



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Análise CFD de modelos de turbulência durante a combustão no motor CFM56-3

Harsh Shantukumar Hansraj

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(2º ciclo de estudos)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Covilhã, outubro de 2019

Agradecimentos

A realização desta dissertação representa o final de uma etapa e o início de outra. O caminho percorrido até aqui não teria sido possível sem todas as pessoas que me ajudaram e aconselharam às quais estou muito agradecido.

Primeiramente agradeço aos meus pais por toda a motivação que me derem, os esforços que fizeram e o apoio que me prestaram, acreditando sempre em mim e fornecendo todas as condições para a realização desta dissertação.

Quero agradecer ao meu orientador, o Professor Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo que me ajudou durante o decorrer deste trabalho.

Em seguida agradecer a todas as pessoas que conheci desde que entrei na Universidade tais como professores, colegas e em especial a todos os elementos da equipa de Ténis da Universidade da Beira Interior e ao treinador João Martins.

Finalmente, agradeço a toda a minha família e amigos que foram pessoas muito importantes nesta caminhada por toda a ajuda que me deram, especialmente às minhas primas Krupa e Jessica e aos meus amigos Diogo, Sílvio, Hugo, Godinho, Nicole, Pinto e Pereira que tornaram este percurso inesquecível.

Dedicatória

Para os meus queridos pais.

*"Scientists discover the world that exists;
engineers create the world that never was."*
- Theodore Von Kármán.

Resumo

Atualmente o motor CFM56 é um dos modelos de motor mais usado na indústria aeronáutica, principalmente na aviação civil. Como tal, a melhoria das suas características a nível de rendimento, eficiência ou emissões de gases é fundamental. Com este trabalho é pretendido analisar diversos modelos de turbulência durante a combustão que permitem uma melhor perceção de alguns problemas e a sua possível resolução. Para esta dissertação foi utilizado o ficheiro STL da digitalização da câmara de combustão fornecida pelo orientador deste trabalho. No caso numérico é apenas usada um quarto da câmara de combustão devido à sua simetria permitindo um menor esforço computacional durante as simulações e o combustível utilizado na combustão é o Jet-A. A malha utilizada foi desenhada no software HELYX OS e as simulações numéricas são efetuadas no ANSYS Fluent 16.2. A atomização de combustível não é considerada neste estudo devido ao seu elevado grau de complexidade. São analisados os modelos $k-\epsilon$, $k-\omega$, RSM e LES sendo que neste último são utilizadas condições iniciais resultantes do modelo $k-\epsilon$. Todas as entradas de ar e os injetores são definidos como *mass-flow inlets* e a saída da câmara de combustão é definida como *pressure outlet*. Os resultados obtidos estão em concordância com alguns dados experimentais de referência presentes na *Emissions Data sheet* da ICAO. Entre os modelos analisados observou-se que em geral, apesar do seu elevado custo computacional, o modelo LES é o que melhor identifica as diversas zonas da câmara de combustão. No entanto os modelos RSM e $k-\epsilon$ revelaram ser bastante úteis na observação da distribuição da emissão de alguns gases durante a combustão. Conclui-se que o modelo LES apresenta os melhores resultados, mas a escolha do modelo mais indicado pode variar consoante as condições de fronteira e tipo de escoamento do caso de estudo a analisar.

Palavras-chave

CFM, Câmara de Combustão, Modelos de turbulência, HELYX OS, ANSYS Fluent 16.2

Abstract

Nowadays the CFM56 engine is one of the most widely used engine models in the aviation industry, especially in civil aviation. Therefore, improving its characteristics in terms of performance, efficiency or gas emissions is crucial. With this work it is intended to analyse several turbulence models during the combustion allowing a better understanding of some problems and their possible resolution. For this dissertation the STL file of the combustion chamber digitization was provided by the supervisor of this work was used. In the numerical case only a quarter of the combustion chamber is used due to its symmetry allowing a less computational effort during the simulations and the fuel used in combustion is Jet-A. The mesh used was designed in HELYX OS software and numerical simulations are performed in ANSYS Fluent 16.2. Fuel atomization is not considered in this study due to its high degree of complexity. The models $k-\epsilon$, $k-\omega$, RSM and LES are analysed and in the latter, the initial conditions resulting from the $k-\epsilon$ model are used. All the air inlets and injectors are defined as mass-flow inlets and the combustion chamber outlet is defined as pressure outlet. The results obtained show reasonable agreement with some experimental reference data present in the ICAO Emissions Data Base. Among the analysed models it was observed that in general, despite its high computational cost, the LES model is the one that best identifies the various zones of the combustion chamber. However, the RSM and $k-\epsilon$ models proved to be very useful in observing the emission distribution of some gases during combustion. It is concluded that the LES model gives the best results, but the choice of the most suitable model may vary depending on the boundary conditions and flow type of the case study to be analysed.

Keywords

CFM, Combustion Chamber, Turbulence Models, HELYX OS, ANSYS Fluent 16.2

Índice

| | |
|---|----|
| Agradecimentos | 3 |
| Dedicatória..... | 5 |
| Abstract..... | 9 |
| Índice | 11 |
| Lista de Figuras..... | 13 |
| Lista de Tabelas..... | 15 |
| Lista de Acrónimos..... | 17 |
| Nomenclatura..... | 19 |
| 1. Introdução | 21 |
| 1.1 Motivação..... | 21 |
| 1.2 Objetivos | 21 |
| 1.3 Estrutura da Dissertação..... | 21 |
| 2. Câmaras de Combustão..... | 23 |
| 2.1 Revisão Histórica | 23 |
| 2.2 Turbina de Gás | 24 |
| 2.2.1 Compressor | 24 |
| 2.2.2 Turbina | 25 |
| 2.2.3 Bocal Propulsivo | 25 |
| 2.2.4 Ciclo de Funcionamento..... | 25 |
| 2.2.5 Fases do Motor | 26 |
| 2.2.6 Desempenho do Motor | 26 |
| 2.3 Câmaras de Combustão | 27 |
| 2.3.1 Requisitos de uma Câmara de Combustão | 27 |
| 2.3.2 Tipos de Câmara de Combustão | 28 |
| 2.4 CFM56-3..... | 30 |
| 2.5 Processo de Combustão | 32 |
| 2.5.1 Deflagração | 33 |
| 2.5.2 Detonação | 33 |
| 2.5.3 Tipos de Combustível | 33 |
| 2.5.4 Tipos de Chama | 34 |
| 2.5.4.1 Sem pré-mistura..... | 35 |
| 2.5.4.2 Com pré-mistura | 35 |
| 2.5.5 Estequiometria..... | 35 |
| 2.6 Formação de Poluentes | 35 |
| 2.6.1 Equações de Formação | 36 |
| 2.7 Estudos de Outros Autores | 36 |
| 3. Métodos Numéricos..... | 43 |
| 3.1 Análise do Escoamento Turbulento | 43 |

| | |
|---|----|
| 3.1.1 Equações de Governo | 43 |
| 3.1.2 Modelos Turbulência | 44 |
| 3.1.2.1 $k-\epsilon$ | 45 |
| 3.1.2.2 $k-\omega$ | 45 |
| 3.1.2.3 RSM | 46 |
| 3.1.2.4 LES..... | 46 |
| 3.1.3 Metodologia | 47 |
| 3.2 Geometria do Caso de Estudo | 47 |
| 3.2.1 Discretização da Malha de cálculo | 48 |
| 3.3 Procedimento de montagem dos casos de teste | 51 |
| 3.3.1 Modelos..... | 52 |
| 3.3.2 Condições de Fronteira..... | 53 |
| 3.3.3 Método de Solução, Soluções de Controlo e Monitores | 54 |
| 3.3.4 Inicialização | 55 |
| 3.4 Simulação Numérica LES..... | 55 |
| 3.4.1 Modelos..... | 55 |
| 3.4.2 Time-step e Inicialização | 56 |
| 4. Resultados | 57 |
| 4.1 Convergência | 57 |
| 4.1.1 Análise y^+ | 58 |
| 4.2 Validação | 59 |
| 4.3 Análise de Temperatura | 60 |
| 4.4 Análise de velocidade/instabilidades | 61 |
| 4.5 Análise de emissões | 62 |
| 5. Conclusão | 67 |
| 5.1 Trabalhos Futuros..... | 68 |
| Bibliografia..... | 69 |
| Apêndice A - Câmara de Combustão | 73 |
| Apêndice B - Resultados | 75 |

Lista de Figuras

| | |
|--|----|
| Figura 2.1: Configuração e ciclo simples de uma turbina de gás [2]. | 24 |
| Figura 2.2: Ciclo de Brayton [3]. | 26 |
| Figura 2.3: Tipos de combustor [4]. | 28 |
| Figura 2.4: Câmara de combustão de configuração <i>Multi-can</i> [1]. | 29 |
| Figura 2.5: Câmara de combustão de configuração tubo-anelar [1]. | 29 |
| Figura 2.6: Combustor anelar RB211 [1]. | 30 |
| Figura 2.7: Configuração do motor CFM56 [7]. | 32 |
| Figura 3.1: Modelo CAD de um quarto de secção da câmara de combustão. | 48 |
| Figura 3.2: a) Malha do modelo da câmara de combustão no programa HELYXOS, b) Malha da secção do modelo da câmara de combustão utilizada. | 51 |
| Figura 3.3: Fluxograma da sequência de procedimentos efetuados na montagem do caso de estudo. | 52 |
| Figura 4.1: Visualização da distribuição y^+ nos casos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES. | 58 |
| Figura 4.2: Distribuição da temperatura estática no plano normal ao injetor da câmara de combustão para os modelos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES. | 61 |
| Figura 4.3: Distribuição da magnitude de velocidade no plano normal ao injetor da câmara de combustão para os modelos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES. | 62 |
| Figura 4.4: Distribuição da fração mássica de NO_x no plano normal ao injetor da câmara de combustão para os modelos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES. | 63 |
| Figura 4.5: Distribuição da fração mássica de CO no plano normal ao injetor da câmara de combustão para os modelos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES. | 64 |
| Figura 4.6: Distribuição da fração mássica de CO_2 no plano normal ao injetor da câmara de combustão para os modelos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES. | 65 |
| Figura A.1: Desenho CAD da vista inferior da câmara de combustão estudada. | 73 |
| Figura A.2: Desenho CAD da vista lateral da câmara de combustão estudada. | 73 |
| Figura A.3: Desenho CAD da vista superior da câmara de combustão estudada. | 74 |
| Figura A.4: Desenho CAD da vista lateral interior da câmara de combustão estudada. | 74 |
| Figura B.1: Parâmetros residuais da simulação do modelo $k-\epsilon$. | 75 |
| Figura B.2: Parâmetros residuais da simulação do modelo $k-\omega$. | 75 |
| Figura B.3: Parâmetros residuais da simulação do modelo RSM. | 76 |
| Figura B.4: Gráfico do <i>Mass Imbalance</i> da simulação do modelo $k-\epsilon$. | 76 |
| Figura B.5: Gráfico do <i>Mass Imbalance</i> da simulação do modelo $k-\omega$. | 77 |
| Figura B.6: Gráfico do <i>Mass Imbalance</i> da simulação do modelo RSM. | 77 |
| Figura B.7: Gráfico do <i>Mass Imbalance</i> da simulação do modelo LES. | 78 |

Lista de Tabelas

| | |
|---|----|
| Tabela 2.1: Aplicações e potência de diversas versões do motor CFM56-3 [7]. | 30 |
| Tabela 2.2: Especificações e limites do combustível Jet-A [11]. | 34 |
| Tabela 2.3: Composição química do combustível Jet fuel [12]. | 34 |
| Tabela 3.1: Dados de entrada para criação da malha. | 50 |
| Tabela 3.2: Informações da malha obtida. | 50 |
| Tabela 3.3: Características da malha fornecidas pela opção <i>check mesh</i> do software ANSYS Fluent. | 51 |
| Tabela 3.4: Dados de entrada de caudal mássico para cada <i>mass flow inlet</i> . | 54 |
| Tabela 3.5: Valores utilizados nos fatores de relaxamento da solução e número de Courant. | 55 |
| Tabela 4.1: Medições do ciclo LTO para o motor CFM56-3 [42]. | 59 |
| Tabela 4.2: Resultados do Índice de Emissões de NO _x e valor de referência. | 59 |
| Tabela 4.3: Resultados da temperatura média à saída do combustor e valor de referência. | 60 |
| Tabela A.1: Identificação dos componentes da câmara de combustão representados nas figuras A.1, A.2 e A.3 | 74 |

Lista de Acrónimos

| | |
|---------|---|
| AGB | Accessory Gear Box |
| CAD | Computer-Aided Design |
| CFD | Computational Fluid Dynamics |
| DNS | Direct Numerical Simulation |
| EASA | European Aviation Safety Agency |
| EUA | Estados Unidos da América |
| FSRL | Fuel Stream Rich Flammability Limit |
| ICAO | International Civil Aviation Organization |
| GE | General Eletrics |
| GUI | Graphical User Interface |
| HDS | Horizontal Drive Shaft |
| IGB | Inlet Gear Box |
| IGV | Inlet Guide Vanes |
| LES | Large Eddy Simulation |
| MSH | Mesh Format |
| OGV | Outlet Guide Vanes |
| PRESTO! | PREssure STaggering Option |
| RANS | Reynolds Averaged Navier-Stokes |
| RMS | Root Mean Square |
| RSM | Reynolds Stress Model |
| SGS | Sub-Grid Scales |
| SST | Shear Stress Transport |
| STL | Stereo Lithography |
| TAP | Transportes Aéreos de Portugal |
| TGB | Transfer Gear Box |
| UBI | Universidade da Beira Interior |
| UHC | Unburned Hydrocarbons |
| URF | Under Relaxation Factors |
| VBV | Variable Blade Vanes |
| WALE | Wall-Adapting Local Eddy-Viscosity |

Nomenclatura

| | | |
|-------------|--|---------------------------------|
| A | Área | $[m^2]$ |
| E | Energia | $[J]$ |
| \dot{E}_C | Energia cinética | $[J]$ |
| F | Potência propulsiva | $[kN]$ |
| G_b | Geração de energia cinética devido à flutuabilidade | $[J]$ |
| G_k | Geração de energia cinética relacionada com gradientes de velocidade média | $[J]$ |
| g | Aceleração da gravidade | $[m/s^2]$ |
| k | Condutividade térmica | $[W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}]$ |
| \dot{m} | Caudal mássico | $[kg/s]$ |
| N | Número de timesteps | $[-]$ |
| p | Pressão | $[Pa]$ |
| P | Pressão | $[Pa]$ |
| Pr | Número de Prandtl | $[-]$ |
| q | Taxa específica de radiação | $[W/m^2]$ |
| Re | Número de Reynolds | $[-]$ |
| t | Tempo | $[s]$ |
| $TSFC$ | Consumo específico de combustível de tração | $[g/kN]$ |
| V | Volume | $[m^3]$ |
| U | Velocidade | $[m/s]$ |
| u | Velocidade | $[m/s]$ |
| v | Velocidade | $[m/s]$ |
| w | Velocidade | $[m/s]$ |
| Y_M | Varição da dilatação na turbulência compressível | $[kg/m \cdot s^3]$ |

Letras gregas

| | | |
|------------|---|-------------|
| ϵ | Taxa de dissipação da energia cinética turbulenta | $[m^2/s^2]$ |
| μ | Viscosidade turbulenta | $[Pa/s]$ |
| σ | Tensão | $[Pa]$ |
| ω | Taxa de dissipação específica | $[s^{-1}]$ |
| τ | Tensão de corte | $[Pa]$ |
| ρ | Massa específica | $[kg/m^3]$ |
| η_p | Rendimento propulsivo | $[-]$ |

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação

Ao longo dos anos a emissão de poluentes nos motores do setor aeronáutico é um aspeto que tem vindo a ganhar grande importância na produção destes não só devido às cada vez mais exigentes restrições de projeto, mas também por terem um papel fundamental na quantidade de combustível consumido. No âmbito de perceber a emissão de poluentes e de melhorar o desempenho do motor, é imprescindível um estudo detalhado da combustão. Para tal é fundamental a utilização de modelos de turbulência que permitem perceber o processo acima mencionado.

1.2 Objetivos

Esta dissertação baseia-se em analisar detalhadamente diferentes modelos de turbulência com base na emissão de poluentes e na combustão de um motor CFM56-3. É pretendido perceber o processo de formação de poluentes e os fenómenos turbulentos em câmaras de combustão anelares estimando as razões para o possível mau funcionamento ou hipóteses de melhoria do motor. Um motor com baixas emissões de poluentes é considerado um motor “amigo do ambiente” e, conseqüentemente, torna-se numa boa opção na indústria aeronáutica.

O motor CFM56-3 é um motor turbojato com grande razão de bypass com uma câmara de combustão anelar utilizado em grande parte nas aeronaves comerciais do setor aeronáutico nomeadamente na família A320 da Airbus e nos Boeing 737.

1.3 Estrutura da Dissertação

Este trabalho está organizado em 5 capítulos. O primeiro capítulo apresenta a motivação para o trabalho e os principais objetivos com a realização da dissertação.

No capítulo 2 são enumerados os diversos tipos de câmaras de combustão, os tipos de combustíveis utilizados, os processos de combustão e os variados modelos de turbulência existentes. Também será feita uma análise aos estudos já realizados por diversos autores.

De seguida apresenta-se o capítulo 3 onde é feita uma análise do escoamento turbulento, são enumerados os modelos de turbulência, é descrita a geometria, a malha, as equações de governo, as condições de fronteira e o combustível utilizado. Também serão determinados neste capítulo os pontos de funcionamento do motor nos quais será realizado o estudo. Por fim

são descritos os procedimentos de montagem dos casos de teste e a realização das simulações numéricas.

Finalmente, no capítulo 4 são apresentados os resultados obtidos nas simulações realizadas. O capítulo começa com a análise da convergência das soluções apresentando alguns parâmetros que confirmam a convergência. Na secção seguinte apresenta-se uma breve análise do y^+ e de seguida os resultados das simulações através de imagens obtidas dos dados de cada caso de estudo. São efetuadas algumas comparações relevantes entre os resultados em ordem a identificar relações entre variáveis.

Finalmente as conclusões serão descritas no capítulo 5 bem como algumas propostas de trabalhos futuros.

Capítulo 2

Câmaras de Combustão

Este capítulo apresenta uma breve revisão sobre os principais requisitos das turbinas de gás e uma descrição dos diversos tipos e configurações de câmaras de combustão utilizadas nos motores de aeronaves. Também será realizado um breve estado da arte sobre os processos de combustão referindo os recentes desenvolvimentos nos modelos de turbulência.

2.1 Revisão Histórica

Em meados de 1950 foram estabelecidos os contornos convencionais das turbinas de gás tais como as que conhecemos atualmente. Desde então a tecnologia tem vindo a evoluir permitindo com isso o melhoramento contínuo e gradual das turbinas de gás, razão pela qual as turbinas atualmente em serviço aparentam semelhanças às desenvolvidas há 70 anos atrás. Observam-se grandes melhorias em termos de eficiência, que teve um grande aumento, na emissão de poluentes, que tem vindo a diminuir e no tempo de vida que é cada vez maior.

O desenvolvimento das turbinas de gás permitiu obter energia mecânica a partir de um combustível sendo esta a base de grandes progressos tecnológicos ao longo dos anos [1]. O componente fundamental das turbinas de gás é o combustor ou câmara de combustão. O desenvolvimento destas era um grande desafio para a criação do motor turbojato. Os principais responsáveis por estes desenvolvimentos foram engenheiros britânicos, alemães e americanos.

As primeiras tentativas de construção de combustores foram protagonizadas por Frank Whittle na Grã-Bretanha. Primeiramente o método usado no modelo W1 para a preparação do combustível líquido foi o aquecimento do combustível acima da sua temperatura de fusão para obtê-lo em forma de vapor antes da combustão. Contudo, este método apresentou inúmeras dificuldades em termos de propriedades térmicas dos tubos do vaporizador e no controlo do caudal de combustível. Mais tarde, após diversas tentativas o tubo do vaporizador foi substituído por um injetor em espiral (*pressure swirl atomizer*) obtendo um maior ângulo do cone de pulverização. Outra melhoria na turbina foi o aumento da entrada do fluxo de ar para a zona de combustão resultando numa mistura rápida de ar vapor de combustível e produtos de combustão. Um exemplo de outro motor desenvolvido pelos britânicos é o *Metropolitan Vickers Beryl* que se caracteriza por ser o primeiro motor com combustor anelar.

A Alemanha desempenhou um papel importante no desenvolvimento de combustores para turbinas de gás devido à sua urgente necessidade durante a Segunda Guerra Mundial. O motor Jumo 004 é um exemplo de motor que foi usado em grande parte das aeronaves em serviço durante aquela época. Este motor apresenta seis combustores tubulares alimentados de

combustível a pressões até 5.2MPa do injetor utilizado por Whittle. Outro modelo desenvolvido na mesma altura foi o BMW 003 que é caracterizado por ter um combustor anelar com 16 injetores igualmente espaçados. Com este combustor a perda de pressão era muito menor, porém apresentava uma maior relação comprimento/altura.

