



# **Influência do Combustível na Emissão de Poluentes em Motores Foguete Híbridos**

(Versão Final Após Defesa)

**Bernardo Rocha Aguiar Barbosa**

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

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

**dezembro de 2025**

## **Declaração de Integridade**

Eu, Bernardo Rocha Aguiar Barbosa, que abaixo assino, estudante com o número de inscrição a45588 de Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia, declaro ter desenvolvido o presente trabalho e elaborado o presente texto em total consonância com o **Código de Integridades da Universidade da Beira Interior.**

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

Universidade da Beira Interior, Covilhã 30/12/2025

Bernardo Rocha Aguiar Barbosa

# **Dedicatória**

Dedico o meu trabalho aos meus avós, Augusto, Delfina e Olívia, que infelizmente não puderam presenciar o cumprir desta etapa mas acredito plenamente que estariam orgulhosos do meu percurso.



# **Agradecimentos**

Agradeço à minha família, pais e irmãs que sempre demonstraram todo o seu apoio e compreensão, mesmo nas fases mais difíceis não só da escrita da dissertação mas também de todo o meu percurso académico. Ao meu avô que todas as semanas me incentivava. À minha namorada e à sua família por toda a confiança que me transmitiram. Aos meus amigos mais próximos que nunca deixaram esmorecer a minha vontade de concluir todos os meus objetivos.



# Prefácio

Toda a escrita deste documento foi elaborada com o maior sentido de responsabilidade e esforço. A busca por um maior conhecimento sobre a atualidade e possíveis inovações no campo da propulsão híbrida sempre foi do meu interesse, desenvolver este trabalho permitiu-me conhecer muito mais sobre o tema quer através das pesquisas quer através das várias simulações de teste que efetuei no software. Os meus conhecimentos prévios sobre motores foguete, particularmente adquiridos nas unidades curriculares da área da propulsão, foram fundamentais para uma abordagem mais correta e mais crítica de toda a informação que obtive durante a escrita da minha dissertação. A configuração do documento foi previamente discutida com o meu orientador, Professor Doutor Francisco Brójo, de modo a que o seguimento da leitura seja o mais informativo possível, começa com uma introdução explicativa, seguida da simulação e discussão sobre os resultados. Um conhecimento prévio, para uma melhor compreensão de todo o documento, é aconselhável, todavia a introdução teórica que inicia a dissertação apresenta grande parte das informações necessárias para a assimilação de todo o trabalho.



## **Resumo**

O estudo começou com um enquadramento teórico dos principais pontos da atualidade dos motores foguete híbridos. O enquadramento realça os principais combustíveis utilizados nesta indústria, bem como algumas das aplicações dos motores foguete híbridos. As atuais desvantagens deste tipo de propulsão são também enumeradas, onde consta também a necessidade de uma maior preocupação com a sustentabilidade quer a nível de emissões quer a nível da origem dos propelentes. Da bibliografia consultada surgiram quatro alternativas de combustível que foram analisadas posteriormente juntamente com o grupo de controlo. Numa primeira fase cada mistura foi simulada, sendo cada parâmetro da simulação descrito em cada secção, de modo a obter o seu ponto ótimo. Após a definição do ponto ótimo todas as misturas foram comparadas cada uma na sua composição ideal com a finalidade de descobrir qual a mais equilibrada em termos de desempenho e sustentabilidade.

## **Palavras-chave**

Combustíveis, emissões, motores foguete, sustentabilidade, propulsão híbrida



# **Abstract**

This study began with a theoretical overview of the current key aspects of hybrid rocket engines. This overview highlights the main fuels used in the industry, as well as some of the applications of hybrid rocket engines. The current disadvantages of this type of propulsion are also outlined, including the need for greater attention to sustainability, both in terms of emissions and the origin of the propellants. From the literature reviewed, four alternative fuel options emerged, which were subsequently analyzed along with the control group. In an initial phase, each mixture was simulated, with each simulation parameter described in its respective section, in order to determine its optimal point. After defining the optimal point, all mixtures (each in its ideal composition) were compared to identify the most balanced option in terms of performance, emissions and temperature.

