: Jul. 13, 2025. [Online]. Disponível em: [www.icao.int](http://www.icao.int).
- [34] “ICAO Aircraft Engine Emissions Databank | EASA.” Acedido: Jul. 13, 2025. [Online]. Disponível em: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>
- [35] P. . Bradshaw, *An introduction to turbulence and its measurement*. Londres: Pergamon Press, 1985.
- [36] Y. Garcia Lovella, I. Herrera Moya, J. Jayasuriya, and J. Blondeau, “Reynolds-average Navier-Stokes turbulence models assessment: A case study of CH<sub>4</sub>/H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub>-

- air reacting jet,” *Helvion*, vol. 10, no. 5, p. e26956, Mar. 2024, doi: 10.1016/J.HELIYON.2024.E26956.
- [37] “Fluent Theory Guide.” Acedido: Jun. 28, 2025. [Online]. Disponível em: [https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/flu\\_th/flu\\_th.html](https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/flu_th/flu_th.html)
- [38] Renaud Mercier. (2015). Turbulent combustion modeling for Large Eddy Simulation of non-adiabatic stratified flames.
- [39] H. Shantukumar Hansraj and F. Miguel Ribeiro Proença Brójo, “Análise CFD de modelos de turbulência durante a combustão no motor CFM56-3,” Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2019.
- [40] “5 Best Practices for Gas Turbine Combustor Meshing.” Acedido: Jun. 29, 2025. [Online]. Disponível em: <https://www.ansys.com/blog/5-best-practices-for-gas-turbine-combustor-meshing>
- [41] “Ansys Fluent 12.0 User’s Guide.” Acedido: Jun. 28, 2025. [Online]. Disponível em: [https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/main\\_pre.htm](https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/main_pre.htm)
- [42] “Análise de emissões. Ferramentas necessárias para realizar a metodologia de análise e avaliação de emissões | 7º PQ | CORDIS | Comissão Europeia.” Acedido: Jul. 19, 2025. [Online]. Disponível em: <https://cordis.europa.eu/project/id/251798/reporting>

# Anexo A

<b>SECONDARY AIRFLOW</b>	0	AMBIENT	<b>PRIMARY AIRFLOW</b>	2.0	PRIMARY AIRFLOW INLET
	10	ENGINE ENTRANCE		2.3	BOOSTER DISCHARGE AIR
	12	SECONDARY AIRFLOW INLET		2.4	VBV AIR EXIT
	13	FAN OGV DISCHARGE		2.5	HPC INLET
	14	FAN FRAME INLET		3.0	HPC DISCHARGE
	15	FAN FRAME DISCHARGE		3.6	COMBUSTOR INLET
				4.0	COMBUSTOR DISCHARGE
				4.1	HPT INLET
				4.2	HPT DISCHARGE
				4.8	LPT INLET
				4.95	STAGE 2 LPT INLET
				5.0	LPT DISCHARGE