Ao mesmo tempo que os países europeus, os Estados Unidos da América apresentaram também grande progresso no design de combustores. Com algumas bases do trabalho de Whittle a companhia General Electric (GE) desenvolveu diversos motores como J31 com um combustor com fluxo reverso. No entanto o motor J34 foi projetado com uma configuração bi-anelar, mas não teve aprovação na altura. Mais tarde, por volta de 1970, voltando ao conceito apresentado anteriormente foi desenvolvido o motor CFM56-B pela GE como sendo um motor de baixas emissões.

2.2 Turbina de Gás

O desenvolvimento da turbina de gás permitiu um grande avanço do setor aeronáutico possibilitando um melhor aproveitamento de energia (alta densidade de potência) e consequentemente uma melhor solução de motores na aviação. A turbina de gás mistura ar e combustível originando tração propulsiva. O ar proveniente da atmosfera passa pelo compressor e de seguida entra na câmara de combustão onde misturado com o combustível ocorre a produção de energia química que ao entrar na turbina passa a energia propulsiva.

Os principais constituintes da turbina de gás são o compressor, a câmara de combustão e turbina tal como se observa na figura 2.1.

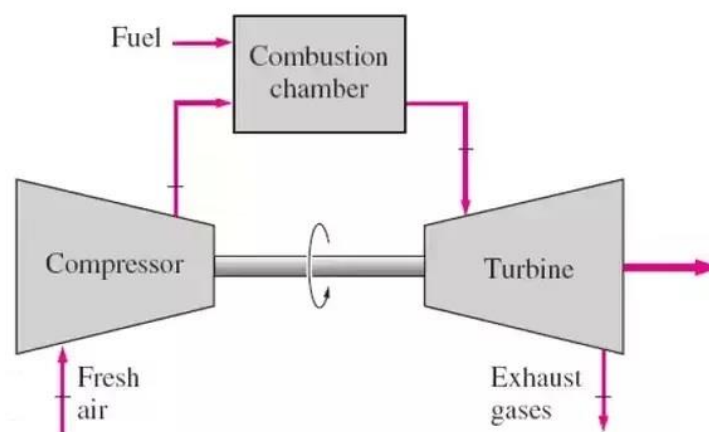


Figura 2.1: Configuração e ciclo simples de uma turbina de gás [2].

2.2.1 Compressor

O compressor desempenha um papel importante no aumento da pressão, da temperatura e da quantidade de energia termodinâmica acumulada do ar de modo a fornecer à câmara de combustão ar em condições de pressão e temperatura adequadas ao processo de combustão. O motor pode apresentar várias etapas de compressores constituídos por pás ligadas ao eixo

central dependendo da razão de compressão pretendida. O ar entra na direção axial do compressor para áreas cada vez mais pequenas o que resulta no aumento da pressão e da quantidade de energia acumulada. Geralmente utilizam-se compressores de direção axial onde o escoamento é unidirecional ao longo do eixo que liga o compressor à turbina. O ar passa pelos conjuntos de pás que estão alternadamente em movimento rotativo (*rotor*) ou estacionárias (*stator*) até chegar ao combustor.

2.2.2 Turbina

A turbina situa-se após a câmara de combustão e fornece energia ao compressor através da sua rotação. O fluido de alta energia que sai da câmara de combustão faz com que as pás da turbina girem, que têm forma de um perfil alar criando uma força de sustentação. À medida que a turbina absorve energia do fluido, a pressão diminui e a temperatura aumenta, obtendo ar quente a alta velocidade na saída do motor. Tal como o compressor, a turbina apresenta conjuntos de pás fixos e em movimento rotacional de modo a ter turbinas de alta pressão e de baixa pressão.

2.2.3 Bocal Propulsivo

O bocal propulsivo tem a função de produzir tração e conduzir os gases queimados para o exterior do motor. Os bocais propulsivos podem ser divergentes, convergentes ou convergente-divergentes dependendo da razão de expansão pretendida e da consequente velocidade à saída do motor. Nas turbinas de gás o bocal reduz a pressão dos gases provenientes da combustão produzindo assim tração através do aumento da velocidade do fluido. Este processo é justificado pelo princípio de Bernoulli que explica a relação entre a pressão e a velocidade de um determinado escoamento subsónico.

2.2.4 Ciclo de Funcionamento

O funcionamento da turbina de gás baseia-se na terceira lei de Newton que diz que para cada ação existe uma reação oposta de igual intensidade. O ciclo de Brayton apresentado a seguir explica também as transformações energéticas verificadas numa turbina de gás ideal. Numa primeira fase quando o ar entra no compressor verifica-se um aumento de temperatura, ou seja, é o ar é comprimido isentropicamente (processo 1-2). De seguida ocorre a combustão onde a pressão é constante (processo 2-3). Após a combustão verifica-se a expansão isentrópica quando o fluido passa pela turbina (processo 3-4) e por fim o arrefecimento a pressão constante até ao estado inicial (processo 4-1). Na figura 2.2 apresentam-se os diagramas que relacionam a pressão-volume e temperatura-entropia do ciclo de Brayton.

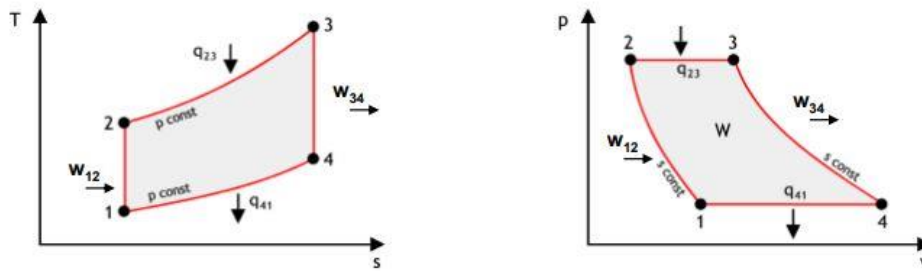


Figura 2.2: Ciclo de Brayton [3].

2.2.5 Fases do Motor

Na execução de um determinado voo, o motor da aeronave apresenta diferentes configurações para cada fase do seu voo. Estas diferenças contribuem para uma maior eficiência e funcionamento do motor apresentando diversas percentagens de utilização de potência e de rotações por minuto (rpm).

Na fase de decolagem o motor necessita de estar no seu nível máximo de funcionamento, pois esta é uma fase que requer 100% da potência produzida.

Durante o voo de cruzeiro a aeronave requer por norma cerca de 60 a 75% da potência de forma a apresentar um desempenho eficiente.

No período de aproximação da aeronave à pista de aterragem e até ao *roll-out* da pista é utilizado 30% da potência.

Nos procedimentos de *taxi* e *ground-control* o motor funciona usualmente a 7% da sua potência.

2.2.6 Desempenho do Motor

O sistema propulsivo de qualquer aeronave é fundamental para que esta seja eficiente, ou seja, seguindo as leis da mecânica e termodinâmica o motor necessita de apresentar um bom desempenho a nível de potência produzida, rendimento, consumo específico, impulso, etc.

A tração propulsiva é a força que move uma aeronave pelo ar. A tração é gerada pelos motores da aeronave através da reação de aceleração de uma massa de gás. Este é um fator importante no comportamento do motor que relaciona as velocidades, pressões, áreas e caudais de entrada e saída pela equação da tração dada por:

$$F = \dot{m}_s v_s - \dot{m}_e v_e + (P_s - P_e) A_s \quad (2.1)$$

Onde \dot{m} representa o caudal, v a velocidade, P a pressão e A a área.

Outro parâmetro determinante é o consumo específico de combustível relacionando o caudal de combustível com a potência propulsiva dado por:

$$TSFC = \dot{m}_f / F \quad (2.2)$$

O rendimento propulsivo não se preocupa apenas com a potência produzida, mas também com a conversão eficiente da energia térmica do combustível em energia cinética. Este rendimento compara a potência propulsiva com a energia cinética do escoamento:

$$\eta_p = F / \Delta \dot{E}_c \quad (2.3)$$

Onde

$$\Delta \dot{E}_c = \frac{1}{2} \dot{m} (V_s^2 - V_e^2) \quad (2.4)$$

2.3 Câmaras de Combustão

A câmara de combustão é o local do motor onde acontece a reação entre o combustível e o oxidante através da conversão de energia química em energia térmica. Para tal, é necessário que a sua estrutura seja adequada e capaz de suportar altas temperaturas durante longos períodos de tempo.

2.3.1 Requisitos de uma Câmara de Combustão

No projeto de turbinas de gás é fundamental ter em conta os requisitos que a câmara de combustão necessita de cumprir. Os pontos fortes destes são o cumprimento em termos de peso e dimensões uma vez que são fatores determinantes na construção de aeronaves. No entanto são enumerados alguns requisitos a ter em conta no projeto de um combustor:

- Eficiência da combustão
- Ignição suave e fiável quer no solo quer depois da extinção a grandes altitudes
- Altos limites de estabilidade
- Baixa perda de pressão
- Distribuição de temperatura a saída
- Baixa emissão de fumo e de gases poluentes

- Independência de pulsos de pressão e outros fenômenos de instabilidades relacionados com combustão
- Tamanho e forma compatíveis com o envelope do motor
- Custo mínimo e facilidade de produção
- Manutenibilidade
- Durabilidade
- Compatibilidade com petróleo e multifuel.

2.3.2 Tipos de Câmara de Combustão

A escolha do tipo de combustor e da sua configuração depende da dimensão do motor e da necessidade de usar o espaço disponível da forma mais eficiente. Existem dois grandes tipos de combustor, o tubular e o anelar. Um outro tipo de combustor é o tubo-anelar que é tal como o nome indica uma junção do tipo tubular com o anelar. Na figura 2.3 observam-se os três principais tipos de combustor.

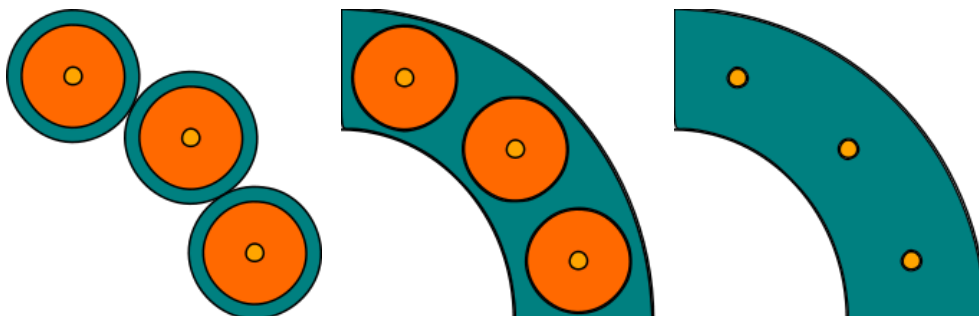


Figura 2.3: Tipos de combustor [4].

O combustor tubular designado por “can” na literatura é constituído por câmaras de combustão cilíndricas independentes e mais pequenas. Cada pequena câmara de combustão tem o seu próprio injetor de combustível, ignição e revestimento como ilustrado na figura 2.4. O fluxo de ar principal é fornecido de forma individual onde é desacelerado, misturado com o combustível e de seguida queimado. Na grande maioria dos casos, as pequenas câmaras de combustão cilíndricas estão distribuídas em redor do eixo central do motor alimentando a turbina. Este tipo de combustor foi muito utilizado nas primeiras turbinas de gás construídas pois a sua configuração em câmaras de combustão independentes permitia testar apenas uma câmara e fazer as alterações necessárias em todas elas. Este tipo combustor requer uma manutenção mais simples comparado aos outros tipos devido ao facto de ser possível retirar uma câmara de combustão sem afetar as restantes. Outra vantagem deste tipo de combustor é que o controlo da razão combustível/ar é efetuado de forma simples. No entanto, existem alguns aspetos menos positivos da configuração tubular que são a dificuldade em manter a uniformidade, a

grande perda de pressão (7%) e o facto de terem um maior volume e consequentemente serem mais pesados.

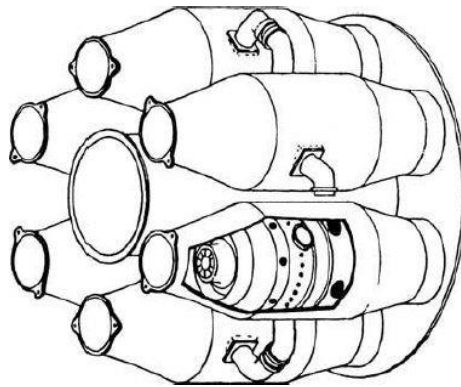


Figura 2.4: Câmara de combustão de configuração *Multi-can* [1].

Os combustores tubo-anelares apresentam também as pequenas câmaras de combustão, porém com um único revestimento cilíndrico tal com se observa na figura 2.5. Esta configuração é compacta como o combustor anelar e também apresenta uma forte resistência mecânica semelhante ao combustor tubular. Na sua configuração, as pequenas câmaras de combustão possuem entradas para serem interligadas através de tubos de ligação permitindo a existência de um fluxo de ar circunferencial necessitando de apenas um sistema de ignição para todas as pequenas câmaras de combustão. O escoamento de saída apresenta geralmente um perfil de temperatura mais uniforme sendo melhor para a secção da turbina. Este combustor apresenta uma perda pressão de cerca de 6% e verifica-se que é mais leve em relação ao combustor tubular. O aspeto menos positivo deste combustor é a maior dificuldade na tentativa de obter um escoamento consistente e na complexidade de desenho do difusor a utilizar no motor.

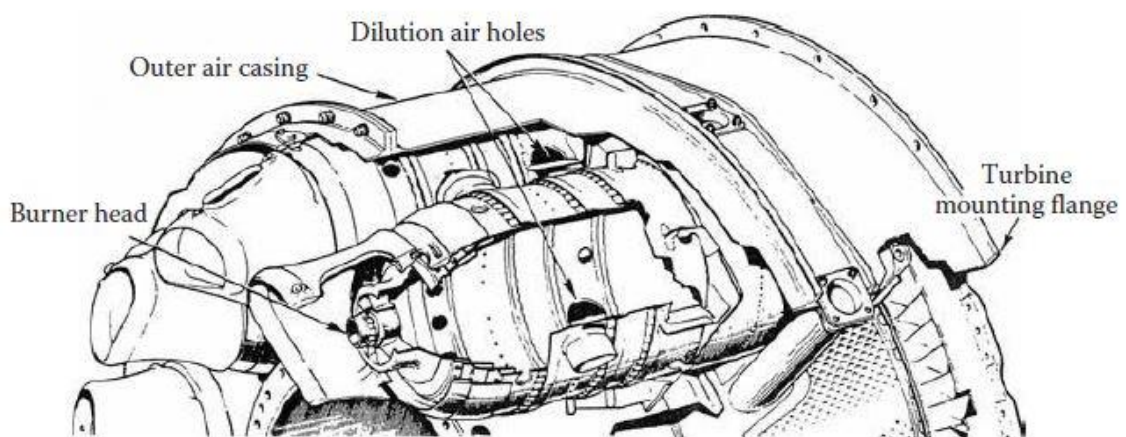


Figura 2.5: Câmara de combustão de configuração tubo-anelar [1].

A configuração anelar dos combustores é a mais recente e preferencialmente utilizada nos motores mais recentes (por exemplo CFM56-3). É caracterizada por não ter nenhuma divisão e por ter uma parede interior e exterior da câmara de combustão como se observa na figura 2.6.

Em muitos casos é a solução ideal de combustor pois apresenta uma configuração aerodinâmica “limpa”, uma única zona de combustão o que implica uma combustão mais uniforme e também uma menor área de superfície o que o torna o combustor mais leve entre as configurações apresentadas. Além disso a temperatura de saída é geralmente uniforme, verifica-se que a perda de pressão ronda os 5%. Por outro lado, este combustor não permite a substituição de secções o que o torna mais dispendioso que os restantes.

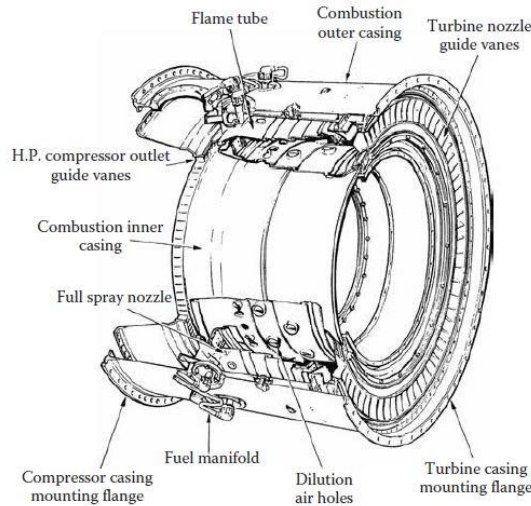


Figura 2.6: Combustor anelar RB211 [1].

2.4 CFM56-3

O motor CFM56-3 foi desenvolvido e produzido tal como o nome indica pela CFM, uma empresa constituída em conjunto pela General Electrics e pela Saafran Aircraft Engines [5, 6]. Este motor foi desenvolvido na segunda metade dos anos 70 e é usado nas aeronaves da família Boeing 737 desde a sua aprovação em 1984 e pode ter diferentes valores de potência como se observa na tabela 2.1.

Tabela 2.1: Aplicações e potência de diversas versões do motor CFM56-3 [7].

| Versão | Potência [lb] | Aeronave |
|-------------|---------------|---------------------|
| CFM56-3 B-1 | 20000 | B737-300 e B737-500 |
| CFM56-3 B-2 | 22000 | B737-300 e B737-500 |
| CFM56-3 C-1 | 23500 | B737-400 |

Apresentam-se a seguir os constituintes gerais do motor CFM56-3 (figura 2.7) que se dividem em três secções principais [7]: sistema de baixa pressão, sistema de alta pressão e *accessory drive section*.

O sistema de baixa pressão engloba:

- Fan de uma fase à qual está ligado o rotor *Booster*;

- *Booster* de 3 fases com 4 fases de *stator*;
- *Outlet Guide Vanes* (OGV);
- 12 *Variable Bleed Valves* (VBV);
- Turbina de baixa pressão com 4 rotores e três *stators*.

O sistema de alta pressão é constituído por:

- Rotor do compressor de alta pressão de 9 fases;
- *Inlet Guide Vanes* (IGV) de uma fase;
- *Variable Stator Vanes* de três fases;
- 5 fases de *stators* de geometria fixa;
- *Outlet Guide Vanes* (OGV);
- Câmara de Combustão Anelar com 20 injetores de combustível;
- *Nozzles* da turbina de alta pressão;
- Rotor da turbina de alta pressão;
- *Nozzles* da primeira fase da turbina de baixa pressão.

O *accessory drive section* é usado quando o motor é ligado para acionar o compressor de alta pressão e depois disso para extrair energia do compressor de alta pressão para os diversos acessórios da aeronave. Esta secção caracteriza-se por:

- *Inlet Gear Box* (IGB);
- *Transfer Gear Box* (TGB);
- *Horizontal Drive Shaft* (HDS);
- *Accessory Gear Box* (AGB).

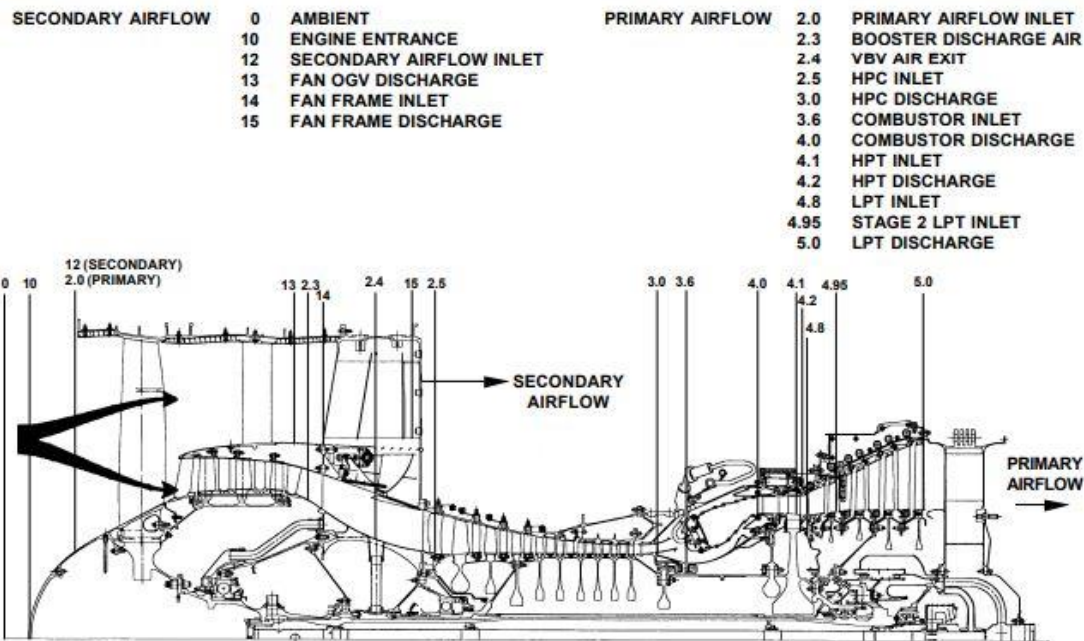


Figura 2.7: Configuração do motor CFM56 [7].