# **Keywords**

Fuel, Emissions, Rocket Engines, Sustainability, Hybrid Propulsion



# Índice

|   |             |
|---|-------------|
|   | <b>ii</b>   |
| <b>Dedicatória</b>  | <b>iii</b>  |
| <b>Agradecimentos</b>   | <b>v</b>    |
| <b>Prefácio</b>   | <b>vii</b>  |
| <b>Resumo</b>   | <b>ix</b>   |
| <b>Abstract</b>   | <b>xi</b>   |
| <b>Índice</b>   | <b>xiii</b> |
| <b>Lista de Figuras</b>   | <b>xv</b>   |
| <b>Lista de Tabelas</b>   | <b>xvii</b> |
| <b>Lista de Acrónimos</b>                                       | <b>xix</b>  |
| <b>1 Motivação e Objetivos</b>                                  | <b>1</b>    |
| 1.1 Motivação Pessoal . . . . .                                 | 1           |
| 1.2 Necessidade Atual e Futura . . . . .                        | 1           |
| 1.3 Objetivos e Metodologia . . . . .                           | 2           |
| <b>2 Estado da Arte</b>   | <b>3</b>    |
| 2.1 Motores Foguete . . . . .                                   | 3           |
| 2.2 Motores Foguete Híbridos . . . . .                          | 6           |
| 2.2.1 Combustíveis Clássicos . . . . .                          | 11          |
| 2.2.2 Oxidantes Tradicionais . . . . .                          | 12          |
| 2.2.3 Sustentabilidade e Versatilidade de Propelentes . . . . . | 14          |
| 2.2.4 Aditivos em Combustíveis híbridos . . . . .               | 20          |

|          |   |           |
|----------|---|-----------|
| 2.2.5    | Características a Melhorar . . . . .            | 21        |
| 2.2.6    | Possíveis Melhorias . . . . .                   | 23        |
| 2.2.7    | Aplicações . . . . .                            | 25        |
| <b>3</b> | <b>Metodologia</b>                              | <b>29</b> |
| 3.1      | Estruturação . . . . .                          | 29        |
| 3.2      | Seleção do Motor para Simulação . . . . .       | 30        |
| 3.2.1    | AMROC H-1800 . . . . .                          | 31        |
| 3.3      | Simulação e Parâmetros Importantes . . . . .    | 32        |
| 3.4      | Combinações de Oxidante e Combustível . . . . . | 34        |
| <b>4</b> | <b>Resultados de Simulação</b>                  | <b>36</b> |
| 4.1      | Grupo de Controlo . . . . .                     | 36        |
| 4.2      | Propelente Verde . . . . .                      | 41        |
| 4.3      | Combustível à Base de Óleo de Palma . . . . .   | 47        |
| 4.4      | Combustível à base de cera de abelha . . . . .  | 53        |
| 4.5      | Combustível de Elevado Desempenho . . . . .     | 59        |
| <b>5</b> | <b>Comparação Entre Ponto Ótimos</b>            | <b>66</b> |
| 5.1      | Tração Gerada . . . . .                         | 66        |
| 5.2      | Emissões Poluentes . . . . .                    | 68        |
| 5.3      | Temperaturas ao Longo do motor . . . . .        | 70        |
| <b>6</b> | <b>Conclusão</b>                                | <b>73</b> |
| <b>7</b> | <b>Trabalhos Futuros</b>                        | <b>75</b> |
| 7.1      | Dificuldades Encontradas . . . . .              | 76        |
|          | <b>Bibliografia</b>                             | <b>79</b> |

# Lista de Figuras

|      |  |    |
|------|--|----|
| 2.1  | Tipos de motor foguete [1] . . . . .                             | 6  |
| 2.2  | Configuração típica de um motor foguete híbrido[2] . . . . .     | 7  |
| 2.3  | Esquema de um motor VFP . . . . .                                | 9  |
| 4.1  | Valores de desempenho em função da razão O/F . . . . .           | 38 |
| 4.2  | Gases de escape . . . . .  | 39 |
| 4.3  | Valores de desempenho em função da razão O/F . . . . .           | 43 |
| 4.4  | Gases de escape . . . . .  | 44 |
| 4.5  | Valores de desempenho em função da razão O/F . . . . .           | 49 |
| 4.6  | Gases de escape . . . . .  | 50 |
| 4.7  | Valores de desempenho em função da razão O/F . . . . .           | 55 |
| 4.8  | Gases de escape . . . . .  | 56 |
| 4.9  | Valores de desempenho em função da razão O/F . . . . .           | 61 |
| 4.10 | Gases de escape . . . . .  | 62 |
| 5.1  | Tração gerada por cada mistura de combustível estudada . . . . . | 67 |
| 5.2  | Emissões Provenientes de Cada Mistura . . . . .                  | 69 |
| 5.3  | Controlo de Temperaturas . . . . .                               | 71 |