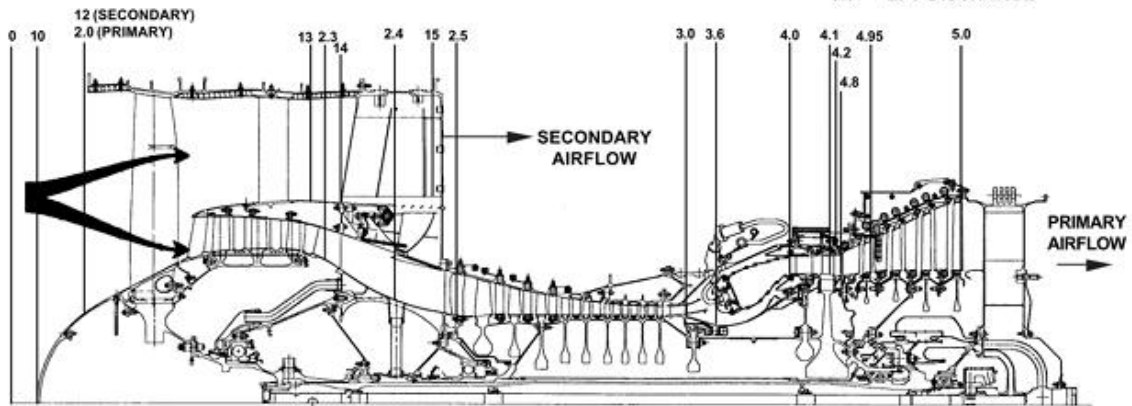


Figura A-1 Escoamentos no interior do motor CFM56-3 [15]

## Anexo B

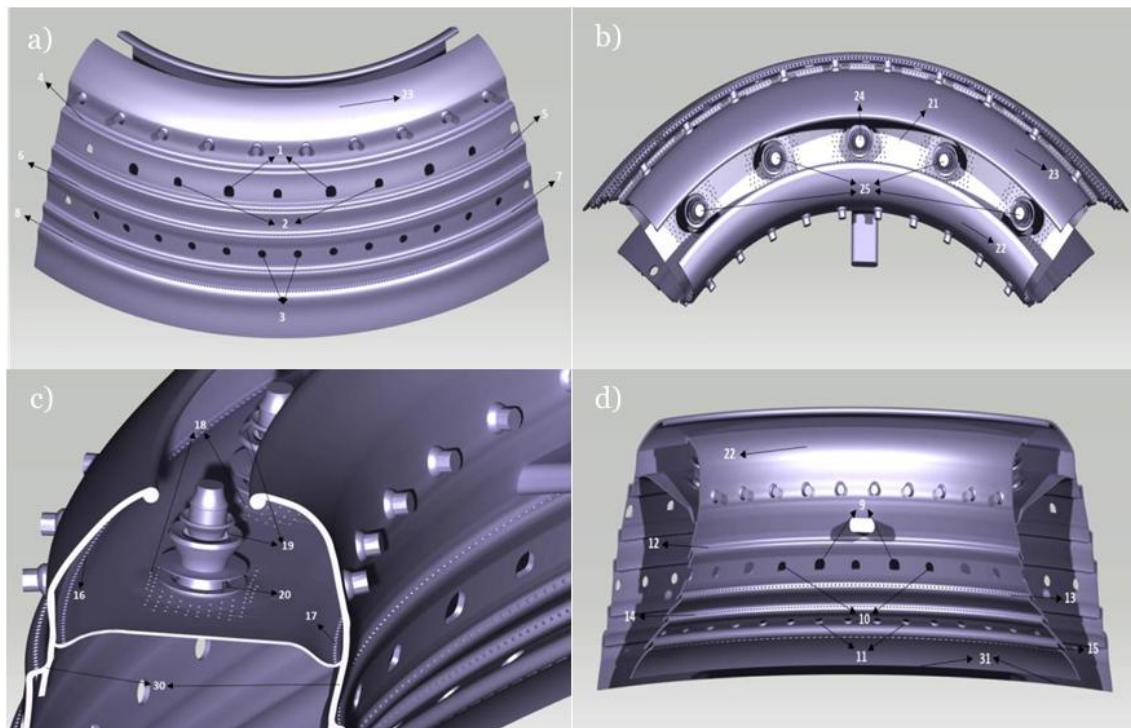


Figura B-1 Vistas da geometria CAD da câmara de combustão utilizada nas simulações: a) vista exterior; b) vista superior; c) vista lateral; d) vista interior [28]