2.5 Processo de Combustão

As câmaras de combustão devem ser capazes de suportar uma queima estável durante longos períodos de tempo do funcionamento do motor e requerem uma eficiência de combustão perto de 100%. De forma a cumprir com estes requisitos as câmaras de combustão devem garantir o reacendimento de chama para casos de extinção de chama durante o voo. Assim sendo, os parâmetros a ter em conta no processo de combustão são a estabilidade, a eficiência e a ignição.

A combustão é descrita como a ciência das reações químicas exotérmicas em escoamentos com transmissão de calor [8]. Por outras palavras, o principal objetivo da combustão é converter a energia química em energia térmica provocando um aumento de temperatura do escoamento através da queima eficiente de combustível.

O combustível líquido é separado, através de um *spray*, em pequenas gotas que se misturam com o ar dividindo os hidrocarbonetos mais pesados em frações menores que reagem com o oxigénio originando a reação química da mistura formada. Com o objetivo de uma combustão rápida e num espaço confinado, é necessária uma temperatura elevada, ou seja, a mesma de uma combustão de uma mistura estequiométrica.

Nem todos os processos de combustão são acompanhados de chama tal como se descreve a seguir existem dois regimes principais de combustão: deflagração e detonação.

2.5.1 Deflagração

A deflagração é o processo de propagação da chama pela mistura não queimada, ou seja, um processo que ocorre numa camada fina de fluido com gradientes elevados de temperatura e de concentração de espécies químicas. Macroscopicamente a frente de chama pode ser vista como a interface entre os gases queimados, que têm maior volume e temperatura, e a mistura não queimada.

2.5.2 Detonação

A detonação é caracterizada como sendo a onda de choque ligada e suportada por uma zona de reação química. As ondas de detonação apresentam velocidades supersônicas entre 1 e 4 km/s, portanto, não ocorrem nas misturas combustível/ar convencionais verificadas em turbinas de gás. Atualmente, a sua aplicação é feita em motores de *pulse detonation* no setor militar.

2.5.3 Tipos de Combustível

De acordo com Maurice [9], atualmente o principal tipo de combustível utilizado para a obtenção de energia propulsiva para voo na aviação é o *jet fuel*. Ao longo dos anos o *jet fuel* foi sofrendo diversas modificações até se obter a composição do *jet fuel* usado hoje em dia, o Jet-A (EUA) ou Jet-A1 (Europa e resto do mundo) e o JP-8 para motores militares.

Para ser utilizado em motores de aeronaves um combustível necessita de cumprir diversos requisitos [10]. Apresentam-se a seguir os requisitos por ordem de importância:

1. Alta densidade energética
2. Boa atomização
3. Evaporação rápida
4. Boas características de queima
5. Baixo risco de explosão
6. Elevado calor específico
7. Sem contaminantes
8. Mínima formação de carbono
9. Baixa viscosidade e alta lubrificidade
10. Boa estabilidade térmica e química
11. Boa acessibilidade e custo aceitável

12. Produtos de combustão aceitáveis ambientalmente

13. Fácil armazenamento em solo e manuseamento

Tendo em conta estes requisitos é fundamental cumprir com as especificações de propriedades físicas e dos limites de cada substância e aditivo [11] de acordo com o regulamento definido pela Defense Standard DEF STAN 91-91/1(1994). Algumas dessas especificações estão descritas na tabela 2.2.

Tabela 2.2: Especificações e limites do combustível Jet-A [11].

| Propriedade | Limite |
|-------------------------------|-----------------------------------|
| Composição | |
| Aromáticos | Máximo 22vol.% |
| Olefinas | Máximo 5vol.% |
| Sulfuros, total | Máximo 0.3mass% |
| Aditivos | |
| Antioxidantes | 17-27mg/l |
| Metal deactivators | Máximo 5.7% |
| Dissipadores estáticos | |
| First doping stadis 450 | Máximo 3mg/l |
| ASA-3 | Máximo 1mg/l |
| Inibidor de corrosão | Varia com o aditivo usado |
| Inibidor de fuel <i>icing</i> | Mínimo 0.10vol.% máximo 0.15vol.% |

Jet fuel é o nome usado para o combustível no setor da aviação e é constituído em grande parte pela destilação fracionada de crude originando o querosene. Os seus componentes principais são alcanos e cicloalcanos com uma cadeia de carbonos C6-C12 como se observa na tabela 2.3.

Tabela 2.3: Composição química do combustível Jet fuel [12].

| Composição (wt%) | Jet A-1 |
|----------------------|---------|
| n-Alcanos | 19.6 |
| Isso-alcanos | 29.9 |
| Alcanos monocíclicos | 20.3 |
| Alcanos policíclicos | 7.3 |
| Alcano Benzenos | 14.1 |
| Outros hidrocarbonos | 8.7 |

2.5.4 Tipos de Chama

Existem diferentes tipos de chama consoante a mistura de combustível/ar ou da forma que a mistura tem na zona de reação. A chama pode ser laminar ou turbulenta dependendo do comportamento do escoamento dos gases de combustão. A chama pode ser classificada como

chama sem pré-mistura (ou chama de difusão) ou chama com pré-mistura. Ambos os tipos podem ser laminares ou turbulentos.

2.5.4.1 Sem pré-mistura

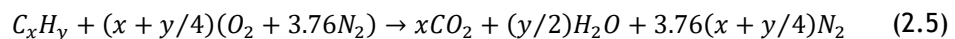
A chama sem pré-mistura é tal como o nome indica uma chama onde o combustível e o oxigénio são armazenados em locais distintos juntando-se apenas na zona de reação. Para este tipo de chama a razão de mistura limita a razão da combustão total.

2.5.4.2 Com pré-mistura

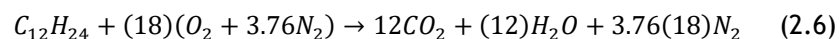
Na chama com pré-mistura o combustível e o oxigénio são previamente misturados e quando se dá a ignição a chama propaga-se pela mistura combustível/ar. A maioria dos escoamentos de combustível/ar são turbulentos o que favorece o aumento da velocidade da chama.

2.5.5 Estequiometria

Ao longo do processo de combustão as quantidades dos elementos químicos presentes variam continuamente. A reação de combustão ocorre entre um combustível e um oxidante originando produtos de reação. No caso particular deste trabalho, o combustível utilizado é Jet-A que contem querosene em grande parte da sua composição e o oxidante é o ar que pode ser aproximado por uma mistura ideal com 21% de oxigénio e 79% de azoto. A reação estequiométrica de um hidrocarboneto com ar leva à formação de espécies químicas completamente oxidadas nos produtos de reação tal como se observa na equação generalizada de uma reação completa estequiométrica.



Neste caso as espécies químicas completamente oxidadas são o C e o H. Aplicando a equação para o querosene (C₁₂H₂₄) obtém-se:



No entanto, para uma mistura real de um hidrocarboneto com ar em proporções estequiométricas, não ocorre combustão completa, havendo a formação de espécies químicas adicionais tais como o CO. A reação estequiométrica representa um processo de combustão ideal sendo uma aproximação do processo real.

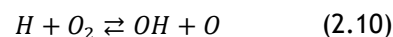
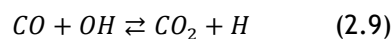
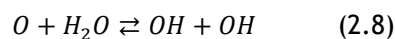
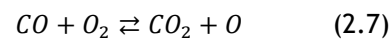
2.6 Formação de Poluentes

O aumento do setor aeronáutico ao longo do tempo tem como grande consequência a formação de elevadas quantidades de elementos poluentes [13]. Embora tenham sido criadas legislações, os motores das aeronaves apresentam emissões significativas de espécies químicas como o

dióxido de carbono (CO₂), óxidos de azoto (NO_x), hidrocarbonetos não queimados (UHC), óxidos de enxofre (SO₂), etc. Na tabela 4 observam-se as quantidades de emissão de cada substância em diferentes fases de voo. Estes poluentes apesar de afetarem o meio ambiente são também prejudiciais para a saúde do ser humano podendo provocar graves doenças respiratórias. A formação destas substâncias deve-se essencialmente à oxidação parcial do combustível onde o processo de combustão é lento e a mistura ar/combustível é pobre. As características de injeção de combustível também estão relacionadas com a origem de elementos poluentes.

2.6.1 Equações de Formação

Verifica-se a formação de UHC e CO quando a mistura ar/combustível é muito rica provocando uma combustão incompleta devido ao facto de o combustível não permanecer tempo suficiente na câmara de combustão. A oxidação de CO requer uma certa quantidade de ar misturado com os gases quentes presentes na câmara de combustão. Este processo é também dependente da cinética das reações de oxidação e forma de arrefecimento na câmara de combustão. As seguintes equações descrevem a oxidação de CO.



O processo inicia-se com a formação de CO₂ a partir de CO e O₂ (eq. 2.7) que é uma reação lenta contribuindo pouco na formação de CO₂. A produção de H verifica-se na equação 2.9 dando origem a uma cadeia de reações com O₂ originando OH e O. Estes radicais reagem com CO e H₂O através das relações das equações 2.8 e 2.9.

2.7 Estudos de Outros Autores

Neste subcapítulo foram analisados diversos estudos de autores sobre os mais recentes desenvolvimentos relacionados com os diferentes escoamentos e com os métodos de simulação de turbulência e os seus modelos.

Bhimgade e Bhele fizeram uma revisão sobre a importância da dinâmica de fluídos computacional (CFD) no estudo do funcionamento das câmaras de combustão das turbinas de gás [14]. Primeiramente, os autores realçam a grande evolução das turbinas de gás e do desempenho das câmaras de combustão devido ao desenvolvimento de novos materiais, revestimentos e sistemas de arrefecimento nos últimos 20 anos. A combustão produz diversas substâncias como CO₂, H₂O, hidrocarbonetos, partículas de fuligem e compostos azotados (NO_x) e sulfurosos (SO_x). Um dos grandes desafios das análises CFD das câmaras de combustão é verificar quais as emissões de poluentes para o meio ambiente e testar formas de as reduzir de

forma a melhorar a qualidade do ar, diminuir o efeito de estufa e o elevado smog nas grandes cidades. O funcionamento ideal deste tipo de motor seria a obtenção de uma maior relação potência/peso e uma diminuição do consumo específico de combustível. Existem diversas ferramentas computacionais a serem usadas na análise de escoamentos turbulentos nos combustores como (FLUENT, KIVA, VECTICS, STAR-CD, etc.). O autor salienta a importância da capacidade computacional requerida na análise CFD, pois resolve as equações de governo como a conservação de massa, conservação da quantidade de movimento, conservação de energia e em diversos casos conservação das espécies e o facto de esta ser uma ferramenta muito útil e apresentar uma grande concordância com os resultados experimentais. Esta revisão conclui que CFD oferece uma solução eficiente na análise de escoamentos complexos com diversas aplicações no setor da engenharia.

Um estudo numérico da distribuição do escoamento numa turbina de gás foi realizado por Hasti et al. [15]. Os autores analisam o escoamento usando o modelo estacionário RANS e posteriormente o modelo LES com o objetivo de otimizar a precisão e o tempo de cálculo. Neste estudo são criadas malhas de alta resolução com *automatic meshing* e um refinamento adaptativo a cada passo de tempo durante a simulação baseando-se nos gradientes de velocidade. Os resultados mostram uma grande concordância entre a simulação numérica realizada e os dados experimentais analisados. No estudo da separação do escoamento em diferentes secções do combustor verifica-se que o escoamento total no *swirler* é sobrestimado em 19% numa malha menos refinada e 17,6% numa malha mais fina e o fluxo caudal total de diluição em 14% na malha menos refinada e 9% na malha fina. As diferenças verificadas entre os resultados numéricos e experimentais podem estar relacionadas com a interação entre escoamentos nas diversas passagens ou com erros numéricos associados com a limitação dos modelos. Através dos contornos da velocidade axial é possível observar uma zona de recirculação do escoamento na zona primária do combustor. Nesta zona, a razão ar/combustível e a aerodinâmica desempenham um papel fundamental na estabilidade da chama numa vasta gama de operação visto que a aeronave está sujeita a condições adversas de pressão e de temperatura durante o seu funcionamento. Os autores concluem que no geral os modelos RANS e LES permitem uma boa análise do escoamento em comparação aos dados obtidos experimentalmente.

Na sua revisão sobre os progressos do LES em câmaras de combustão de turbinas de gás Gicquel et al. [16] verificaram que com os grandes avanços do poder computacional ao longo dos anos as simulações RANS e LES tem apresentado grandes melhoramentos tornando-se assim em boas ferramentas para análise de escoamentos turbulentos. Geralmente a simulação LES tem um custo computacional cerca de 100 vezes superior do que uma análise em RANS. Isto deve-se ao facto de o LES resolver os turbilhões de grandes escalas e o RANS os modelar. Os autores concluem que nos últimos anos têm sido utilizadas geometrias mais complexas apresentando resultados numéricos com melhor precisão e concordantes com os experimentais.

Partindo das equações de governo de movimento de fluido estabelecidas por Navier-Stokes existem três grandes formas de simulação de escoamentos turbulentos: RANS, LES e DNS.

As equações de Navier-Stokes são a base dos estudos de modelação de escoamentos fluidos (*fluid flow modeling*) sendo possível analisar um determinado escoamento ou os seus vórtices, etc. Estas equações relacionam a velocidade, pressão, densidade e viscosidade dinâmica de um certo fluido tridimensional originando um conjunto de equações que resolvidas juntamente com a equação da continuidade permitem analisar um escoamento numa determinada geometria. As equações gerais de Navier-Stokes são [17]:

$$\text{Continuidade:} \quad \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (2.11)$$

$$\begin{aligned} \text{Momento X:} \quad & \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} \\ & = -\frac{\partial(p)}{\partial x} + \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial(\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(\tau_{xy})}{\partial y} + \frac{\partial(\tau_{xz})}{\partial z} \right] \end{aligned} \quad (2.12)$$

$$\begin{aligned} \text{Momento Y:} \quad & \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} \\ & = -\frac{\partial(p)}{\partial y} + \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial(\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(\tau_{yz})}{\partial z} \right] \end{aligned} \quad (2.13)$$

$$\begin{aligned} \text{Momento Z:} \quad & \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} \\ & = -\frac{\partial(p)}{\partial z} + \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial(\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial(\tau_{zz})}{\partial z} \right] \end{aligned} \quad (2.14)$$

$$\begin{aligned} \text{Energia Total Et:} \quad & \frac{\partial(E_T)}{\partial t} + \frac{\partial(uE_T)}{\partial x} + \frac{\partial(vE_T)}{\partial y} + \frac{\partial(wE_T)}{\partial z} \\ & = -\frac{\partial(up)}{\partial x} - \frac{\partial(vp)}{\partial y} - \frac{\partial(wp)}{\partial z} \\ & + \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial}{\partial x} (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) \right. \\ & \left. + \frac{\partial}{\partial z} (u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz}) \right] - \frac{1}{RePr} \left[\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right] \end{aligned} \quad (2.15)$$

A simulação RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes) do escoamento foi o primeiro e mais básico método de análise de fluido criado a partir das equações de Navier-Stokes. A aproximação por médias temporais é a mais usada em grande parte dos problemas computacionais de escoamento turbulento em engenharia [18].

Por outro lado, a simulação dos grandes remoinhos (*Large Eddy Simulation*), mais conhecida por LES tem vindo a ganhar importância no estudo da dinâmica dos escoamentos turbulentos [19, 20]. Este é um método mais evoluído que carece de recursos computacionais superiores

aos necessitados pelo RANS pois permite uma análise mais detalhada e precisa relativamente ao método referido acima resultando em boas estimativas quer para o escoamento quer para a mistura [21].

Numa comparação entre os métodos RANS e LES de uma câmara de combustão de uma turbina de gás aeronáutica Boudier [22] realça algumas diferenças verificadas entre estas duas aproximações numéricas. O autor observa que as zonas de temperatura média na câmara de combustão captadas pela LES são mais precisas e atingem maiores valores comparando com os testes efetuados pelo modelo RANS.

O cumprimento dos rigorosos regulamentos de emissão de poluentes requer uma forte otimização dos combustores das turbinas a gás, para os quais a *Large Eddy Simulation* (LES) é uma ferramenta promissora na fase de projeto [23]. No entanto, a previsão precisa da formação de poluentes continua a ser um desafio devido à complexa estrutura de chama neste tipo de configuração.

Fureby afirma também que a LES tem a capacidade resolver escoamentos instáveis em grande escala com uma precisão, confiabilidade e versatilidade superior ao método de CFD *standard* onde apenas o escoamento médio é analisado [24].

Segundo Muller, existem grandes diferenças entre as simulações apresentadas em termos de custo de detalhe e de capacidade computacional [25]. Na simulação DNS todas as escalas de turbulência são resolvidas numericamente enquanto que computação RANS todas as escalas de turbulência são modeladas. A simulação LES caracteriza-se como sendo o meio termo das duas simulações anteriores em que o campo de escoamento turbulento em grande escala é resolvido de forma numérica e os efeitos das pequenas escalas são modelados.

Com base em diversos estudos, sabe-se que as simulações RANS e LES são de extrema importância e podem ter variadas aplicações. Como tal, cada uma das simulações apresenta pontos fortes e pontos fracos como sintetizado na tabela 2.4.

Em simulações de escoamentos turbulentos a utilização de uma malha e uma grelha adequada ao problema é um fator determinante na obtenção de uma análise bem-sucedida [22]. É fundamental que a definição da malha seja a mais apropriada para o tipo de situação que se deseja resolver ou analisar.

Tabela 2.4: Pontos fortes e fracos dos modelos RANS e LES.

| | RANS | LES |
|---------------|---|--|
| Pontos Fortes | <ul style="list-style-type: none"> Baixo custo computacional [26] Opera conforme a região da camada limite [27] | <ul style="list-style-type: none"> Baixa dependência no modelo de turbulência [26] Identifica características do escoamento corretamente [27] Aplicado longe das fronteiras de zonas de escoamento descolado [27] Ideal para geometrias complexas [28] Grande potencial para uso industrial [22] Bons resultados para escoamentos e zonas de mistura [21] Boa concordância com resultados experimentais [21] Boa precisão [29] |
| Pontos Fracos | <ul style="list-style-type: none"> Estima a energia cinética turbulenta [26] Descrição inadequada de fenômenos instáveis como a formação de vórtices [27] | <ul style="list-style-type: none"> Grandes custos computacionais [27] Necessita uma resolução refinada em 3 direções espaciais [27] |

Boudier efetuou diversas simulações em LES com o objetivo de perceber melhor a dependência e os efeitos de diferentes malhas em câmaras de combustão com geometrias complexas [22]. No seu estudo, Boudier analisou três malhas com diferentes resoluções entre 1,2 a 44 milhões de elementos de modo a perceber a influência destas nas simulações LES. As malhas utilizadas foram denominadas da seguinte forma:

- *Coarse mesh* (malha grande) com 1 242 086 elementos
- *Intermediate mesh* (malha intermédia) com 10 620 245 elementos
- *Fine mesh* (malha refinada) com 43 949 682 elementos

Os resultados obtidos revelaram que em termos de velocidade axial existe uma grande diferença entre a malha grande e a malha intermedia, onde esta última é mais detalhada e mais nítida. Entre a malha intermédia e a malha refinada existe uma considerável similaridade sendo que a malha refinada é ligeiramente mais específica.

A análise aos resultados da temperatura RMS na câmara de combustão mostra grandes melhorias à medida que o número de elementos da malha vai crescendo, ou seja, a malha grande apresenta dados pouco conclusivos relativamente à malha intermédia onde se destacam com maior precisão as zonas de altas temperaturas presentes. Na malha refinada observam-se zonas semelhantes às apresentadas na malha intermédia, porém, com maior detalhe.

Para a malha grande os resultados da análise da razão de equivalência são básicos e superficiais enquanto que na malha intermédia já é possível uma observação mais explícita e permite uma boa análise do resultado obtido.

A taxa de reação apresenta poucas diferenças com a variação da resolução da malha, apresentando boas aproximações para as diferentes malhas.

Com as comparações realizadas, Boudier conclui que a posição da chama, a velocidade axial e a taxa de reação são muito pouco dependentes da resolução da malha, embora existam algumas diferenças. No entanto a temperatura RMS revela uma grande dependência na qualidade da malha, ou seja, quanto melhor for a resolução da malha maiores são as zonas de temperatura RMS observadas.

Em suma, de acordo com vários estudos realizados [30, 31], a malha mais indicada nas simulações em câmaras de combustão com geometrias complexas é a malha intermédia pois permite a obtenção de bons resultados na análise de escoamentos.

O principal aspeto das simulações de escoamentos turbulentos é o modelo de turbulência utilizado, ou seja, cada tipo de simulação pode ter um modelo de turbulência diferente. Com a evolução tecnológica, ao longo dos anos, tem vindo a surgir diversos modelos de turbulência cada vez mais adequados a situações de estudo distintas. Sendo o modelo de turbulência o “motor” da análise de escoamentos, é fundamental a utilização do modelo mais adequado no estudo pretendido. Como tal, enumeram-se nesta secção alguns dos modelos utilizados em CFD.