# Lista de Tabelas

|      |  |    |
|------|--|----|
| 3.1  | Parâmetros de desempenho H-1800[3]                             | 32 |
| 3.2  | Características da simulação no CEA                            | 32 |
| 4.1  | Características da mistura de combustível                      | 36 |
| 4.2  | Valores da razão de equivalência $\phi$ para cada O/F simulado | 37 |
| 4.3  | Valores para O/F= 3,0  | 41 |
| 4.4  | Características da mistura de combustível                      | 42 |
| 4.5  | Valores da razão de equivalência $\phi$ para cada O/F simulado | 42 |
| 4.6  | Valores para O/F=3,2   | 46 |
| 4.7  | Características da mistura de combustível                      | 47 |
| 4.8  | Valores da razão de equivalência $\phi$ para cada O/F simulado | 48 |
| 4.9  | Valores para O/F=2,8   | 52 |
| 4.10 | Características da mistura de combustível                      | 53 |
| 4.11 | Valores da razão de equivalência $\phi$ para cada O/F simulado | 54 |
| 4.12 | Valores para O/F=2,8   | 58 |
| 4.13 | Características da mistura de combustível                      | 59 |
| 4.14 | Valores da razão de equivalência $\phi$ para cada O/F simulado | 60 |
| 4.15 | Valores para O/F=2,7   | 64 |
| 5.1  | Parâmetros Constantes  | 67 |
| 5.2  | Caudais mássicos obtidos                                       | 67 |
| 5.3  | Massa Molar de cada espécie                                    | 69 |



## **Acrónimos**

|        |   |
|--------|---|
| A-SOFT | Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow Type                            |
| ABS    | Acrylonitrile Butadiene Styrene (Acrilonitrila Butadieno Estireno)        |
| AMROC  | American Rocket Company   |
| ANSYS  | Analysis Systems  |
| CEA    | Chemical Equilibrium with Applications                                    |
| ESA    | European Space Agency   |
| EVA    | Ethylene-vinyl acetate (Etileno-acetato de vinila)                        |
| GMAT   | General Mission Analysis Tool   |
| HDPE   | High-Density Polyethylene (Polietileno de Alta Densidade)                 |
| HRE    | Hybrid Rocket Engines   |
| HTP    | High Test Peroxide  |
| HTPB   | Hidroxil-Terminated Polybutadiene (Poli-Butadieno Terminado em Hidroxila) |
| LDPE   | Low-Density Polyethylene (Polietileno de Baixa Densidade)                 |
| MON-3  | Mixed Oxides of Nitrogen-3 (Óxidos Mistos de Nitrogenio-3)                |
| NASA   | National Aeronautics and Space Administration                             |
| NIST   | National Institute of Standards and Technology                            |
| PE     | Polyethylene (Polietileno)  |
| PMMA   | Polymethyl methacrylate (Polimetacrilato de metilo)                       |
| PP     | Polypropylene (Polipropileno)   |
| ProPep | Propellant Performance  |
| PVC    | Polyvinyl chloride (Policloreto de vinilo)                                |
| TNT    | Trinitrotolueno   |
| UBI    | Universidade da Beira Interior  |
| VFP    | Vortex Flow Pancake   |