Tabela B-1 Descrição dos elementos ilustrados

<b>Número</b>	<b>Localização</b>	<b>Descrição</b>	<b>Tipo de fronteira</b>
<b>1</b>	Parede Exterior	<i>Big mixers</i> da zona primária	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>2</b>	Parede Exterior	<i>Small mixers</i> da zona primária	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>3</b>	Parede Exterior	<i>Mixers</i> da zona secundária	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>4</b>	Parede Exterior	Primeira linha de orifícios de diluição	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>5</b>	Parede Exterior	Segunda linha de orifícios de diluição	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>6</b>	Parede Exterior	Terceira linha de orifícios de diluição	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>7</b>	Parede Exterior	Quarta linha de orifícios de diluição	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>8</b>	Parede Exterior	Quinta linha de orifícios de diluição	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>9</b>	Parede Interior	Zona Primária big mixers	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>10</b>	Parede Interior	<i>Big mixers</i> da zona primária	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>11</b>	Parede Interior	<i>Mixers</i> da zona secundária	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>12</b>	Parede Interior	Primeira linha de orifícios de diluição	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>13</b>	Parede Interior	Segunda linha de orifícios de diluição	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>14</b>	Parede Interior	Terceira linha de orifícios de diluição	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>15</b>	Parede Interior	Quarta linha de orifícios de diluição	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>16</b>	Parede do <i>Dome</i>	Orifícios de diluição exteriores	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>17</b>	Parede do <i>Dome</i>	Orifícios de diluição interiores	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>18</b>	Parede do <i>Dome</i>	Orifícios de diluição do swirler	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>19</b>	Swirler	Entrada primária	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>20</b>	Swirler	Entrada secundária	<i>Mass-flow inlet</i> (ar)
<b>21</b>	Parede do <i>Dome</i>	Parede	<i>Wall</i>
<b>22</b>	Parede Interior	Parede	<i>Wall</i>
<b>23</b>	Parede Exterior	Parede	<i>Wall</i>
<b>24</b>	Injector	Mistura rica	<i>Mass-flow inlet</i> (combustível)
<b>25</b>	Injector	Mistura estequiométrica	<i>Mass-flow inlet</i> (combustível)
<b>26</b>	Swirler	Topo	<i>Wall</i>
<b>27</b>	Swirler	Meio	<i>Wall</i>
<b>28</b>	Swirler	Fundo	<i>Wall</i>
<b>29</b>	Swirler	Parede de arrefecimento	<i>Wall</i>
<b>30</b>	Plano de simetria	-	<i>Symmetry</i>
<b>31</b>	Plano de saída	-	<i>Pressure outlet</i>

## Anexo C

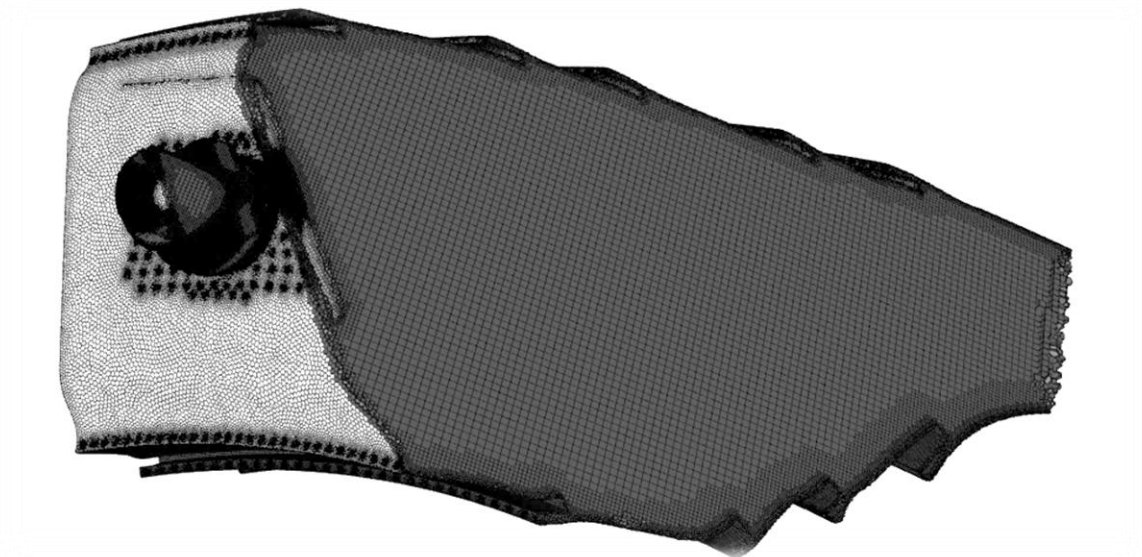
Tabela C-1 Valores para o refinamento local da malha: método de refinamento "curvature"