Na simulação RANS os modelos dividem-se em duas grandes categorias: *eddy viscosity models* e *Reynolds stress models (RSM)*. Os *eddy viscosity models* podem ser baseados em zero, uma, duas ou múltiplas equações de transporte.

Os modelos sem nenhuma equação de transporte são os mais simples e são constituídos por uma equação para a viscosidade turbulenta além das equações médias de Reynolds. Este é o modelo predefinido adotado pelo commercial CFD software e pelo Airpak (Fluent 2002).

Para os modelos com uma equação utiliza-se a expressão da energia cinética turbulenta k , de forma a complementar com as restantes equações do modelo anterior. O modelo de uma equação mais notório é o proposto por Spalart e Allmaras em 1992 onde a solução em cada célula é independente das soluções das células vizinhas tornando-o compatível com malhas de estrutura variável.

A simulação de escoamentos sem necessidade de conhecer a estrutura da turbulência é possível devido aos modelos de turbulência de duas equações. Juntamente com equação da energia cinética turbulenta a equação $\epsilon = k^\alpha l^\beta$ pode ser resolvida de modo a representar a turbulência física. A variação de alfa e beta permitem formar diversas equações válidas para estes modelos.

O conjunto de equações mais usual é o modelo k- ϵ apresentado por Launder e Spalding em 1974, pois tem um formato simples, um bom desempenho e grande concordância com inúmeros estudos efetuados. Outra variante deste modelo é o uso do conjunto de equações k- ω onde ω é a relação de ϵ com k e é indicado para situações de equilíbrio de escoamentos de gradientes de pressão adversos.

Quando se trata de escoamentos perto da superfície (*near-wall flows*) podem ser aplicados, embora pouco aceites e com elevado grau de complexidade, os modelos de múltiplas equações calculando a viscosidade perto da superfície através da flutuação da velocidade perpendicular $\overline{v'^2}$ ficando deste modo com um modelo de três equações.

Ao contrário dos *eddy viscosity models*, os RSM (*Reynolds Stress Models*) não calculam a viscosidade turbulenta dos vórtices e calculam as tensões e fluxos de Reynolds. Este cálculo origina correlações de turbulência de ordem elevada que devem ser resolvidas como $\overline{u'_i * u'_j * u'_k}$.

Capítulo 3

Métodos Numéricos

Neste capítulo serão descritos os modelos de turbulência utilizados, as suas equações de governo e de seguida apresenta-se o estudo numérico realizado.

3.1 Análise do escoamento Turbulento

Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD) é uma ferramenta de análise e previsão de fenómenos em diversos tipos de escoamentos que surgiu por volta de 1970 tornando-se numa combinação de física, matemática e recursos computacionais, permitindo a melhoria de desempenho nas diversas áreas de engenharia [32]. A utilização desta ferramenta permite o desenvolvimento de novos métodos e novas configurações de forma relativamente rápida com um menor custo comparado com programas de atividade experimental. O CFD baseia-se na resolução de sistemas de equações diferenciais que representam um determinado sistema de fluido [33]. Estas equações são deduzidas através de princípios de conservação de massa, momento e energia podendo juntar a influência de trocas de calor, campos magnéticos, etc. Os escoamentos turbulentos podem ser analisados consoante o regime em que estão a ser estudados. As simulações em regime estacionário são caracterizadas por não se alterarem com o decorrer do tempo e cujas condições estáveis são atingidas após um longo período de tempo. Estas simulações não requerem dados em tempo real para serem descritos. Por outro lado, as simulações no estado transiente requerem uma atualização dos dados em tempo real de forma a determinar os intervalos de tempo para os quais o escoamento é calculado. A análise em CFD está dividida em 3 etapas fundamentais: pré-processamento, resolução (solving) e pós-processamento. O pré-processamento é uma fase importante porque é onde são preparadas as condições de entrada requeridas para a resolução da simulação numérica. As atividades envolvidas nesta fase são [34]:

- Expressão matemática dos fenómenos físicos;
- Definição da geometria;
- Geração da malha;
- Definição das propriedades do fluido;
- Estabelecimento das condições de fronteira.

3.1.1 Equações de Governo

As equações utilizadas pelo software para o estudo de escoamentos turbulentos são deduzidas a partir das equações gerais de Navier-Stokes. As equações relativas à conservação de massa, conservação de quantidade de movimento e conservação de energia são:

- Conservação de massa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (3.1)$$

onde S_m é a massa adicionada à fase contínua proveniente de segunda fase dispersa [35].

- Conservação de quantidade de movimento

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\overline{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (3.2)$$

- Conservação de energia

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v} (\rho E + p)) = \nabla \cdot (k_{\text{eff}} \nabla T) + S_h \quad (3.3)$$

3.1.2 Modelos Turbulência

Hoje em dia, existem 3 grandes tipos de modelos de turbulência utilizados em CFD, nomeadamente, *Direct Numerical Simulation* (DNS), *Large Eddy Simulation* (LES) e *Reynolds Average Navier-Stokes* (RANS). A escolha dos modelos de turbulência a utilizar é dependente de características físicas do escoamento, o tipo de problema a resolver, o nível de precisão pretendido, os recursos computacionais disponíveis e a quantidade de tempo disponível para a simulação. Nesta dissertação serão analisados os modelos RANS e LES, de modo a identificar os diversos resultados obtidos.

O modelo DNS resolve as equações exatas de Navier-Stokes analisando todas as escalas de turbulência através de malhas muito refinadas considerando uma vasta gama de escalas de tempo e de comprimento do escoamento turbulento tornando-o num modelo com um elevado custo computacional. O modelo LES baseia-se tal como o nome indica no estudo dos turbilhões de maior dimensão de determinado escoamento sendo os pequenos turbilhões modelados pelas sub-grid scales (SGS). Este modelo foi inicialmente proposto em 1963 por Joseph Smagorinsky para a simulação de correntes de ar atmosféricas e mais tarde (1970) para as diversas aplicações de engenharia. Embora o LES necessite de menos poder computacional em comparação com o DNS, ainda é considerado como sendo dispendioso. A necessidade de malhas muito refinadas para a resolução das escalas e de curtos passos de tempo na simulação de escoamentos transientes resulta em longas simulações com grandes volumes de informação obtida. Passando agora ao RANS, é o modelo onde as equações de Navier-Stokes são aproximadas por médias de

Reynolds¹ e o campo de escoamento é decomposto em *mean fluctuating components*. Existem diversos tipos de modelos de viscosidade turbulenta que podem ser utilizados em simulações RANS, nomeadamente, o modelo Spalart & Allmaras, k-ε, k-ω, RSM, etc.

3.1.2.1 k-ε

O modelo k-ε é um dos modelos mais simples na gama dos modelos constituídos por 2 equações utilizados em engenharia para análise de escoamentos turbulentos no tempo. Este modelo resolve as equações da energia cinética turbulenta k e da taxa de dissipação ε em zonas de escoamento livre (longe das paredes). É um modelo muito popular na indústria devido à sua robustez, baixo custo e precisão relativamente aceitável [36]. Com o passar do tempo diversas modificações foram implementadas de modo a melhorar os resultados originando as versões RNG e *realizable*.

O modelo k-ε é baseado na resolução das equações de transporte da energia cinética turbulenta (k) e a sua taxa de dissipação (ε). As equações de k e ε são dadas pelas seguintes expressões:

- Energia Cinética Turbulenta, k

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (3.4)$$

- Taxa de dissipação, ε

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \quad (3.5)$$

Onde G_k representa a energia cinética turbulenta relacionada com os gradientes da velocidade média e G_b refere-se à energia cinética turbulenta devido à flutuabilidade. Y_M é a variação da dilatação na turbulência compressível e os valores das constantes² $C_{1\epsilon}$, $C_{2\epsilon}$, $C_{3\epsilon}$, σ_k e σ_ϵ são 1.44, 1.92, 0.09, 1.0 e 1.3, respetivamente.

A viscosidade turbulenta apresentada nas expressões acima é a relação entre k e ε dada por:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (3.6)$$

Onde C_μ é uma constante.

3.1.2.2 k-ω

Para resolver o escoamento turbulento este modelo utiliza igualmente 2 equações de transporte. A diferença com o modelo k-ε é a substituição da equação da taxa de dissipação

¹ Método matemático que elimina os pequenos termos lineares, conservando os termos não-lineares associados ou afetados por turbulência.

² Estas constantes apresentam valores pré-definidos e foram determinadas experimentalmente com água e ar para fluxos de corte turbulentos.

pela equação da taxa de dissipação específica. Está disponível também uma variação do modelo *standart* que é o k- ω SST (*Shear Stress Transport*) apresentando uma maior robustez devido à adição de termos de produção às equações de k e de ω . A equação de transporte da energia cinética turbulenta deste modelo é a mesma do modelo k- ϵ variando apenas a equação da taxa de dissipação específica que é a seguinte[36]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (3.7)$$

3.1.2.3 RSM

O *Reynolds Stress Model* (RSM) é o modelo mais elaborado na gama das simulações RANS e é também o modelo mais complexo disponível no software FLUENT. Este modelo resolve as equações médias de Reynolds através das equações de transporte para as tensões de Reynolds juntamente com a equação da taxa de dissipação, ou seja, para o modelo tridimensional são necessárias 7 equações de transporte. A expressão seguinte representa a equação de transporte do tensor de Reynolds e é constituída pela difusão turbulenta, difusão molecular, produção de tensão, produção de flutuação, tensão de pressão, produção por sistema de rotação e dissipação [36].

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \overline{u'_i u'_j}) + \frac{\partial}{\partial x_k}(\rho u_k \overline{u'_i u'_j}) \\ = -\frac{\partial}{\partial x_k} \left[\rho \overline{u'_i u'_j u'_k} + p(\delta_{kj} \overline{u'_i} + \delta_{ik} \overline{u'_j}) \right] + \frac{\partial}{\partial x_k} \left[\mu \frac{\partial}{\partial x_k} (\overline{u'_i u'_j}) \right] \\ - \rho \left(\overline{u'_i u'_k} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} + \overline{u'_j u'_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \right) - \rho \beta (g_i \overline{u'_j \theta} + g_j \overline{u'_i \theta}) \\ + p \left(\frac{\partial \overline{u'_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u'_j}}{\partial x_i} \right) - 2\mu \frac{\partial \overline{u'_i}}{\partial x_k} \frac{\partial \overline{u'_j}}{\partial x_k} - 2\rho \Omega_k (\overline{u'_j u'_m} \epsilon_{ikm} + \overline{u'_i u'_m} \epsilon_{jkm}) \\ + S_{\text{user}} \end{aligned} \quad (3.8)$$

3.1.2.4 LES

O *Large Eddy Simulation* (LES) é um modelo de turbulência que tem vindo a ser usado para conhecer melhor as propriedades de escoamentos turbulentos e fornecer mais detalhes deste tipo de escoamento [37]. Neste modelo os grandes turbilhões são resolvidos diretamente uma vez que transportam, em grande parte dos casos, os escalares passivos como quantidade de movimento, massa e energia enquanto que os pequenos são modelados pois tendem a ser mais isotrópicos e menos dependentes da geometria.

As equações de governo aplicadas no modelo LES são obtidas através da filtragem das equações de Navier-Stokes dependentes do tempo quer no espaço de Fourier³ quer no espaço configurado do sistema físico. Este processo filtra os turbilhões que apresentam uma escala

³ A Transformada de Fourier é uma importante ferramenta de processamento de imagens que é usada para decompor uma imagem em seus componentes seno e cosseno. A saída da transformação representa a imagem no domínio de frequência ou de Fourier, enquanto a imagem de entrada é o equivalente do domínio espacial.

menor do que o comprimento do filtro ou do menor espaçamento da malha aplicada nas simulações. As equações resultantes ditam a dinâmica dos turbilhões maiores.

A variável filtrada é definida por:

$$\bar{\phi}(x) = \int_{\mathcal{D}} \phi(x') G(x, x') d x' \quad (3.9)$$

Onde \mathcal{D} é o domínio do fluido e G representa a função do filtro da menor escala dos turbilhões resolvidos.

No entanto, a discretização dos volumes finitos do FLUENT inclui implicitamente a filtragem tal como se observa na expressão:

$$\bar{\phi}(x) = \frac{1}{V} \int_{\mathcal{V}} \phi(x') d x', \quad x' \in \mathcal{V} \quad (3.10)$$

Em que V representa o volume da célula computacional. A função $G(x, x')$ é dada por:

$$G(x, x') = \begin{cases} 1/V, & x' \in \mathcal{V} \\ 0, & x' \text{ otherwise} \end{cases} \quad (3.11)$$

Visto que o caso de estudo contém a mistura de 2 espécies distintas (ar e combustível), é necessário ter em conta que a equação de transporte das espécies descrita abaixo inclui a massa específica de cada uma das substâncias utilizadas.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (3.12)$$

Onde Y_i representa a fração mássica de uma determinada espécie, \vec{J}_i é o fluxo de difusão das espécies, R_i é a taxa de produção total da espécie i por de reação química e S_i representa as fontes definidas pelo utilizador.

3.1.3 Metodologia

Primeiramente foi analisada a combustão e o escoamento turbulento na câmara de combustão efetuando uma simulação em CFD com o modelo $k-\epsilon$. De seguida foi executada a simulação para o modelo $k-\omega$. Para o modelo e LES que é mais complexo e necessita de maior capacidade computacional foi utilizada como solução inicial o resultado obtido com o modelo $k-\epsilon$.

3.2 Geometria do Caso de Estudo

A geometria da câmara de combustão do motor CFM56-3 utilizada nas simulações desta dissertação foi fornecida pelo orientador deste projeto. A geometria da câmara de combustão aprovionada pela TAP foi utilizada para uma digitalização em 3D e para um modelo CAD tal como explicado no trabalho de Jonas Oliveira [38]. De modo a ser possível uma visualização da geometria digitalizada, a ferramenta CAD escolhida foi o programa CATIA V5 obtendo a imagem

da câmara de combustão como se observa na figura 3.1. O seu comprimento é de 2430⁴ mm, tem uma largura de 2000 mm e uma profundidade de 2160mm [39]. A parte superior da câmara de combustão identificada como *top* nos ficheiros da geometria não foi utilizada uma vez que segundo o trabalho de Jonas Oliveira a presença deste componente implica maior custo computacional e maior tempo de simulação não influenciando os resultados obtidos. Esta geometria serviu de base para a geração da malha e para todas as simulações realizadas.

A identificação dos componentes da câmara de combustão pode ser observada nas figuras A.1, A.2, A.3 e A.4 e na tabela A.1 do apêndice A.

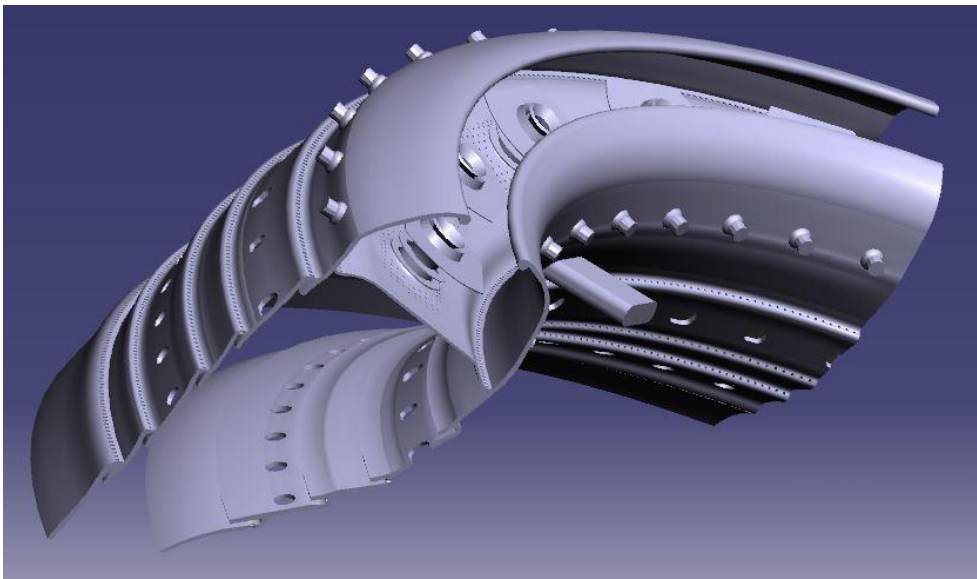


Figura 3.1: Modelo CAD de um quarto de secção da câmara de combustão.

3.2.1 Discretização da Malha de cálculo

O processo de geração da malha para simulações em CFD é um dos processos fundamentais para que estas sejam bem-sucedidas. Para a definição da malha utilizada recorreu-se ao software HELYX-OS, um programa Open-Source com uma interface gráfica (GUI) desenvolvido pela ENGYS de forma a ser compatível com os ficheiros disponíveis de OpenFOAM Foundation⁵ e OpenCFD. Este software facilita o uso do OpenFOAM permitindo uma interação fácil e objetiva sendo, portanto, um programa amigo do utilizador permitindo a execução de tarefas de CFD como a criação de malhas, definição de problemas e resolução de modelos de turbulência. Foi utilizado um computador de 8GB de memória RAM com o sistema operativo Linux, fornecido pelo

⁴ Medição efetuada a partir da frente do revestimento do fan ao revestimento traseiro do chassi da turbina

⁵ OpenFOAM (Open source Field Operation And Manipulation)[45] é um código Open-Source de software para CFD. O software é constituído por uma biblioteca C ++ usado para criar executáveis, denominadas aplicações.

orientador, uma vez que a versão gratuita do software é somente compatível com o sistema operativo acima referido.

Inicialmente, foi necessário converter os componentes da geometria para o formato .stl compatível com Linux e, para tal, recorreu-se ao programa Blender onde foram inseridas todas as superfícies da geometria individualmente e convertidas para um formato compatível com o sistema operativo.

De seguida, a geometria foi importada para o software, estando assim preparada para se proceder à definição de valores para a geração da malha. Nesta parte foi necessário indicar que o modelo é apresentado em milímetros. Deve-se notar que o processo de geração da malha é demorado devido às diversas tentativas necessárias e alterações de valores na ordem das centésimas para a obtenção de uma malha suficientemente refinada e com características satisfatórias para a simulação em LES. De acordo com o tutorial sobre geração de malhas em SnappyHexMesh [40], quanto menor for o valor usado para o *base mesh spacing* melhor será a qualidade da malha, tendo sido escolhido o valor 0,009 uma vez que com a diminuição deste valor o tempo de processamento era muito maior e as características da malha permaneciam inalteradas. O passo seguinte foi a definição dos valores relativos ao refinamento, tipo de zona, número de camadas e a espessura da camada de cada componente da geometria da câmara de combustão. O software permite a introdução de valores mínimos e máximos de refinamento, mas neste caso esses valores foram mantidos iguais. No separador *Layer* é possível inserir o número de camadas, a espessura final da camada, a taxa de alongamento da camada e a espessura mínima da camada em que os 2 últimos foram mantidos os valores pré-definidos. Os valores que permitiram a criação da malha final utilizada nas simulações estão representados na tabela 3.1.

O refinamento da malha é um aspeto fundamental na qualidade final da malha sendo o seu valor diferente consoante o componente da geometria [41]. Observa-se na tabela 3.1 que os componentes mais determinantes apresentam um valor de refinamento maior do que as restantes partes da geometria, ou seja, é dada maior atenção aos componentes que apresentarão elevadas variações da solução. O mesmo raciocínio é aplicado ao número de camadas e à sua espessura. No separador *Zones* foram escolhidas zonas do tipo *boundary* e selecionada a caixa *cell zone* para alguns dos componentes tal como referido na tabela acima. Os campos de *level* não foram preenchidos. De seguida utilizou-se a função “*surfaceFeatureExtract*” para alguns componentes de forma a definir com melhor qualidade as arestas que aparentavam estarem distorcidas. Os componentes que sofreram este melhoramento foram os *swirlers*, os injetores, a cúpula, os orifícios da cúpula e a parede. Os níveis de refinamento dos componentes anteriores estão também presentes na tabela 3.1.