# Capítulo 1

## Motivação e Objetivos

### 1.1 Motivação Pessoal

Durante os anos em que frequentei o curso de Engenharia Aeronáutica, desenvolvi um especial interesse sobre o tema da propulsão. Considero este tema como algo que estudo e procuro informação com maior vontade e interesse, especialmente no que se refere a motores foguete. Na minha visão, é necessário adaptar todas as indústrias aos desafios que o a atualidade requer, sendo a sustentabilidade um dos mais importantes. Noto que para várias pessoas as indústrias aeronáutica e aeroespacial apresentam muitos problemas a nível de poluição e aquecimento global, acabando, por vezes, por desaconselhar um desenvolvimento destes setores pois não visualizam um futuro onde a sustentabilidade e o avanço tecnológico nestas áreas coexistem. Por esta razão, e por entender que este problema só tende a aumentar com o passar do anos, noto que a busca por uma propulsão em geral mais sustentável é fulcral. Ao analisar os vários tipos de propulsão existentes, ganhei uma especial curiosidade pela propulsão híbrida, uma vez que é sem dúvida a mais segura e aparenta ser a menos conhecida pela sociedade em geral.

### 1.2 Necessidade Atual e Futura

É factual que a propulsão de foguetes não é, para já, alvo de grandes restrições a nível de gases prejudiciais emitidos, todavia é expectável que tal condição mude num futuro próximo. Com a constante evolução tecnológica vivida atualmente, é de esperar que mais empresas entrem no ramo da propulsão híbrida, o que aumenta a utilização destes motores e atrai mais atenção para a quantidade e gravidade das emissões poluentes. A procura por uma combinação de combustível que alie um desempenho considerável e uma baixa taxa de emissão de poluentes pode vir a ser a solução de toda uma indústria. Verifica-se que existem já algumas empresas que visam uma maior ecologia no que se refere aos foguetes híbridos, como é o caso da HyImpulse, contudo, a busca por uma gama de combustíveis que origine emissões poluentes o mais reduzidas possível e alie esta característica a uma origem também ela sustentável deve ser o foco atual do desenvolvimento da propulsão híbrida.

### **1.3 Objetivos e Metodologia**

Com este trabalho pretende-se avaliar a influência da composição do combustível na emissão de poluentes, bem como no desempenho em motores foguete. Para alcançar estes pressupostos, é necessário compreender bem o funcionamento de motores foguete, bem como o próprio processo de combustão que nele ocorre e a formação dos poluentes após o processo. Para tornar as conclusões mais plausíveis e realistas, vai-se utilizar um motor foguete já desenvolvido para uma missão real. De modo a alcançar o combustível que maior otimiza a relação performance-sustentabilidade, serão testadas várias combinações que serão analisadas segundo critérios previamente definidos.

Para realizar a análise será utilizado o programa da NASA CEA-Chemical Equilibrium Applications, sendo esta a parte numérica da pesquisa. Cada alternativa de combustível e oxidante será estudada individualmente numa fase inicial, com gráficos de variação de razão oxidante/combustível e gráficos de desempenho. Desta fase surgirá um ponto ótimo, que cumpre requisitos pré-definidos e que servirá de base para uma comparação futura entre todas as alternativas disponíveis. A comparação geral fará parte do último capítulo deste estudo, onde serão comparados vários critérios que no final permitirão escolher qual das alternativas disponíveis combina melhor a sustentabilidade e o desempenho. De forma a apresentar possibilidades reais de combinações de combustíveis, foi estudado o estado da arte dos motores foguete. É deste capítulo em específico que saem as misturas de propelentes utilizadas, contudo serão também mencionadas outras possibilidades inovadoras especialmente de combustível, que não serão abordadas em termos de simulação neste estudo mas podem também ser opções viáveis do ponto de vista ecológico.

# Capítulo 2

## Estado da Arte

Neste capítulo será descrito o início da atividade, o estado atual e as perspectivas de futuro no que toca a motores foguete, com especial foco nos motores foguete com combustíveis híbridos. A abordagem começará com uma descrição de conceitos importantes sobre os motores foguete, seguida de um esclarecimento acerca de parâmetros que definem o desempenho de um motor foguete. Logo depois serão enumerados e explicados alguns combustíveis e oxidantes clássicos deste tipo de propulsão, o que suscita a curiosidade relativamente à versatilidade de propelentes. Existe também uma secção neste capítulo sobre combustíveis sustentáveis, quer sejam à base de plásticos reciclados, bio-derivados ou sintéticos, após esta secção serão explicados os principais aditivos em combustíveis híbridos. Como referido anteriormente, serão enumeradas algumas características que devem ser melhoradas nos motores foguete híbridos, bem como algumas propostas de aprimoramentos que já existem para estes motores na literatura. Finalmente, serão apresentadas as principais aplicações da propulsão híbrida.