Group	Objects Refined	Minimum Size	Maximum Size	Growth Rate	Curvature Normal Angle
1	1, 2, 3, 9, 10, 11	1,3	2,5	1,2	18
2	4, 5, 6, 7, 8, 12, 13, 14	0,2	0,3	1,2	18
3	15	0,3	0,5	1,2	18
4	16, 17	0,15	0,25	1,2	18
5	18	0,1	0,25	1,2	18
6	19, 20	0,5	2,5	1,2	18
7	22, 23	0,4	1,2	1,2	18
8	21	0,7	1,5	1,2	18
9	24, 25	1,3	2,5	1,2	18
10	26, 27	1	2	1,2	18
11	29	0,6	1	1,2	18
12	30, 31	1,3	2,5	1,2	18
13	28	1	2	1,2	18

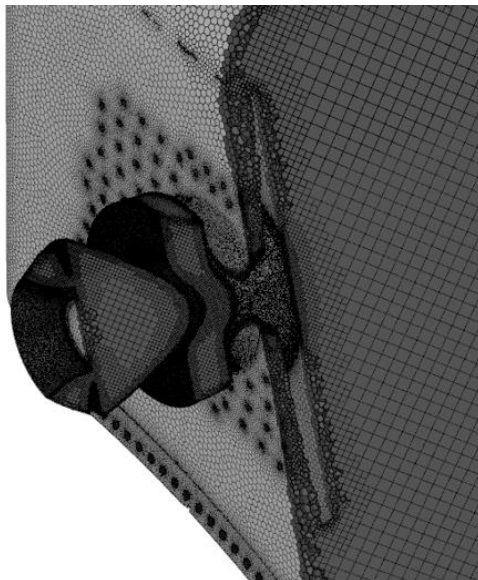
Tabela C-2 Valores para o refinamento local da malha: método de refinamento "proximity"

Group	Objects Refined	Minimum Size	Maximum Size	Growth Rate	Cells Per Gap
1	1, 2, 3, 9, 10, 11	0,5	2,5	1,2	3
2	4, 5, 6, 7, 8, 12, 13, 14	0,2	0,3	1,2	3
3	15	0,3	0,5	1,2	3
4	16, 17	0,15	0,25	1,2	3
5	18	0,1	0,25	1,2	3
6	19, 20	0,5	2,5	1,2	3
7	22, 23	0,33	0,58	1,2	3
8	21	0,7	1,3	1,2	3
9	24, 25	0,5	2,5	1,2	3
10	26, 27	0,13	0,17	1,2	3
11	29	0,6	1	1,2	3
12	30, 31	1,3	2,5	1,2	3
13	28	0,12	0,15	1,2	3

## Anexo D



*Figura D-1 Malha volumétrica utilizada nas simulações*



*Figura D-2 Vista ampliada da malha volumétrica na região de um injetor*

## Anexo E

Tabela E-1 Valores utilizados na configuração das várias entradas de caudal da geometria CAD da câmara de combustão