Tabela 3.1: Dados de entrada para criação da malha

| Componentes | Nível de Refinamento | Nº de Camadas | Espessura Final da Camada | Nível de refinamento da Extração de Linhas |
|-------------------------|----------------------|---------------|---------------------------|--|
| <i>Swirler_b</i> | 6 | 6 | 0,04 | 6 |
| <i>Swirler_b_stl</i> | 6 | 6 | 0,04 | 6 |
| <i>Bottom</i> | 4 | 3 | 0,06 | N/A |
| <i>Dil1.1</i> | 4 | 3 | 0,06 | N/A |
| <i>Dil2.2</i> | 4 | 3 | 0,06 | N/A |
| <i>Dil2.2</i> | 4 | 3 | 0,06 | N/A |
| <i>Dome</i> | 4 | 3 | 0,06 | 4 |
| <i>Dome_hole</i> | 4 | 3 | 0,06 | 4 |
| <i>Dome_holes1</i> | 4 | 3 | 0,06 | 4 |
| <i>Fill</i> | 4 | 3 | 0,06 | N/A |
| <i>Fuel_inj</i> | 6 | 6 | 0,04 | 6 |
| <i>Fuel_inj_rich</i> | 6 | 6 | 0,04 | 6 |
| <i>Mix</i> | 4 | 3 | 0,04 | N/A |
| <i>Mix2</i> | 4 | 3 | 0,04 | N/A |
| <i>Mix3.1</i> | 4 | 3 | 0,04 | N/A |
| <i>Mix4</i> | 4 | 3 | 0,04 | N/A |
| <i>Swirl_cone</i> | 6 | 6 | 0,04 | 6 |
| <i>Swirl_cone_inlet</i> | 6 | 6 | 0,04 | 6 |
| <i>Symmetry</i> | 4 | 3 | 0,06 | N/A |
| <i>Walls</i> | 4 | 3 | 0,06 | 4 |

O *Material Point* necessita de cumprir apenas com a condição de estar localizado no interior da geometria, e, como tal foi definido o ponto -0,1306; 0,0911; 0,0253.

Após a definição dos dados acima referidos foi possível iniciar a criação da malha que teve a duração de cerca de 1 hora e a malha obtida tem as seguintes características: (ver tabela 3.2).

Tabela 3.2: Informações da malha obtida.

| | |
|---------------|---------|
| Nº de Células | 2353474 |
| Nº de Faces | 8739826 |
| Nº de Pontos | 4093842 |

A obtenção da malha final foi antecedida de diversas tentativas visto que uma alteração mínima dos parâmetros como o refinamento ou número de camadas resultava na interrupção da simulação ou delimitava a geometria com um cubo falhando a geração da malha. Depois de inúmeras tentativas foi possível encontrar os melhores que resultaram na malha que se observa na figura 3.2.

De forma a preparar a malha para a simulação esta necessitou de ser convertida do formato OpenFoam para o formato .msh através da função foamMeshToFluent de modo a poder ser carregada para o software de simulação utilizado.

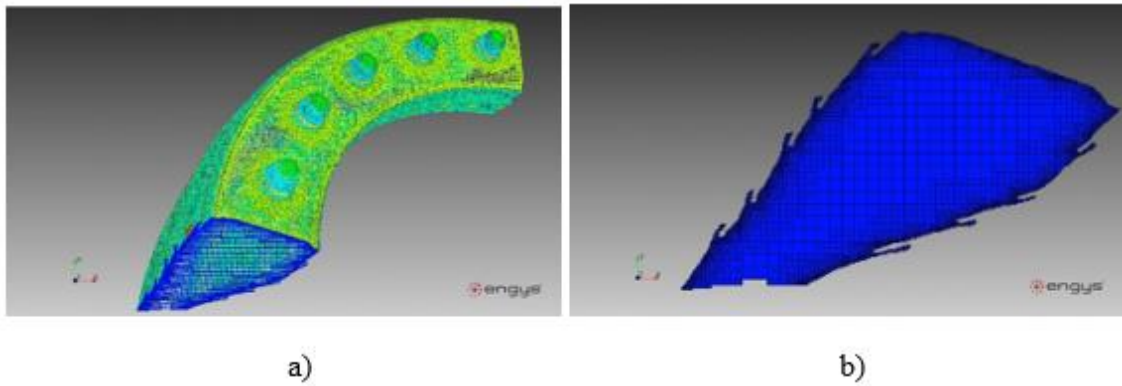


Figura 3.2: a) Malha do modelo da câmara de combustão no programa HELYXOS, b) Malha da secção do modelo da câmara de combustão utilizada.

3.3 Procedimento de montagem dos casos de teste

Nesta secção descreve-se a definição do problema para a simulação do escoamento utilizando o modelo $k-\epsilon$ *standard* entre os diversos modelos RANS.

Passando agora ao software de simulação dos modelos, a malha foi importada para a área de trabalho do software ANSYS Fluent 16.2 que é um software de edição e montagem do caso para problemas relacionados com vários tipos de escoamentos. Na inicialização do programa foi selecionada a opção 3D juntamente com a opção precisão dupla visto que os resultados obtidos com esta função são melhores relativamente à de precisão simples. Também foi ativada a função *parallel* com 8 processadores no que diz respeito às opções de processamento.

Após o carregamento da malha confirmaram-se os diversos parâmetros relativos à sua qualidade e ortogonalidade através da ferramenta *Report Mesh* como se observa na tabela 3.3, apresentando grande influência na convergência dos resultados obtidos [35].

Tabela 3.3: Características da malha fornecidas pela opção *check mesh* do software ANSYS Fluent.

| | |
|-----------------------------|--------|
| Qualidade Ortogonal Mínima | 0,8165 |
| "Skewness" Máxima Ortogonal | 0,1835 |
| Razão de Aspeto Máxima | 1,732 |

Estas informações indicam que a malha importada cumpre com os requisitos mínimos necessários para ser possível efetuar a simulação pretendida.

De seguida no separador inicial foi selecionado o modo *steady* para a simulação a efetuar.

Observa-se no fluxograma abaixo a seqüência de procedimentos efetuados na montagem do caso de estudo.

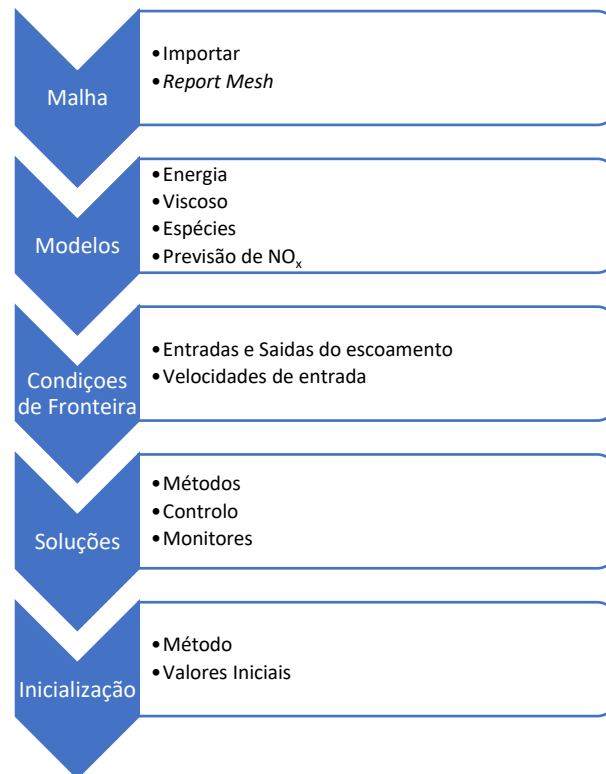


Figura 3.3: Fluxograma da seqüência de procedimentos efetuados na montagem do caso de estudo.

3.3.1 Modelos

Posteriormente à importação da malha foi necessário escolher os modelos adequados à simulação pretendida visto que há uma grande diversidade de modelos que podem ser escolhidos consoante o problema a resolver. Apresentam-se a seguir os modelos utilizados nesta simulação:

- Modelo de Energia - permite definir os parâmetros relacionados com a energia e transferência de calor no modelo [35];
- Modelo Viscoso - para o estudo do escoamento o modelo selecionado foi o k- ϵ standard e método de tratamento junto à parede escolhido foi o *standard wall functions* mantendo os valores pré-definidos das constantes;
- Espécies - definem-se os valores relacionados com o transporte de espécies e combustão. De acordo com a câmara de combustão em estudo escolhe-se o modelo *non-premixed combustion* onde o combustível e o oxidante entram na zona de reação por escoamentos separados.

Segue-se a fase de criação da tabela PDF que representa a interação entre a turbulência e a química por meio de uma função densidade-probabilidade. Primeiramente a opção

inlet diffusion é selecionada em ordem a incluir a difusão do escoamento das espécies à entrada do escoamento.

De seguida, no separador *chemistry* é escolhido o equilíbrio no que diz respeito ao *state relation* e selecionado *non-adiabatic* no tratamento de energia. São inseridos os valores da pressão de operação e da *Fuel Stream Rich Flammability Limit* (FSRL) para o funcionamento do motor a 100% que são 2343346 Pa e 0.0748 respetivamente. Estes valores foram obtidos através do trabalho de Jonas Oliveira [38]. Finalmente, o ficheiro referente à base de dados termodinâmica necessário para a geração da tabela PDF foi carregado.

No separador *boundary* foram inseridos os valores de concentração e temperatura do oxidante que neste caso considerou-se ar, composto apenas por oxigénio e azoto com concentrações de 0,78992 e 0,21008, respetivamente. O campo da temperatura do combustível é preenchido com a temperatura de ignição (*flash point*) que para o Jet-A é de 312K.

Por último no separador *table* depois de ser ativada a opção *automatic grid refinement* é calculada a tabela PDF sendo possível verificar na secção dos materiais as espécies que foram criadas;

- Previsão de NO_x - Em ordem a ser possível efetuar uma análise das emissões de poluentes, é necessário ativar o componente NO_x que se encontra na secção *species* após a criação da tabela PDF. Na janela do modelo NO_x , no separador *formation* é necessário ativar as propriedades *thermal* e *prompt* NO_x e em *fuel streams* adicionar Jet-A da lista das espécies de combustíveis. No separador *thermal* deve-se selecionar *partial-equilibrium* no que diz respeito ao modelo de “[O]” de forma a determinar a concentração do radical O na previsão térmica de NO_x [36]. No separador *prompt* define-se o *fuel carbon number* e a sua razão de equivalência e quanto ao modo de interação de turbulência seleciona-se *temperature*.

3.3.2 Condições de Fronteira

A correta configuração das condições de fronteira é um dos fatores fundamentais para a que simulação seja bem-sucedida e como tal é necessário ter em atenção na definição das entradas de ar (*mass flow inlets*), saídas de pressão (*pressure outlets*), paredes (*walls*) e simetria (*symmetry*).

Os dados referentes às velocidades de entrada nos componentes da câmara de combustão calculados por Jonas Oliveira foram confirmados e utilizados no presente trabalho tal como apresentados na tabela 3.4.

Tabela 3.4: Dados de entrada de caudal mássico para cada *mass flow inlet*.

| Componentes | Caudal de Entrada |
|----------------------|-------------------|
| <i>Dome holes 1</i> | 0,0127 |
| <i>Dil 1.1</i> | 1,5000 |
| <i>Dil 2</i> | 3,0000 |
| <i>Dil 2.1</i> | 1,7000 |
| <i>Mix</i> | 0,3000 |
| <i>Mix 2</i> | 0,3000 |
| <i>Mix 3.1</i> | 0,0050 |
| <i>Mix 3.2</i> | 0,0050 |
| <i>Mix 4</i> | 0,0100 |
| <i>Swirler_b_stl</i> | 1,7383 |
| <i>Swirler_b_stl</i> | 1,7383 |
| <i>Fuel_inj</i> | 0,2365 |
| <i>Fuel_inj_rich</i> | 0,2365 |

Os valores de caudal acima representados foram introduzidos na edição de cada entrada de ar e de cada injetor de combustível.

3.3.3 Método de Solução, Soluções de Controlo e Monitores

Na secção *solution methods* é selecionado o esquema *coupled* visto que é o método mais robusto para este tipo de problemas. Foi definido *least squares cell based* na discretização espacial para o gradiente, PRESTO para a pressão e *second order upwind* para os restantes parâmetros permitindo a convergência e obtenção de resultados mais precisos relativamente à configuração pré-definida.

Os valores padrão das propriedades das soluções de controlo foram modificados para valores inferiores visto que são demasiado altos e resultam em soluções divergentes e em diversos problemas como por exemplo *divergence detected in AMG solver: pressure* durante a simulação numérica. Para resolver estes problemas foram efetuadas múltiplas tentativas modificando os valores de relaxamento (URF). Os valores finais utilizados para a obtenção da solução final são apresentados na tabela 3.5.

É necessário definir monitores de superfície para acompanhar a evolução do nível de convergência da solução ao longo do estudo em termos de valores residuais, volumes integrais, superfícies, etc. Para tal foram definidos monitores para os valores residuais, *mass imbalance* e fração mássica de combustível.

Tabela 3.5: Valores utilizados nos fatores de relaxamento da solução e número de Courant.

| Parâmetros | Valor |
|-------------------------------|-------|
| Número de Courant | 80 |
| Momento | 0,3 |
| Pressão | 0,3 |
| Massa específica | 0,3 |
| Forças de massa | 0,5 |
| Energia Cinética Turbulenta | 0,5 |
| Taxa de Dissipação Turbulenta | 0,5 |
| Viscosidade Turbulenta | 0,6 |
| Poluentes NO | 0,9 |
| Energia | 0,9 |
| Temperatura | 0,8 |
| Ordenadas Discretas | 1,0 |
| Fração de mistura média | 0,9 |
| Fração de variância média | 0,9 |

3.3.4 Inicialização

O último passo antes de começar a simulação consiste em escolher o tipo de inicialização que neste caso foi escolhida a *standart initialization* carregando os valores de velocidade e coordenadas iniciais a partir do componente “Swirler_b”. O caso está então preparado para iniciar a simulação e este estudo foi configurado para 5000 iterações.

Para os modelos k- ω e RSM a configuração do caso de estudo não foi modificada à exceção do modelo viscoso que foi selecionado primeiro o k- ω e por fim o RSM.

3.4 Simulação Numérica LES

A configuração do caso de estudo para a realização da simulação numérica LES é em grande parte semelhante às simulações efetuadas em RANS com exceção do regime de funcionamento, dos modelos, do intervalo de tempo e da inicialização.

Esta simulação foi executada num cluster em que foram disponibilizados 24 processadores e 96 GB de memória visto que o estudo em LES requer uma maior capacidade de CPU e de memória disponível.

3.4.1 Modelos

No que diz respeito aos modelos viscosos, foi selecionado o modelo LES com a parede modelada pelo modelo *Wall-Adapting Local Eddy-Viscosity* (WALE). As constantes deste modelo são as pré-definidas pelo ANSYS Fluent.

3.4.2 Time-step e Inicialização

Tratando-se de um caso em regime transiente, as variáveis são dependentes das suas coordenadas de posição usado para descrever no campo de fluxo e do tempo em que a solução é resolvida para diferentes intervalos de tempo definidos.

O cálculo do passo de tempo para a simulação a realizar relaciona o comprimento da câmara de combustão o caudal definido nas condições de fronteira, a pressão de operação e o comprimento mínimo das células da malha. Assim sendo o intervalo de tempo a utilizar na simulação é calculado através das seguintes expressões:

$$\Delta t = \frac{\Delta x}{U} \quad (3.13)$$

$$\Delta x = \sqrt[3]{2,7809 * 10^{22}} \quad (3.14)$$

A dimensão mínima das células da malha é então $\Delta x = 0,0001406m$.

$$U = \frac{P * A_t}{\dot{m}} \quad (3.15)$$

$$U = \frac{101325 * (\pi(9,662 * 10^{-3})^2)}{1,7383} \quad (3.16)$$

Obtendo assim uma velocidade de $U = 0,01709m/s$.

$$\Delta t = \frac{0,0001406}{0,01709} \quad (3.17)$$

O passo de tempo considerado para esta simulação foi de $\Delta t = 0,00823s$.

De seguida é necessário definir o número de intervalos de tempo da simulação que está dependente do tempo total que o escoamento leva a percorrer a câmara de combustão de comprimento 215,392mm.

$$U = \frac{d}{t} \quad (3.18)$$

$$t = \frac{0,215392}{0,01709} \quad (3.19)$$

O tempo total que o escoamento leva a percorrer o combustor é $t = 12,606s$.

$$N = \frac{t}{\Delta t} \quad (3.20)$$

$$N = \frac{12,606}{0,00823} \quad (3.21)$$

São necessários $N = 1531,7 \approx 1532$ *time steps* para a realização da simulação acima descrita.

Por fim é definido um máximo de 20 iterações por intervalo de tempo em ordem a obter a convergência dos resíduos.

A inicialização desta simulação é realizada através de dados iniciais com o objetivo de obter convergência mais rapidamente. Os dados iniciais utilizados nesta simulação foram obtidos pelo estudo do modelo k- ϵ descrito anteriormente.

Capítulo 4

Resultados

Neste capítulo são apresentados e discutidos os resultados obtidos nas diversas simulações realizadas com diferentes modelos de turbulência. A obtenção de resultados é um processo iterativo de tentativa e erro com alteração de pequenos fatores na definição do caso de estudo de modo a obter convergência da solução.

Foi realizado um teste de sensibilidade da malha aumentando os níveis de refinamento da malha inicial e simulando o modelo nas mesmas condições de fronteira. O melhoramento da malha foi efetuado no mesmo programa de criação da mesma, HELYX OS. Os resultados obtidos com a nova foram semelhantes aos obtidos com a malha inicial concluindo-se, portanto que a solução é independente da malha utilizada.

Foram simulados 4 modelos de turbulência diferentes cujos resultados são apresentados neste capítulo para diferentes parâmetros de análise do escoamento, emissões e instabilidades. É também apresentada uma análise da convergência da solução, do parâmetro y^+ de modo a confirmar que este se encontra na gama de valores recomendados e são realizadas comparações entre os resultados obtidos verificando os pontos fortes e fracos de cada modelo de turbulência aplicado.

Para a realização das simulações numéricas do caso de estudo foram utilizados 2 computadores fornecidos pelo orientador deste projeto. Para os modelos $k-\epsilon$, $k-\omega$ e RSM foi usado um computador com 8 processadores e 32GB de memória e cada simulação teve a duração de cerca de 1 dia. Para o estudo do modelo LES foi utilizado um cluster em que foram disponibilizados 24 processadores com 96 GB de memória e a simulação teve a duração de cerca de 4 dias. Os resultados apresentados neste capítulo são obtidos através do programa de visualização de dados e pós-processamento Tecplot 360.

4.1 Convergência

A convergência de uma determinada solução é essencial para a consideração desta como sendo um resultado. Uma solução apresenta convergência quando se verifica uma das seguintes condições:

- Estabilização dos monitores dos parâmetros escalares residuais;
- Os monitores definidos atingem o equilíbrio;
- O número máximo de iterações é atingido;
- Quando o *mass imbalance* é inferior a 0,5% do fluxo total do sistema.

No entanto, a convergência dos parâmetros residuais nem sempre significa que a solução está correta [36]. Outra forma de verificar a convergência é através da monitorização do *mass imbalance* do *mass flow rate* do sistema (App.B) e de outros monitores como a magnitude de velocidade, fração mássica de NO, etc. Podem observar-se em anexo os gráficos dos parâmetros residuais de cada modelo e os gráficos de *mass imbalance* (App.B).

4.1.1 Análise y^+

O parâmetro y^+ é uma distância adimensional entre o primeiro nó da malha e a parede. Este dado é importante pois permite identificar as células próximas da parede que necessitam de ser modificadas. Este parâmetro não é muito relevante neste trabalho uma vez que a transferência de calor através das paredes não é considerada nas simulações. Os valores recomendados de y^+ são entre 30 e 300 para a função de parede *standart*, porém neste estudo estes valores não são totalmente cumpridos (figura 4.1) devendo-se ao facto de a geometria ser muito complexa, o que dificulta muito a construção da malha.

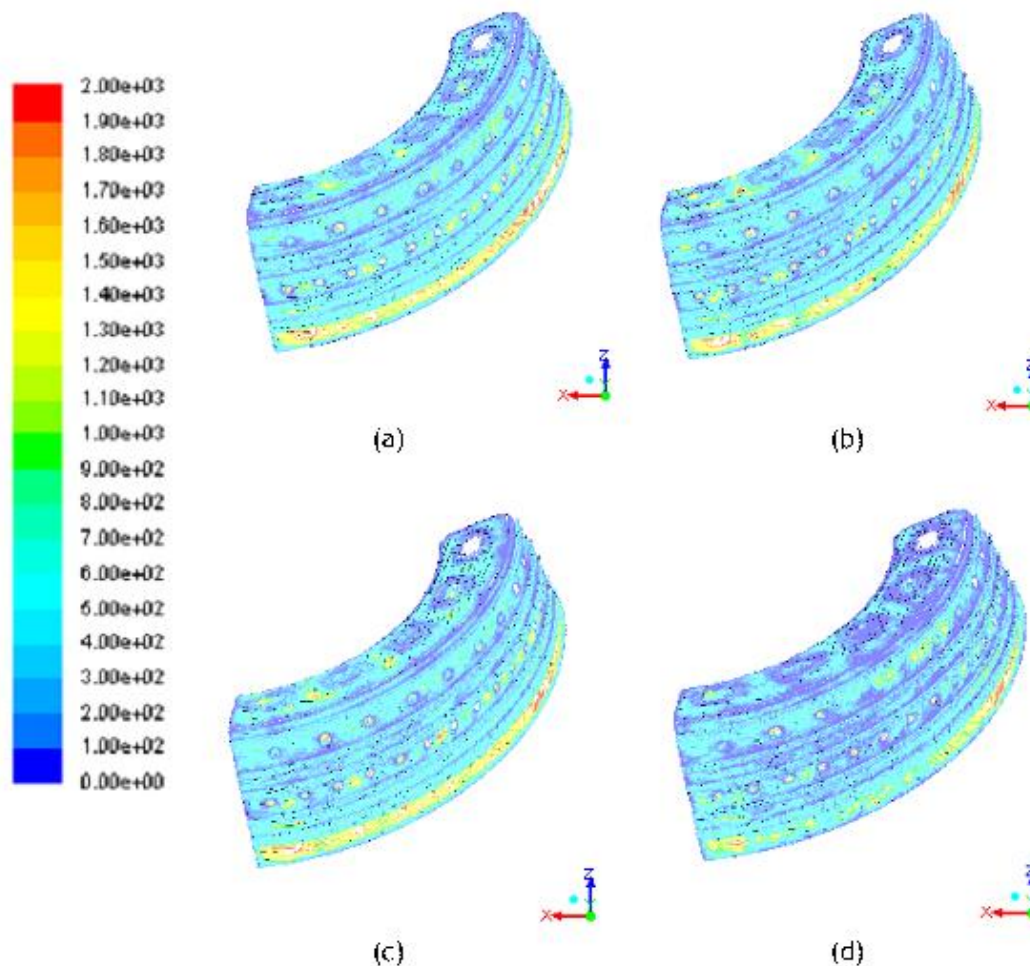


Figura 4.1: Visualização da distribuição y^+ nos casos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES.