### 2.1 Motores Foguete

Os motores foguete podem ser descritos como dispositivos onde propelentes são queimados, e onde os gases de alta pressão resultantes são expandidos por uma tubeira projetada especialmente para produzir tração. Através dos tanques de combustível pressurizados a gás e com da capacidade de controlo de vazão de propelente, a operação de um motor foguete, em especial líquido é semelhante à de um motor de automóvel. Os propelentes queimam na câmara de combustão, o que forma gases quentes que são acelerados e ejetados a altas velocidades na tubeira. A força de tração de um motor foguete é a reação sofrida pela estrutura do motor devido à expulsão dos gases anteriormente referidos[4].

Os componentes principais de motor foguete típico consistem na câmara de combustão, na tubeira e no injetor. Na câmara ocorre a queima de combustível a alta pressão. Para tal este componente tem de ser estruturalmente resistente para conter a pressão gerada e a elevada temperatura que resulta do processo de combustão. As dimensões desta secção também são um fator importante, pois devem ser suficientemente grandes de modo a garantir que a combustão esteja completa antes que os gases passem para a tubeira. Devido à forte carga térmica, geralmente tanto a câmara como a tubeira são refrigeradas externamente de alguma forma [4].

A tubeira tem como principal função a conversão de energia termoquímica, que é gerada na câmara de combustão, em energia cinética. O gás sai da câmara relativamente lento, sob alta pressão e temperatura, sendo agora convertido num gás com uma velocidade maior contando com pressão e temperatura mais baixas. Como a tração é o produto do caudal mássico pela variação da velocidade, é desejada uma velocidade do gás mais alta. As tubeiras que executam este tipo de modificações são denominadas tubeiras de DeLaval, que consistem numa secção convergente seguida de uma divergente. A área mínima de vazão entre as secções convergente e divergente é a garganta da tubeira, e a área do final da secção divergente tem o nome de área de saída. Para a expansão ótima, este elemento do motor é feito com um comprimento suficiente para que a pressão proveniente da câmara de combustão seja reduzida até à pressão ambiente[4].

Um dos objetivos do sistema de injeção é a otimização da eficiência da mistura oxidante/combustível de modo a preencher parâmetros previamente requeridos. Deste modo, o desempenho da combinação deve ser tida em conta aquando da escolha, de um modo geral um impulso específico maior, aliado a menos propelente residual com boas características de re-ignição são os atributos mais procurados. Todos os perigos que possivelmente se podem vir a verificar na operação do motor devem ser previamente entendidos e prevenidos. No caso de falha, o impacto de lesões nos operadores e de danos nos equipamentos, espaços ou no próprio ambiente deve ser minimizado. Para que um motor seja considerado confiável, o processo de combustão deve ser estável, os tempos de resposta dos principais comandos presentes na estrutura devem estar dentro das limitações usuais para o tipo de propulsão pretendido com tolerâncias aceitáveis[1].

Foguetes não guiados são veículos de construção simples, que não apresentam sistemas de controlo ou direção, logo podem conter problemas de dispersão se não forem equipados com os meios de correção adequados. As aplicações deste tipo de motores são fundamentalmente do tipo militar como foguetes ar-terra e terra-terra. Quando usados num contexto civil, são úteis na meteorologia, em algumas experiências científicas, na medição de componentes radioativos e principalmente no envio para a Terra dos resultados de telemetria em atmosferas nuclearmente contaminadas[5]. Futuramente, os foguetes poderão ser utilizados como uma importante arma no combate a incêndios.

A classificação dos motores foguete pode ser feita segundo o combustível ou fonte de energia utilizados:

- **Motores Foguete Químicos** Neste grupo estão contidos foguetes que utilizam a energia química do propelente, transformando-a em energia térmica por reação química.
- **Motores Foguete Nucleares** Este tipo de motores foguete tem como principal característica o aquecimento do combustível num reator nuclear, seguido da sua injeção numa tubeira.