Número - Descrição	100%	85%	30%	7%
<b>1-Big mixers da zona primária</b>	0,4477	0,4059	0,2135	0,1027
<b>2-Small mixers da zona primária</b>	0,2839	0,2574	0,1354	0,0651
<b>3-Mixers da zona secundária</b>	0,7438	0,6744	0,3548	0,1706
<b>4-Primeira linha de orifícios de diluição</b>	0,4456	0,4040	0,2125	0,1022
<b>5-Segunda linha de orifícios de diluição</b>	0,315	0,2856	0,1502	0,0722
<b>6-Terceira linha de orifícios de diluição</b>	0,4034	0,3657	0,1924	0,0925
<b>7-Quarta linha de orifícios de diluição</b>	0,348	0,3155	0,1660	0,0798
<b>8-Quinta linha de orifícios de diluição</b>	0,3845	0,3486	0,1834	0,0882
<b>9-Zona Primária big mixers</b>	0,4326	0,3922	0,2063	0,0992
<b>10-Big mixers da zona primária</b>	0,2857	0,2590	0,1363	0,0655
<b>11-Mixers da zona secundária</b>	0,8742	0,7925	0,4169	0,2005
<b>12-Primeira linha de orifícios de diluição</b>	0,107	0,0970	0,0510	0,0245
<b>13-Segunda linha de orifícios de diluição</b>	0,1392	0,1262	0,0664	0,0319
<b>14-Terceira linha de orifícios de diluição</b>	0,1309	0,1187	0,0624	0,0300
<b>15-Quarta linha de orifícios de diluição</b>	0,7064	0,6405	0,3369	0,1620
<b>16-orifícios de diluição exteriores</b>	0,2772	0,2513	0,1322	0,0636
<b>17-orifícios de diluição interiores</b>	0,2075	0,1881	0,0990	0,0476
<b>18-orifícios de diluição do swirler</b>	0,3386	0,3069	0,1615	0,0777
<b>Total de caudal de arrefecimento</b>	6,8712	6,2295	3,2771	1,5760
<b>19-Entrada primária</b>	0,8388	0,7605	0,4001	0,1924
<b>20-Entrada secundária</b>	0,9877	0,8955	0,4711	0,2266
<b>Total de caudal nos swirlers</b>	1,8265	1,6560	0,8711	0,4190
<b>Total de caudal de ar</b>	8,6977	7,8855	4,1482	1,9950
<b>Total de caudal de Jet A</b>	0,2365	0,1980	0,0725	0,0285
<b>24-Injetor rico (1) - Jet A</b>	0,0510	0,0427	0,0156	0,0062
<b>25- Injetor pobre (4) - Jet A</b>	0,1855	0,1553	0,0569	0,0224
<b>Total de caudal de metano</b>	0,38	0,322	0,1206	0,0464
<b>24-Injetor rico (1) - metano</b>	0,1	0,0845	0,0309	0,0122
<b>25- Injetor pobre (4) - metano</b>	0,28	0,2375	0,0897	0,0342

Tabela E-2 Origens e direções utilizadas para definir os vetores nas entradas dos swirlers, de modo a criar o efeito de contra rotação

<b>Swirler</b>	<b>Origin x</b>	<b>Origin y</b>	<b>Origin z</b>	<b>Direction x</b>	<b>Direction y</b>	<b>Direction z</b>
<b>1</b>	-159,022	22,284	177,003	0,46195	0,5467	0,69838
<b>2</b>	-133,017	77,018	122,508	0,43209	0,48346	0,76129
<b>3</b>	-84,847	120,129	72,883	0,37663	0,4336	0,81862
<b>4</b>	-19,225	147,398	32,986	0,30098	0,40201	0,86475
<b>5</b>	57,424	156,156	6,72	0,21256	0,39177	0,89517

Tabela E-3 Componentes utilizados para definir os vetores nas entradas dos swirlers, de modo a criar o efeito de contra rotação

<b>Swirler (Entrada)</b>	<b>Radial</b>	<b>Tangencial</b>	<b>Axial</b>
<b>Entrada Primária</b>	-0,24913	0,431506	-0,498261
<b>Entrada secundária</b>	-0,5	-0,866	0