4.2 Validação

Os resultados obtidos das simulações executadas são validados principalmente por comparação com medições realizadas pela ICAO (tabela 4.1) que estão disponíveis na *ICAO emissions data sheet*.

Tabela 4.1: Medições do ciclo LTO para o motor CFM56-3 [42].

| Mode | Power setting (%F ₀₀) | Time (mins.) | Fuel flow (kg/s) | EI (g/kg) | | | SN |
|-----------|--------------------------------------|-----------------|---------------------|-----------|------|-----------------|-----|
| | | | | UHC | CO | NO _x | |
| Take-of | 100 | 0,7 | 0,946 | 0,04 | 0,9 | 17,3 | 4 |
| Climb out | 85 | 2,2 | 0,792 | 0,05 | 0,95 | 15,5 | 2,5 |
| Approach | 30 | 4,0 | 0,290 | 0,08 | 3,8 | 8,3 | 2,5 |
| Idle | 7 | 26,0 | 0,114 | 2,28 | 34,4 | 3,9 | 2,2 |

Os resultados utilizados na comparação com os dados de referência foram obtidos reportando as *Emissions flow rate* no ANSYS Fluent de cada parâmetro à saída da câmara de combustão e de seguida estes foram multiplicados por 1000 e divididos pelo caudal total na entrada tal como se apresenta na equação 4.1 [38]. Todos os dados são apresentados em g/kg_{fuel} de modo a ser possível a comparação com os dados de referência.

$$\frac{\text{Emission flow rate}[\text{kg/s}] * 1000}{\text{Inlet } \dot{m}_f[\text{kg/s}]} = \frac{g}{\text{kg}_{\text{fuel}}} \quad (4.1)$$

Primeiramente foram comparados os resultados do Índice de Emissões de NO_x da simulação do modelo k-ε com os dados disponíveis e após serem considerados aceitáveis foram efetuadas as restantes simulações.

Os valores obtidos nas simulações observam-se na tabela 4.2 juntamente com o valor de referência da base de dados da ICAO. Com base nos resultados verifica-se as simulações dos modelos k-ε e RSM são os que mais se aproximam do valor de referência enquanto que os modelos k-ω e LES apresentam grandes desvios desse valor. Relativamente aos valores da emissão de CO os resultados obtidos apresentam um grande erro em comparação com o valor de referência e esta divergência é explicado na secção 4.5.

Tabela 4.2: Resultados do Índice de Emissões de NO_x e valor de referência.

| Modelo | No _x [g/kg] |
|--------|------------------------|
| ICAO | 17,3 |
| k-ε | 16,91 |
| k-ω | 13,53 |
| RSM | 16,9 |
| LES | 6,8 |

4.3 Análise de Temperatura

A temperatura é outro parâmetro com o qual os resultados obtidos podem ser comparados e consequentemente validados com os dados experimentais disponíveis. A tabela 4.3 apresenta a temperatura média à saída da câmara de combustão de cada modelo analisado e a temperatura de referência calculada por Pedro Ribeiro [43]. Observa-se que os valores de temperatura se encontram de acordo com o valor experimental podendo deste modo validar os resultados obtidos.

Tabela 4.3: Resultados da temperatura média à saída do combustor e valor de referência.

| Modelo | Temperatura média à saída do combustor [K] |
|---------------|--|
| Pedro Ribeiro | 1650 |
| k- ϵ | 1705 |
| k- ω | 1659 |
| RSM | 1664 |
| LES | 1650 |

As distribuições de temperatura no plano normal a um dos injetores da câmara de combustão resultantes das simulações dos vários modelos são apresentadas na figura 4.2. Entre os 4 modelos analisados nota-se que no modelo k- ϵ as zonas de arrefecimento são pouco precisas enquanto que nos restantes modelos estão identificadas corretamente levando a que a temperatura de saída obtida seja maior no modelo k- ϵ . Isto deve-se ao facto de o modelo k- ϵ ser um modelo semi-analítico que fornece boas predições em zonas mais afastadas das fronteiras. Observa-se também que no modelo LES é captada uma zona de maior temperatura na zona inferior do combustor enquanto que nos outros modelos é identificada com menor ênfase. A análise destes resultados permite identificar as zonas onde a temperatura é mais elevada e saber o valor máximo atingido em cada uma das simulações. Neste caso de estudo o modelo que apresenta os melhores resultados a nível de temperatura é o modelo LES.

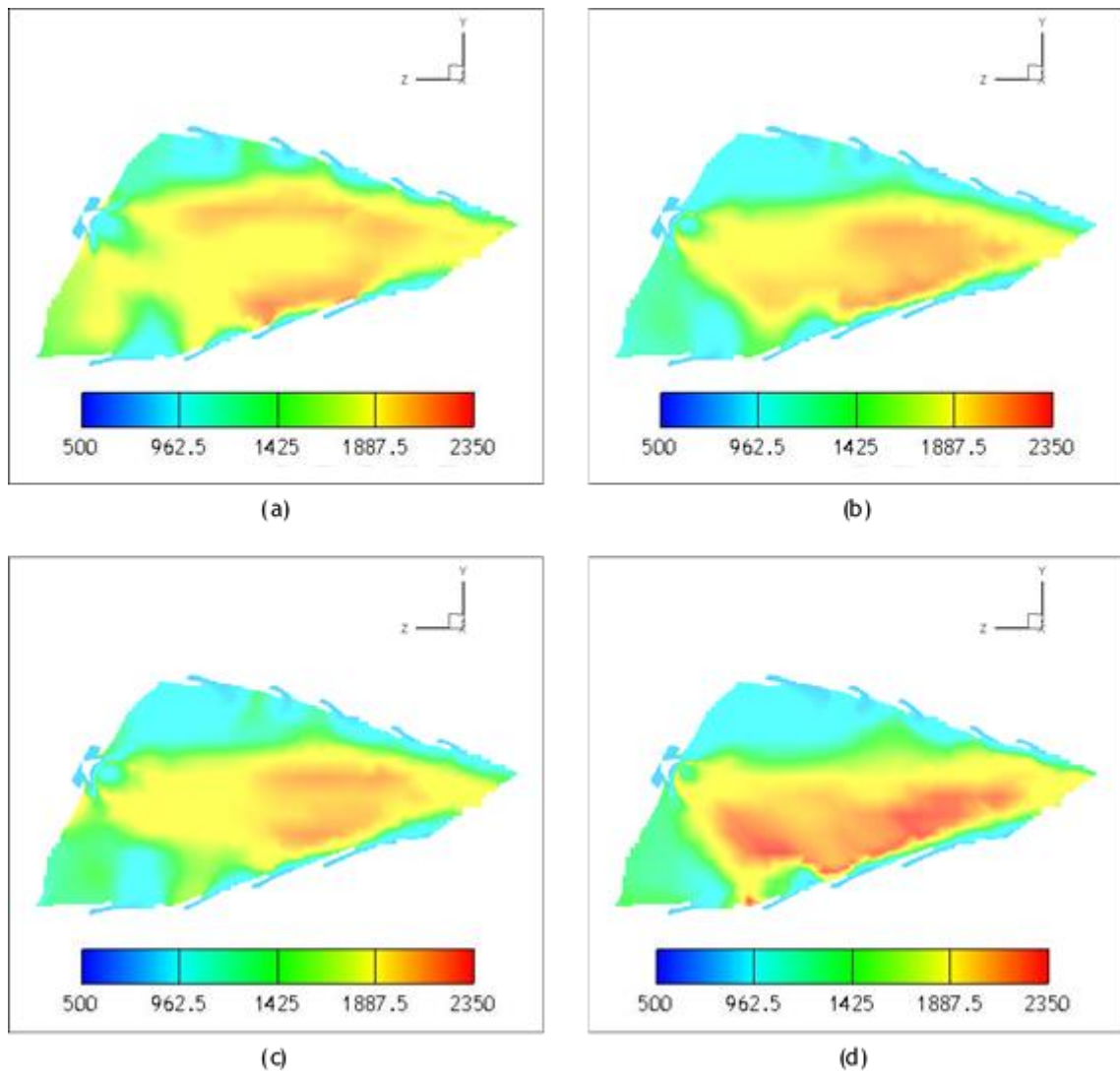


Figura 4.2: Distribuição da temperatura estática no plano normal ao injetor da câmara de combustão para os modelos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES.

4.4 Análise de velocidade/instabilidades

A magnitude de velocidade foi analisada nestas simulações apresentando-se os resultados obtidos na figura 4.3. Na análise deste parâmetro a escala foi reduzida para 400m/s apesar de ser possível visualizar zonas com velocidades mais elevadas devido ao facto de estas zonas estarem localizadas no injetor que, como expectável, apresenta velocidades superiores a 1000m/s. Observa-se na figura que o modelo $k-\epsilon$ não capta as velocidades mais elevadas logo após o injetor enquanto que no modelo LES são perfeitamente visíveis apresentando uma maior zona de velocidades maiores ou iguais a 400m/s. Comparando os 4 modelos simulados nota-se que o estudo efetuado em LES identifica de forma clara as zonas de velocidades ao longo da câmara de combustão tal como previsto.

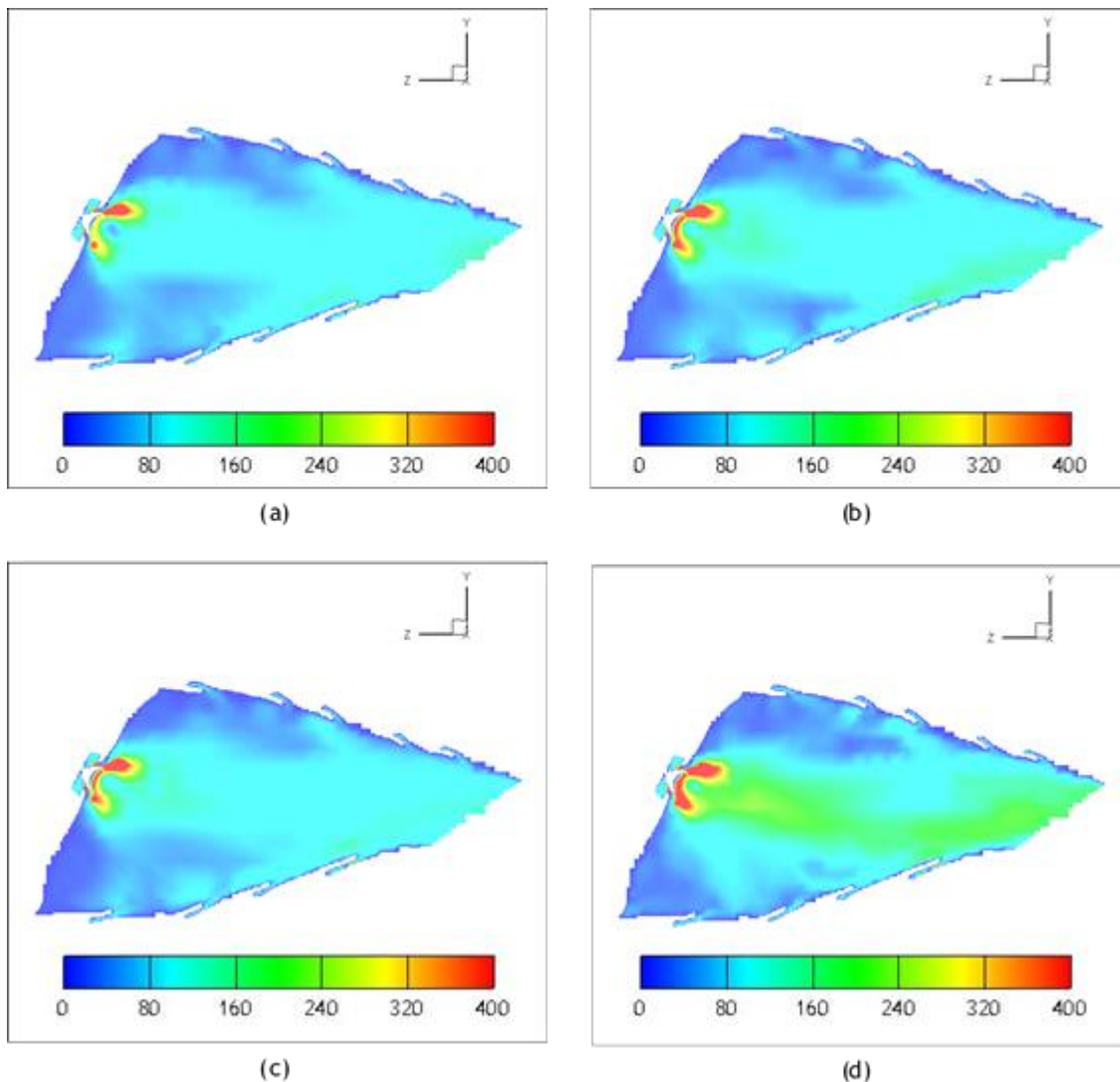


Figura 4.3: Distribuição da magnitude de velocidade no plano normal ao injetor da câmara de combustão para os modelos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES.

4.5 Análise de emissões

Nesta secção analisam-se as emissões de NO_x e CO que são alguns dos principais gases poluentes produzidos durante a combustão. Este estudo é fundamental devido ao facto de a quantidade de gases emitidos na combustão serem regulamentados pela ICAO, sendo por isso necessário a certificação de que não excedem a quantidade permitida. A figura 4.4 apresenta os resultados obtidos do estudo da combustão com 4 modelos de turbulência distintos. No modelo $k-\epsilon$ as zonas de NO_x mais afastadas da fronteira estão identificadas de forma clara e precisa atingindo uma fração mássica máxima de 0,00095 representadas a vermelho. Por outro lado, os modelos $k-\omega$ e RSM apresentam apenas algumas zonas de NO_x mais perto das paredes do combustor enquanto que o modelo LES não é capaz de captar as zonas com maior quantidade de NO_x .

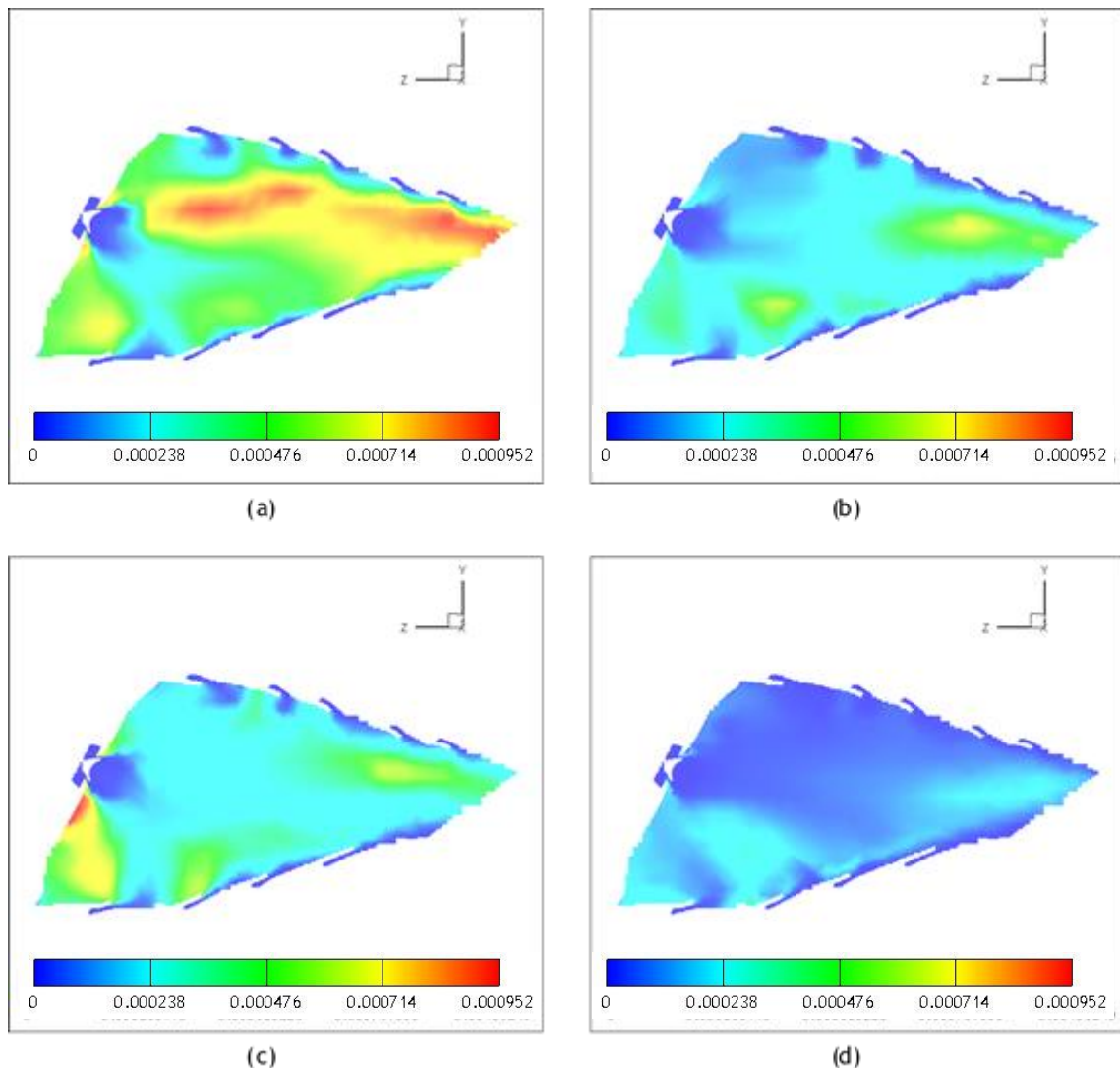


Figura 4.4: Distribuição da fração mássica de NO_x no plano normal ao injetor da câmara de combustão para os modelos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES.

As emissões de CO estão associadas a ineficiências da combustão ou a combustões incompletas que está relacionado com a atomização do combustível pois quanto mais pequenas forem as partículas de combustível mais facilmente se misturam com ar melhorando a eficiência da combustão. A figura 4.5 apresenta as distribuições de CO durante a combustão para os 4 modelos estudados. Verifica-se que os resultados apresentados não são os esperados tal como os resultados obtidos acima no cálculo do Índice de emissões de CO. Após pesquisa de casos semelhantes em ordem a perceber estes resultados foi analisado um projeto da comissão europeia que verificou situações semelhantes a este trabalho [44]. Conclui-se que modelos empíricos como os que foram utilizados neste estudo, embora sejam bons para previsões de NO_x com um custo de CPU relativamente baixo, não conseguem capturar trocas entre NO_x e outros poluentes como CO e UHC, o que os torna modelos inadequados para as condições de operação do combustor. Além disso, o efeito da simplificação do campo de fluxo proveniente desses modelos afeta a previsão de diferentes poluentes, sendo o CO e o UHC mais sensíveis à mistura turbulenta e à dinâmica de fluidos, e às emissões de NO_x . Em termos de qualidade da

simulação dos modelos pode-se afirmar que o modelo LES identifica da melhor forma as quantidades de CO presentes na câmara de combustão enquanto que o modelo k- ϵ identifica parcialmente as zonas de maior fração mássica de CO e os modelos RSM e k- ω apresentam resultados menos detalhados.