- **Motores Foguete Elétricos** Todos os motores que usufruem de energia elétrica para aquecer ou acelerar o combustível.
- **Motores Foguete Fotônicos** Um feixe de fótons é gerado, sendo depois expulso numa direção. A energia gerada pode originar propulsão através de reflexões sucessivas do feixe de fótons.
- **Motores Foguete Solares Térmicos** Motores que concentram a radiação solar de modo a aquecer o propelente que é posteriormente expulso.

Os motores foguete químicos podem também ser agrupados em três grupos distintos, tendo por base para esta divisão o estado do combustível e oxidante utilizados na combustão. Dentro deste ramo existem os motores sólidos, líquidos e híbridos que, neste projeto, serão o principal foco[5].

Os motores foguete de combustível e oxidante sólidos são considerados o tipo mais simples e mais fácil de manusear e armazenar. Devido à simplicidade de processos neste motor a taxa de falhas associada é bastante baixa, sendo esta a sua maior virtude. Após o início da combustão, estes foguetes não concebem qualquer controlo sobre a tração fornecida, logo são necessárias blindagens térmicas devido à exigência gerada em termos de temperatura. Quando comparado com os outros grupos de foguetes o tempo de combustão é mais curto e é mais suscetível a mudanças causadas pelas condições de armazenamento. A tração é conseguida pela combustão do propelente, que produz gases que são expulsos a velocidades muito altas, o que transmite a quantidade de movimento necessária.

Quando o combustível e o oxidante estão ambos no estado líquido, estamos perante um motor foguete líquido, onde a energia térmica é conseguida pela reação química de um oxidante e de um redutor, sendo estes pressurizados e injetados na câmara de combustão. Seguidamente os gases de combustão são acelerados para obter a tração. Comparativamente, estes motores são muito mais complexos do que os sólidos, e exigem determinadas condições de pressão e temperatura para armazenar e distribuir os líquidos de modo a garantir a fiabilidade do foguete. Quanto ao tempo de combustão, este é maior do que todos os motores do tipo sólido e pode ser regulado de modo a controlar a tração.

Se o oxidante se encontra no estado gasoso ou líquido e o combustível é sólido, estamos perante um motor foguete híbrido. A localização separada do combustível e do oxidante dos HRE torna uma reação inesperada muito improvável, a não volatilidade da maioria dos materiais que envolvem o grão de combustível diminui o risco de acidentes derivados a fraturas no material, o que torna quer o armazenamento quer o manuseio mais simples. Mesmo com estas características, os oxidantes líquidos continuam a ser substâncias energéticas no geral, o que faz com que o manuseio cuidadoso seja fundamental neste campo[1].

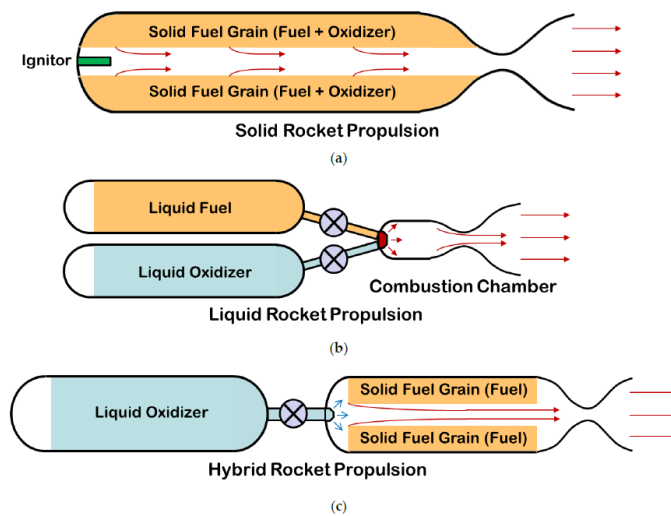


Figura 2.1: Tipos de motor foguete [1]

A imagem 2.1 ilustra de uma forma bastante satisfatória os três tipos de motor foguete principais. O motor (a) corresponde à propulsão sólida, onde é notória a sua simplicidade, conferida pelo facto de tanto o combustível como o oxidante estarem misturados e colados às paredes da câmara de combustão. O motor (b), referente à propulsão líquida já é mais complexo, sendo necessárias válvulas para auxiliar a injeção de combustível e oxidante, que se encontram em tanques separados. A estrutura pré câmara de combustão neste caso é bastante maior, o que irá ser desvantajoso em termos de peso. O último motor (c) é um exemplo de propulsão híbrida, que parece juntar um pouco as duas alternativas anteriores, o combustível sólido está presente na parede da câmara de combustão como em (a) e o oxidante está num tanque à parte e será injetado com a ajuda da válvula.

Um fator que diferencia também os três tipos de motor foguete é a sua despesa. O custo de um foguete pode ser classificado em duas partes, que incluem os custos de produção e os custos de manutenção e armazenamento. Em termos comparativos, devido à simplicidade de um motor sólido, o seu custo efetivo é menor, já os motores líquidos são os mais dispendiosos e complexos. Nos custos de manutenção, os sólidos têm precauções a nível de explosões devido aos seus propelentes que acabam por se comportar de forma semelhante à TNT. No caso dos híbridos, os custos de produção estão entre os dos sólidos e dos líquidos, devido à sua segura operação e os custos de manuseio são os mais baixos dos três. Em suma os HRE são geralmente mais económicos do que os seus comparáveis se forem projetados corretamente[1].

## 2.2 Motores Foguete Híbridos

Formas de propulsão química onde o combustível e o oxidante estão em estados diferentes são denominadas híbridas. Tipicamente, os motores híbridos apresentam um grão

de combustível sólido e um oxidante que pode ser líquido ou gasoso. A parte sólida fica situada na câmara de combustão, tendo esta um formato cilíndrico em motores foguete e conta com um ou mais canais ao longo do seu eixo. O oxidante é fornecido através de um sistema de injeção, sendo o controlo efetuado por uma válvula. A temperatura na câmara sublima o combustível, que se mistura com o oxidante injetado para a combustão, que geralmente ocorre numa camada limite turbulenta com uma mistura difusiva entre o oxidante que flui pelo canal e o combustível que é sublimado da superfície sólida. Assim que a chama difusiva está estabelecida na superfície do combustível, o processo de combustão passa a ser considerado auto-sustentável. O processo de combustão em motores foguete híbridos é feito por uma transferência de calor convectiva desde a zona da chama até onde o combustível está condensado, conta com alguma contribuição de radiação térmica vinda principalmente dos produtos de combustão. Nos combustíveis convencionais, o processo de combustão é caracterizado por uma fase de pirólise condensada e vapor de combustível na camada limite, a massa que sai da superfície gasificante bloqueia a transferência de calor por convecção, o que contribui para a diminuição da taxa de regressão do propelente sólido. O desempenho destes motores é gerido pela taxa à qual o combustível é gasificado, que tem o nome de taxa de regressão, e que determinará o caudal mássico total e a razão oxidante/combustível, o que, para uma dada temperatura, controla a tração do motor e o impulso específico ideal[6].

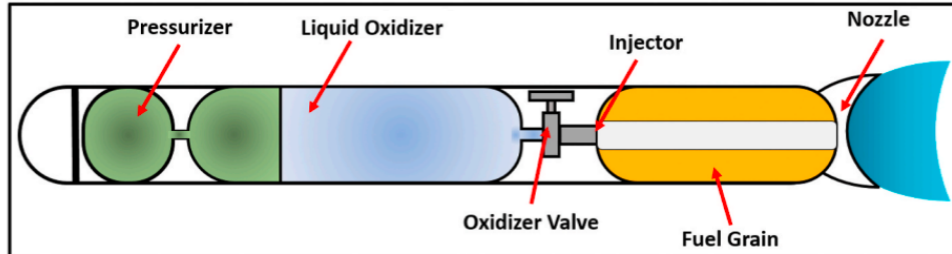


Figura 2.2: Configuração típica de um motor foguete híbrido[2]

A figura 2.2 mostra a organização mais comum de um motor foguete híbrido. Destaca-se a parte onde fica o pressurizante que ajuda a regular a pressão a que se encontra o oxidante que é líquido no caso da imagem. Nesta figura é mostrado o injetor para além da válvula responsável pelo oxidante, o que explica melhor como costuma funcionar o sistema de injeção de oxidante na câmara de combustão. O grão de combustível sólido fica situada dentro da câmara de combustão, com uma abertura no meio onde passará e reagirá o oxidante. Finalmente os gases provenientes da combustão gerada são expelidos através do bocal.