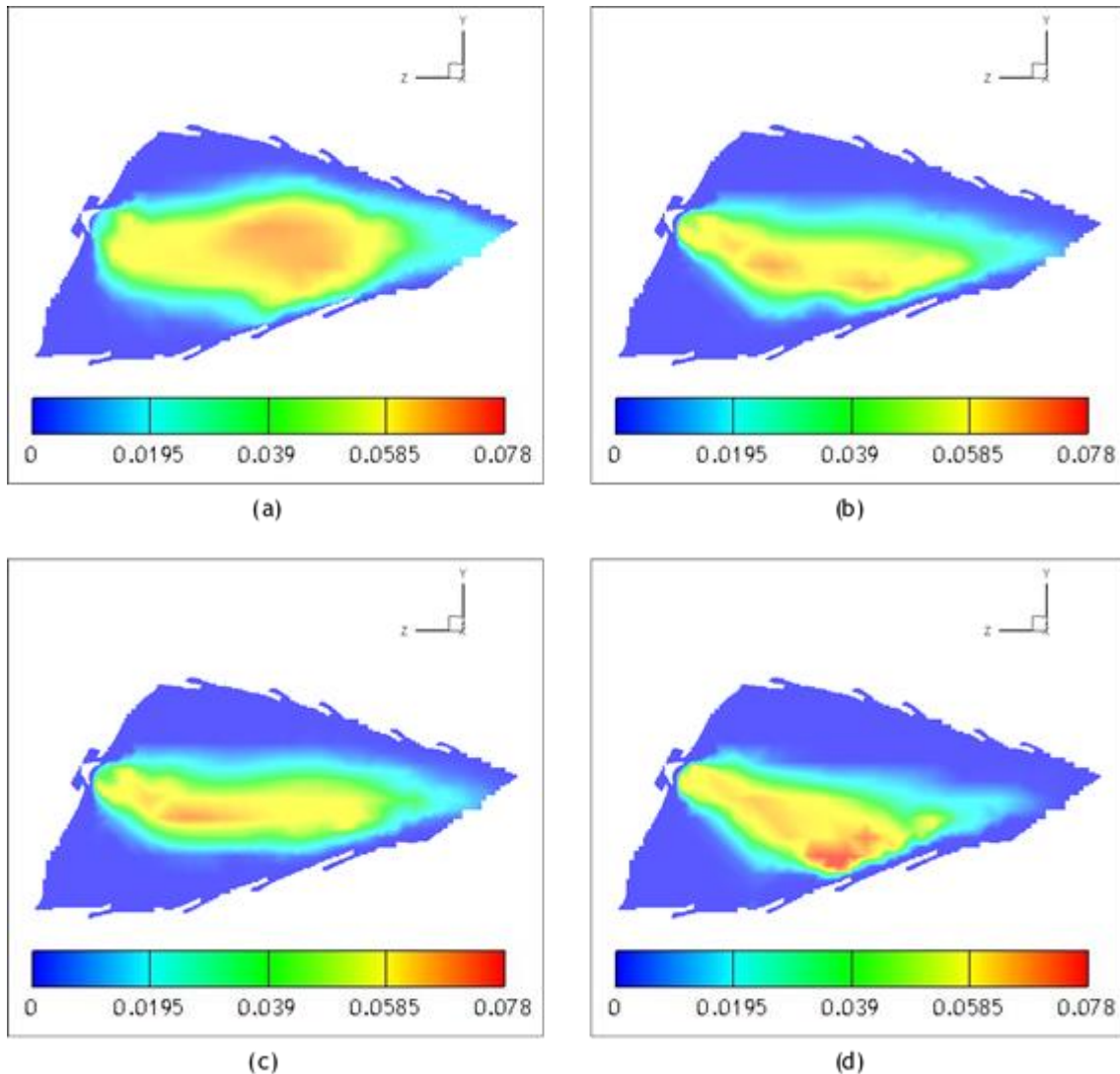


Figura 4.5: Distribuição da fração mássica de CO no plano normal ao injetor da câmara de combustão para os modelos (a) k- ϵ , (b) k- ω , (c) RSM e (d) LES.

A análise das emissões de CO₂ são fundamentais uma vez que este é um gás de efeito de estufa e que atualmente é necessário minimizar a emissão deste. Observa-se na figura 4.6 a distribuição da fração mássica de CO₂ no plano normal ao injetor da câmara de combustão. O modelo LES apresenta de melhor forma os resultados relativamente aos restantes modelos pois nota-se no modelo LES uma zona de maior fração mássica de CO₂ (0.16) representada a vermelho que os restantes modelos não são capazes de identificar.

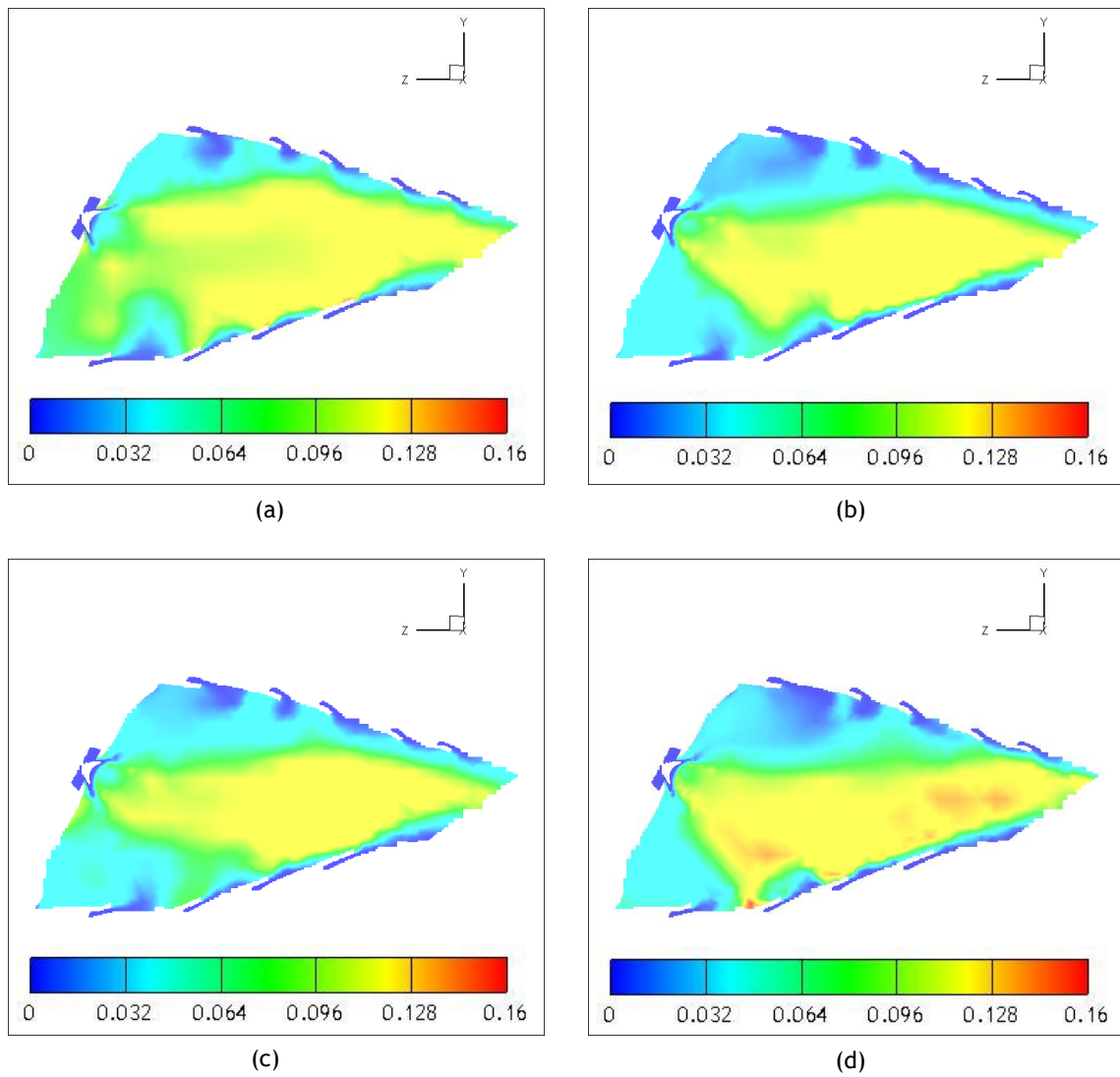


Figura 4.6: Distribuição da fração mássica de CO_2 no plano normal ao injetor da câmara de combustão para os modelos (a) $k-\epsilon$, (b) $k-\omega$, (c) RSM e (d) LES.

Capítulo 5

Conclusão

Este trabalho apresenta uma análise de diferentes modelos de turbulência durante o processo de combustão numa câmara de combustão do motor CFM56-3 com a digitalização disponível utilizando o software de CFD ANSYS Fluent 16.2. Tendo por base o trabalho realizado por Jonas Oliveira pretendia-se com esta dissertação identificar os modelos mais adequados para a análise do escoamento turbulento durante a combustão verificando diversos parâmetros importantes em termos de emissões e instabilidades de modo a cumprir com os regulamentos existentes da EASA (European Aviation Safety Agency). Foi simulada a combustão com o combustível Jet-A de modo a obter resultados sobre emissões de NO_x , CO e UHC. Os dados da magnitude de velocidade e temperatura à saída do combustor foram fundamentais na determinação dos melhores modelos para este estudo. Existe uma grande quantidade de variáveis que podem ser analisados e estudados de modo a comparar com os resultados experimentais disponíveis, porém, apenas os resultados mais relevantes foram considerados nesta dissertação. Neste capítulo são descritos os principais obstáculos sentidos e a forma como foram ultrapassados.

A elevada complexidade do modelo da câmara de combustão analisada apresentou inúmeras dificuldades no desenvolvimento da malha utilizada nas simulações. Diversos parâmetros como os níveis de refinamento, as camadas de células e a quantidade de arestas extraídas foram definidos através de processos de tentativa e erro e múltiplas iterações no software HELYX OS. A principal dificuldade foi sentida na geração da malha devido ao número de camadas que dependia da complexidade da zona do combustor, ou seja, em zonas com maiores curvaturas mais acentuadas e zonas de entrada de caudal seria necessário maior número de camadas e com maior nível de refinamento enquanto que em zonas de arrefecimento e paredes do combustor um menor número de camadas. Apesar da definição destes parâmetros a geração da malha resultava em malhas com elevado grau de “assimetria” (*skewness*) e elevadas razões de aspeto. Após diversas tentativas, sendo esta a fase que consumiu aproximadamente um mês, foram criadas duas malhas com condições aceitáveis para a simulação no software ANSYS Fluent sendo possível efetuar o teste de independência de malha e prosseguir com o estudo.

No processo de simulação e análise dos 4 modelos foram sentidas dificuldades em termos de convergência de alguns parâmetros residuais e na definição dos URF. Os valores de URF foram alterados para valores inferiores dos pré-definidos uma vez que com os valores iniciais a solução apresentava grandes dificuldades de convergência e maior duração da simulação. Durante o estudo do modelo LES, o parâmetro da equação de continuidade apresentou dificuldades na estabilização, verificando-se o aumento deste valor ao longo da simulação. Para resolver esta

situação foram alterados os fatores pressão e número de Courant na configuração do caso de estudo, obtendo assim um valor da continuidade estabilizado.

Os resultados obtidos em todas as simulações realizadas para os 4 modelos escolhidos são validados pelos dados experimentais medidos pela ICAO e apresentados na base de dados das emissões do motor CFM56-3 na combustão. No entanto, o facto de atomização do combustível não ser considerada neste trabalho justifica os resultados da emissão de gases CO diferentes dos valores de referência fornecidos pela ICAO. Por outro lado, as previsões de emissões de NO_x apresentaram bons resultados no geral sendo que o melhor modelo para análise deste parâmetro é o k- ϵ .

Em suma, o modelo mais indicado para a análise de um escoamento turbulento e o processo de combustão é o modelo LES que vai de acordo com o teoricamente esperado uma vez que este modelo utiliza 7 equações e modela os turbilhões mais pequenos e resolve os maiores. Os resultados apresentados por este modelo são precisos e de acordo com os valores experimentais apesar de ser requerido um elevado poder computacional nas simulações no caso de estudo. No entanto, os modelos k- ϵ , k- ω e RSM podem também ser considerados na análise do escoamento turbulento, dependendo do tipo de parâmetros analisados, fornecendo melhores resultados em estudos de geometrias menos complexas relativamente à câmara de combustão do motor CFM56-3.

5.1 Trabalhos Futuros

Existem diversas variáveis e fatores passíveis de análise e estudo em ordem a melhorar o desempenho do motor CFM56-3. Apresentam-se de seguida algumas propostas de trabalhos futuros que podem ser realizados utilizando a câmara de combustão já digitalizada do motor CFM56-3:

- Estudo com o modelo DNS que requer um poder computacional mais elevado em comparação aos modelos estudados neste trabalho;
- Estudo da emissão de poluentes utilizando uma malha mais refinada para o modelo LES;
- Análise de emissões considerando o processo de atomização utilizando combustíveis alternativos de forma a melhorar o desempenho do motor;
- Estudo da influência em termos acústicos da utilização de diferentes tipos de combustível neste tipo de motores.

As sugestões destes futuros trabalhos potencializam a utilização de CFD como uma ferramenta de análise de desempenho e melhoramento de motores utilizados na indústria aeronáutica e oferecem soluções para problemas que não são realizados experimentalmente devido ao seu elevado custo.

Bibliografia

- [1] A. H. Lefebvre and D. R. Ballal, *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions, Third Edition*, Third Edit. 2010.
- [2] N. Yadav, I. A. Khan, and S. Grover, "Modeling And Analysis of Simple Open Cycle Gas Turbine Using Graph Networks," *Int. J. Mech. Aerospace, Ind. Mechatron. Manuf. Eng.*, vol. 4, no. 3, pp. 337-345, 2010.
- [3] "Ciclo de Brayton-Joule." [Online]. Available: https://it.wikipedia.org/wiki/Ciclo_di_Brayton-Joule.
- [4] "Combustion Chamber Classification." [Online]. Available: <https://aeronotes.weebly.com/combustion-chamber-classification.html>.
- [5] G. Yanlei and Z. Yanpei, "Procedia Engineering Airworthiness Management of CFM56 Products in FAA and," in *The 2nd International Symposium on Aircraft Airworthiness (ISAA 2011)*, 2011, vol. 17, no. June 1974, pp. 588-594.
- [6] J. Billien and R. Matta, "The CFM56 Venture," in *Aircraft Design, Systems and Operations Conference*, 1989, p. 11.
- [7] CFM International, *General engine data -CFM56*. 1995.
- [8] A. Liñán and F. A. Williams, *Fundamental Aspects of Combustion*. 1993.
- [9] L. Q. Maurice, H. Lander, T. Edwards, and W. E. H. Iii, "Advanced aviation fuels : a look ahead via a historical perspective," *Fuel*, vol. 80, pp. 747-756, 2001.
- [10] S. Blakey, L. Rye, and C. W. Wilson, "Aviation gas turbine alternative fuels : A review," *Proc. Combust. Inst.*, vol. 33, no. 2, pp. 2863-2885, 2011.
- [11] I. Tesseraux, "Risk factors of jet fuel combustion products ," *Toxicol. Lett.*, vol. 149, pp. 295-300, 2004.
- [12] M. K. Akhtar, P. R. Jones, and P. Kallio, "Renewable jet fuel," pp. 50-55, 2014.
- [13] P. Coelho and M. Costa, *Combustão*. Lisboa: Orion, 2007.
- [14] H. A. Bhimgade and S. K. Bhele, "A Review on use of Computational Fluid Dynamics in Gas Turbine Combustor Analysis and its Scope," *Int. J. Sci. Res.*, vol. 2, no. 6, pp. 404-408, 2013.
- [15] V. R. Hasti, P. Kundu, G. Kumar, and S. A. Drennan, "Numerical Simulation of Flow Distribution in a Realistic Gas Turbine Combustor," in *AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition*, 2018, pp. 1-20.
- [16] L. Y. M. Gicquel, G. Staffelbach, and T. Poinso, "Large Eddy Simulations of gaseous flames in gas turbine combustion chambers," *Prog. Energy Combust. Sci.*, vol. 38, no. 6, pp. 782-817, 2012.
- [17] NASA, "Navier-Stokes Equations - NASA." [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/nseqs.html>. [Accessed: 25-Jul-2019].
- [18] S. T. Johansen, J. Wu, and W. Shyy, "Filter-based unsteady RANS computations," *Int. J. Heat Fluid Flow*, vol. 25, pp. 10-21, 2004.
- [19] N. Peters, "Turbulent Combustion," *Cambridge Univ. Press. London/New York*, 2000.
- [20] T. Poinso and D. Veynante, *Theoretical and Numerical Combustion*, R.T. Edwards,

Flourtown, PA. 2001.

- [21] J. Janicka and A. Sadiki, "Large eddy simulation of turbulent combustion systems," *Proc. Combust. Inst.*, vol. 30, no. 1, pp. 537-547, 2005.
- [22] G. Boudier, L. Y. M. Gicquell, T. Poinsot, D. Bissières, and C. Bérat, "Comparison of LES , RANS and experiments in an aeronautical gas turbine combustion chamber," in *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, vol. 31, pp. 3075-3082.
- [23] T. Jaravel, E. Riber, B. Cuenot, and G. Bulat, "Large Eddy Simulation of an industrial gas turbine combustor using reduced chemistry with accurate pollutant prediction," *Proc. Combust. Inst.*, vol. 36, no. 3, pp. 3817-3825, 2017.
- [24] C. Fureby and R. E. Bensow, *LES at Work : Quality Management in Practical Large-Eddy Simulations*. 2008.
- [25] S. B. Müller and L. Kleiser, "Quality Assessment in LES of a Compressible Swirling Mixing Layer," *Qual. Reliab. Large-Eddy Simulations*, p. pp 295-306.
- [26] J. Sodja, "Turbulence models in CFD," 2007.
- [27] M. Breuer and N. Joviä, "Comparison of DES , RANS and LES for the separated flow around a flat plate at high incidence," *Int. J. Numer. METHODS FLUIDS*, vol. 388, no. September 2002, pp. 357-388, 2003.
- [28] P. Wolf, R. Balakrishnan, G. Staffelbach, L. Y. M. Gicquel, and T. Poinsot, "Using LES to Study Reacting Flows and Instabilities in Annular Combustion Chambers," *Flow Turbul. Combust*, pp. 191-206, 2012.
- [29] Y. Tominaga and T. Stathopoulos, "Numerical simulation of dispersion around an isolated cubic building : Model evaluation of RANS and LES," *Build. Environ.*, vol. 45, no. 10, pp. 2231-2239, 2010.
- [30] L. Y. M. Gicquel, G. Boudier, T. Poinsot, and G. Staffelbach, "Large Eddy Simulation of self excited azimuthal modes in annular combustors," *Proc. Combust. Inst.*, vol. Volume 32, no. Issue 2, p. Pages 2909-2916, 2009.
- [31] B. P. Wolf, G. Staffelbach, R. Balakrishnan, and A. Roux, "Azimuthal instabilities in annular combustion chambers," *Flow Turbul. Combust*, pp. 259-269, 2012.
- [32] H. Medina, A. Beehook, J. Saul, S. Porter, S. Aleksandrova, and S. Benjamin, "Open source Computational Fluid Dynamics using OpenFOAM," in *Royal Aeronautical Society, General Aviation Conference, London*, 2015, no. November.
- [33] J. Eriksson, "Simulation of the Flow around a Semi-Submersible using CFD Master ' s Thesis in Naval Architecture and Ocean Engineering," 2017.
- [34] W. Malalasekera and H. K. Versteeg, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*, vol. M. 2007.
- [35] A. F. ANSYS, *ANSYS FLUENT User ' s Guide*, no. November. 2010.
- [36] A. F. ANSYS, *ANSYS Fluent Theory Guide*, no. November. 2013.
- [37] B. P. J. Mason, "Large-eddy simulation : A critical review of the technique," pp. 1-26, 1994.
- [38] J. Oliveira, "CFD Analysis of the Combustion of Bio-Derived Fuels in the CFM56-3

- Combustor, MSc Thesis,” Universidade da Beira Interior, 2016.
- [39] E. A. S. Agency, “EASA TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET,” pp. 1-9, 2008.
 - [40] D. P. Combest, *A Concise Introduction to Pre- Processing , Meshing , and Running OpenFOAM ® Cases with HELYX-OS*, no. June. 2013.
 - [41] D. P. Combest and A. Jackson, *snappyHexMesh Theory and Application*, no. June. 2016.
 - [42] ICAO, “ENGINE EXHAUST EMISSIONS DATA BANK SUBSONIC ENGINES - CFM56-3,” 2015.
 - [43] P. Ribeiro, “Análise de Performance da Família de Motores de,” INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA, 2012.
 - [44] T. Faravelli, A. Frassoldati, and A. Cuoci, “Final Report Summary - EMICOPTER (Emission analysis. Tools required to perform the emission analysis and evaluation methodology).”
 - [45] *OpenFOAM User guide, version 2.3.1*. 2014.

Apêndice A - Câmara de Combustão

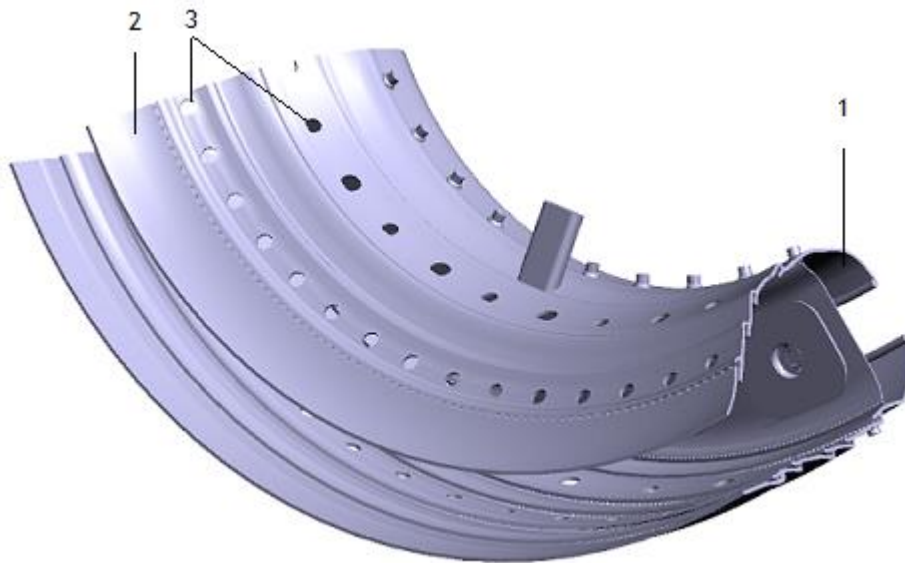


Figura A.1: Desenho CAD da vista inferior da câmara de combustão estudada.

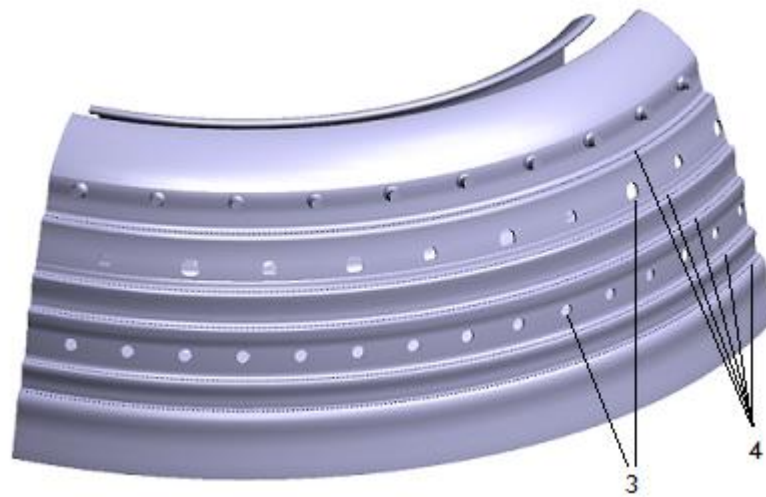


Figura A.2: Desenho CAD da vista lateral da câmara de combustão estudada.



Figura A.3: Desenho CAD da vista superior da câmara de combustão estudada.



Figura A.4: Desenho CAD da vista lateral interior da câmara de combustão estudada.

Tabela A.1: Identificação dos componentes da câmara de combustão representados nas figuras A.1, A.2 e A.3

| Número | Componente |
|--------|-----------------------|
| 1 | Topo |
| 2 | Parede |
| 3 | Orifícios de diluição |
| 4 | Orifícios de mistura |
| 5 | Cúpula |
| 6 | Orifícios da cúpula |
| 7 | <i>Swirler</i> |
| 8 | Injetor |
| 9 | Saída de pressão |

Apêndice B - Resultados

Parâmetros Residuais

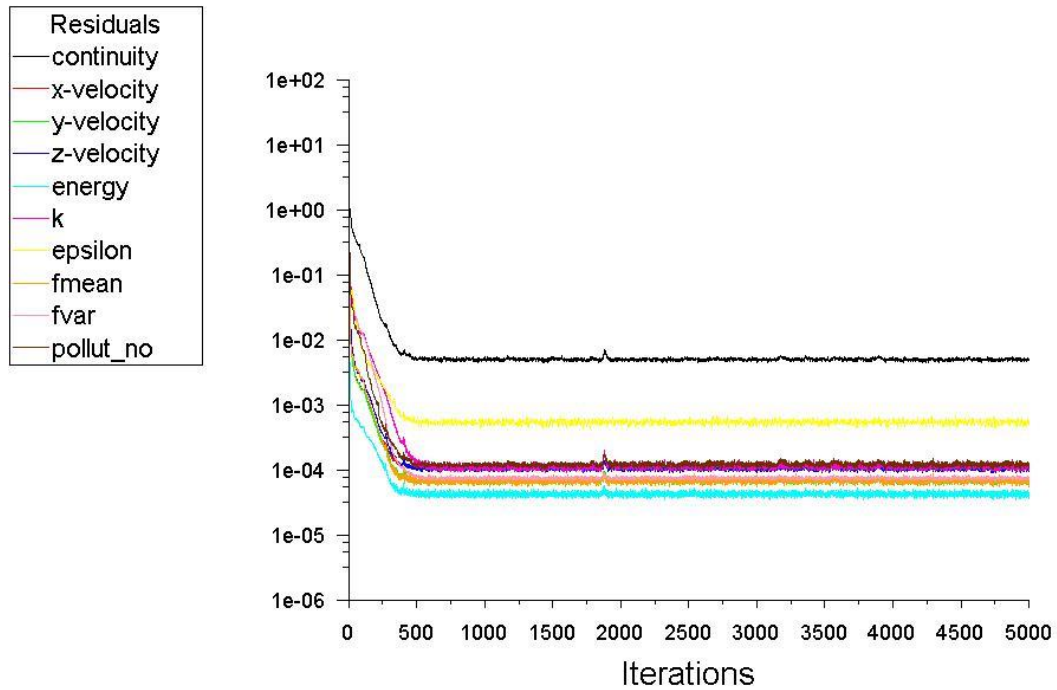


Figura B.1: Parâmetros residuais da simulação do modelo k- ϵ .

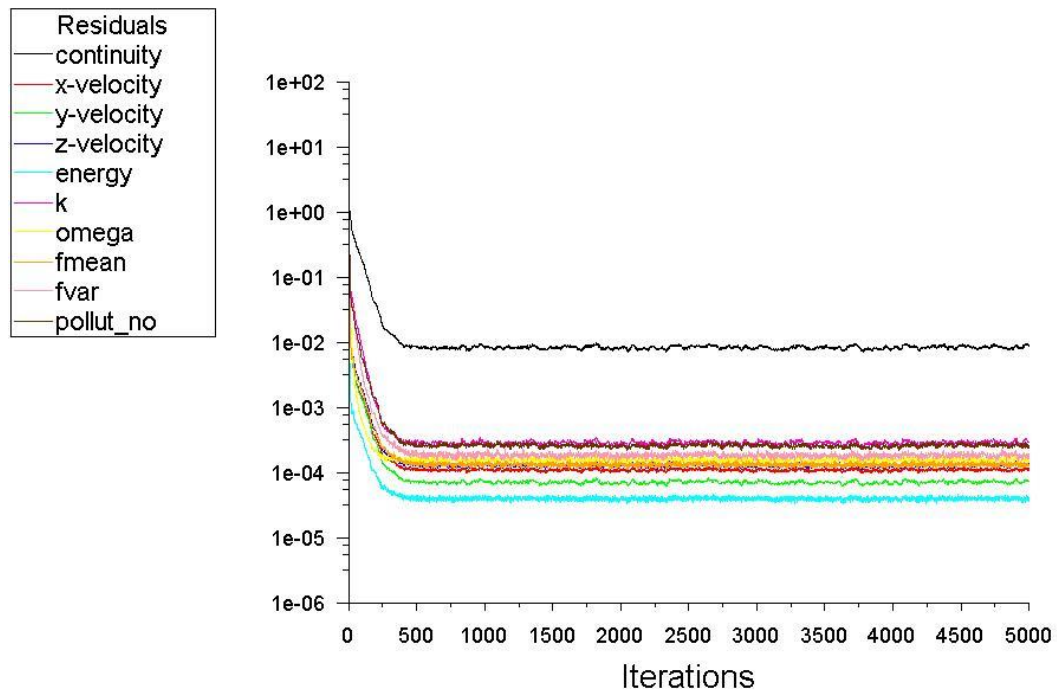


Figura B.2: Parâmetros residuais da simulação do modelo k- ω .

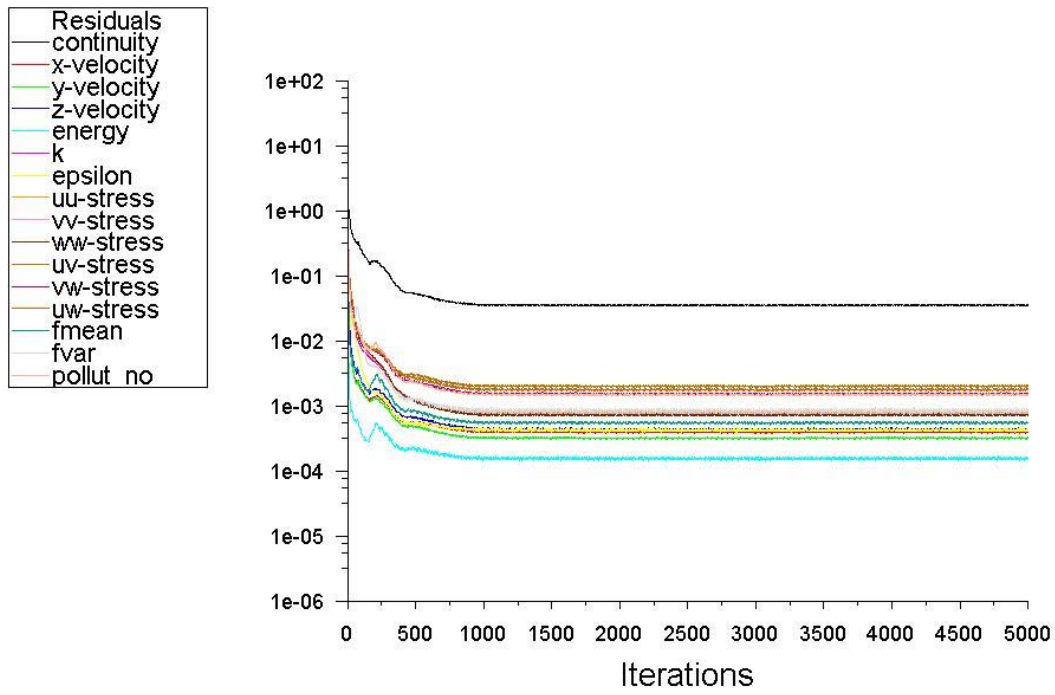


Figura B.3: Parâmetros residuais da simulação do modelo RSM.

Mass Imbalance

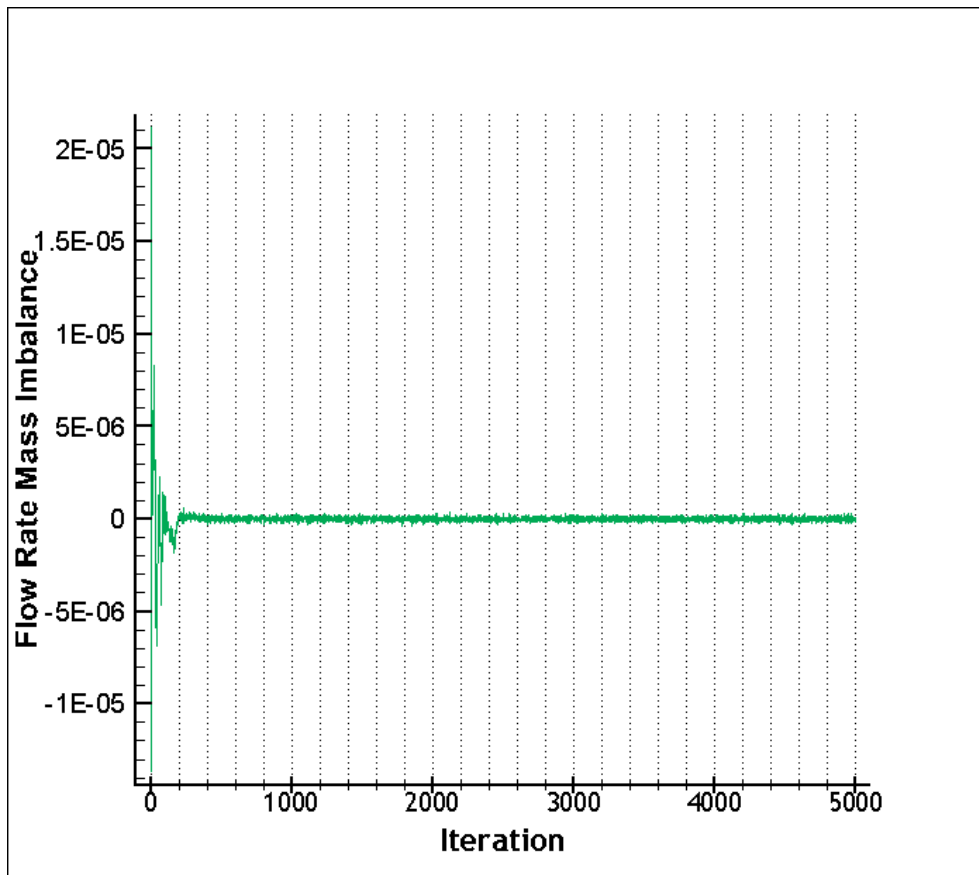


Figura B.4: Gráfico do *Mass Imbalance* da simulação do modelo k- ϵ .

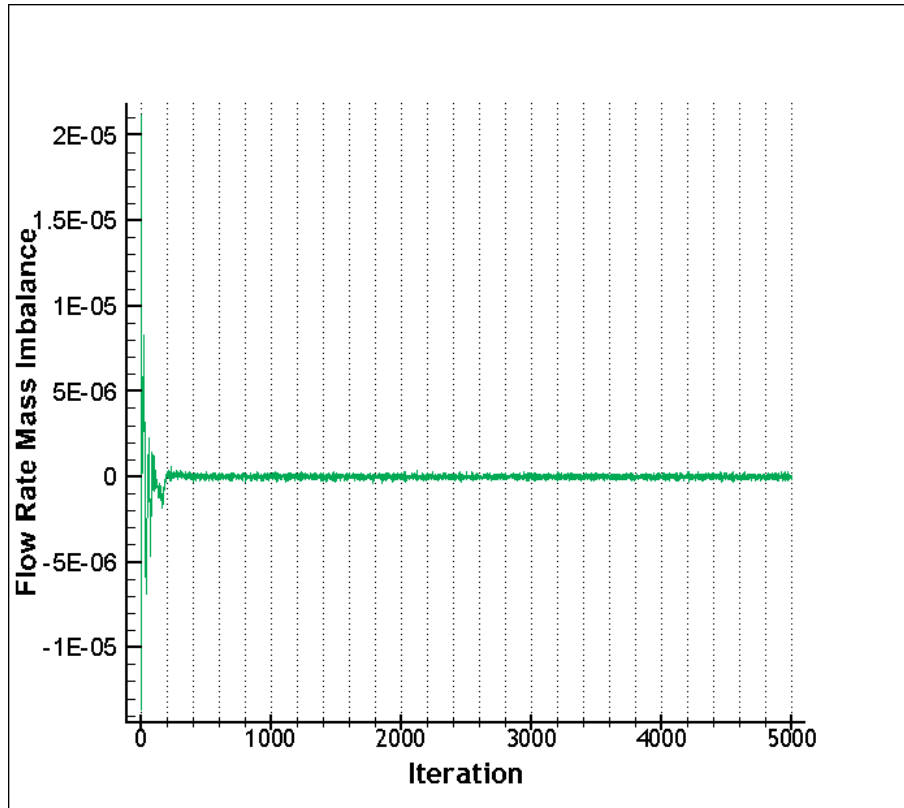


Figura B.5: Gráfico do *Mass Imbalance* da simulação do modelo k- ω .

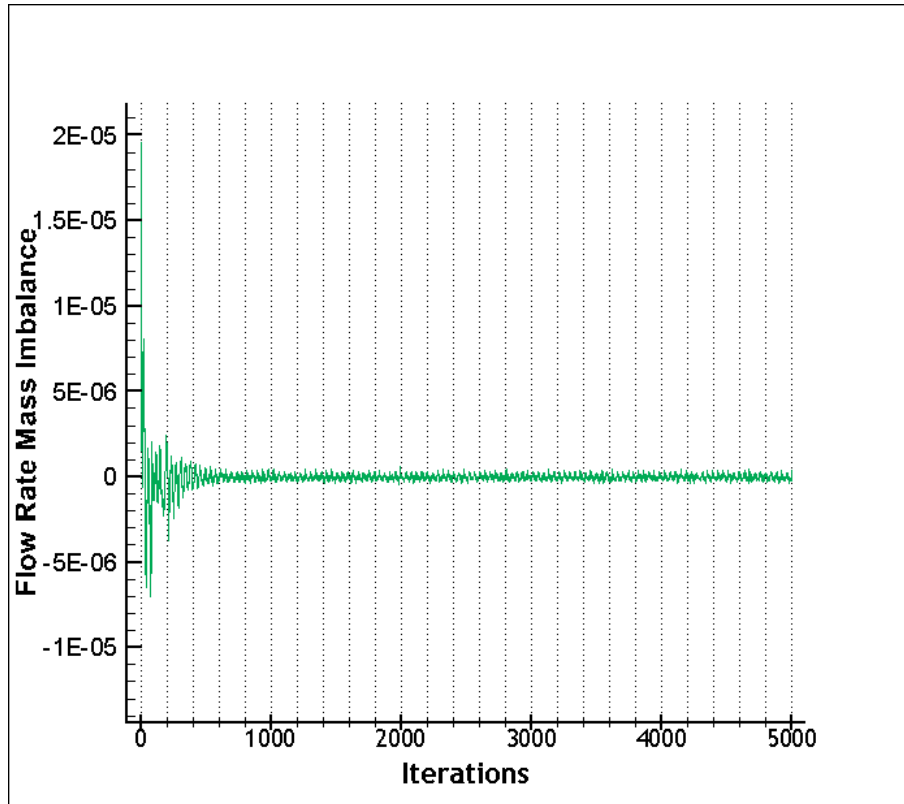


Figura B.6: Gráfico do *Mass Imbalance* da simulação do modelo RSM.

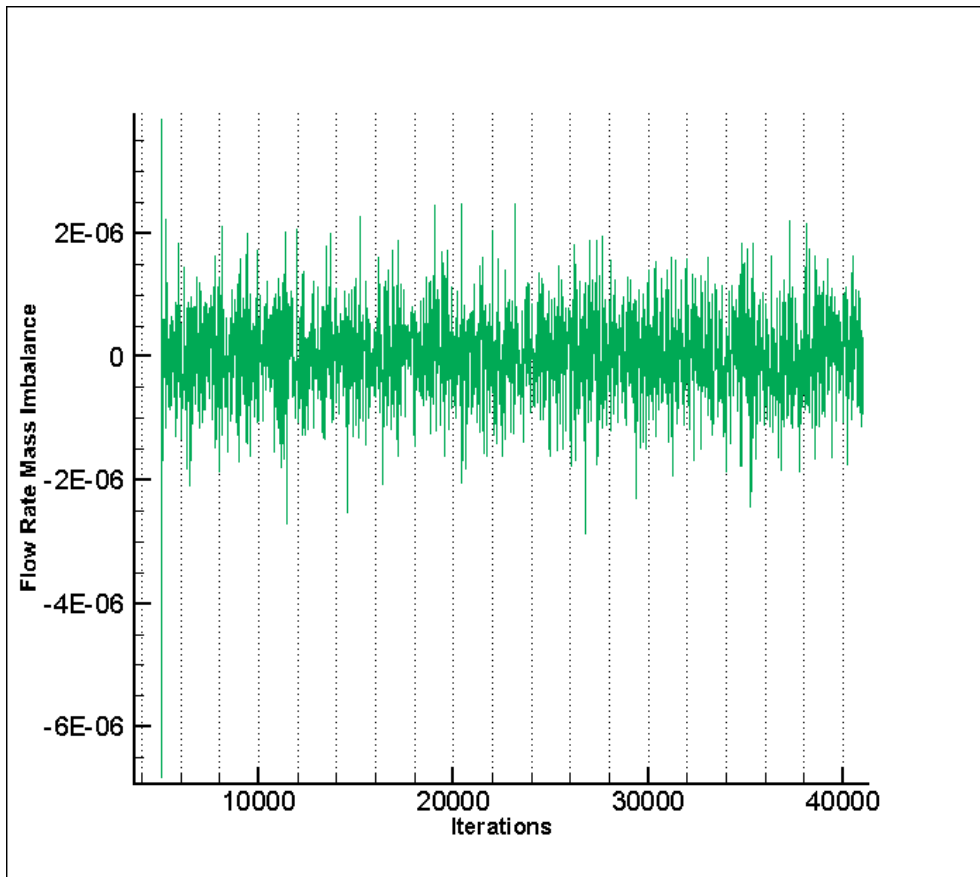


Figura B.7: Gráfico do *Mass Imbalance* da simulação do modelo LES.