Os desenvolvimentos tendo em vista motores foguete híbridos emergiram sensivelmente ao mesmo tempo que as primeiras descobertas acerca da propulsão líquida e sólida, devido à necessidade de conceber um sistema propulsivo com menor perigo de explosão. Destacam-se como pioneiros Robert Goddard, pelo começo da hipótese da propulsão lí-

quida como alternativa à sólida. As pesquisas e desenvolvimentos evoluíram de modo a que em agosto de 1933, na então União Soviética, foi lançado o primeiro foguete com tecnologia de propulsão híbrida, da autoria de Korolev e Tikhonravov, sendo denominado GIRD-9. Nos anos que se seguiram, a propulsão híbrida, apesar de apresentar evoluções, permaneceu na sombra quer dos motores sólidos quer dos motores líquidos[7]. Os primeiros estudos nos Estados Unidos sobre os HRE ocorreram na Pacific Rocket Society e na General Electric, começaram no final dos anos 40 e continuaram até 1956. Mais tarde na década de 60 alguns foguetes híbridos de pequeno porte começaram a evoluir para motores de dimensões maiores na Chemical Systems Division of United Technologies, que investigou várias opções de motor que podiam produzir a elevada tração necessária para veículos de lançamento espaciais[6]. Os avanços nos outros campos foram tão elevados que acabaram por levar a uma estagnação nos valores de impulso específico verificados. Os motores híbridos contam ainda com um grande potencial de crescimento, podendo até vir a ultrapassar os valores de impulso específico registados quer por motores sólidos quer por motores líquidos. Existem atualmente alguns foguetes de propulsão híbrida de destaque, que utilizam propelentes que serão explicados mais adiante, o foguete Hyperion com a combinação de óxido nitroso e HTPB, o HYSR com oxigénio líquido e HTPB com a aditivação do alumínio e também o SpaceShipOne que conta também com óxido nitroso e HTPB[7].

A propulsão híbrida apresenta algumas vantagens que valem a pena ser exploradas no contexto deste documento. Uma das vantagens reside na possibilidade re-ignição da combustão. Paravan et al [8] estudam a capacidade de re-ignição de vários propelentes em motores híbridos, considerando diferentes condições em termos de caudal mássico de oxidante. No documento citado também são considerados alguns fenómenos como o atraso térmico no grão de combustível, a cinética da fase gasosa e da fase condensada e os processos de difusão da camada limite. O estudo conclui que existe uma re-ignição efetiva em algumas condições de fluxo específicas, esta re-ignição é acionada pelos pontos quentes na superfície do grão. Schmierer et al [9] analisam mais detalhadamente a re-ignição com o a água já oxigenada presente no motor. Salienta-se que esta molécula, que pode ser ativada com o uso de um catalisador, pode ser bastante útil em motores de estágios mais elevados e motores de bi ou mono propelentes em altitudes controladas. A água oxigenada acaba por ter também algumas debilidades, nomeadamente o impulso específico originado que é relativamente baixo e a sua decomposição ao longo do tempo, mudando assim a concentração deste composto[8].

A principal razão de interesse nos híbridos é a natureza não explosiva do design, o que leva a uma maior segurança tanto na operação como no fabrico. Factualmente, em foguetes bipropelentes líquidos, uma fuga na bomba ou uma rutura no tanque podem levar ao encontro do oxidante e do combustível de maneira descontrolada, o que pode resultar numa explosão maior do que o pretendido e totalmente descontrolada. No caso dos sólidos os dois constituintes da combustão estão já misturados e juntos, contudo algumas imperfeições ou fraturas podem causar estas mesmas explosões. Na propulsão hí-

brida, o oxidante e o combustível estão sempre separados e o design é menos suscetível a explosões[6]. O combustível pode ser fabricado em qualquer tamanho conveniente a nível comercial, o que inevitavelmente irá diminuir os custos de fabrico, esta é outra vantagem desta propulsão. O facto dos tanques de oxidante serem bastante personalizáveis a nível de estrutura conferem outra mais-valia dos foguetes híbridos, pois permite um desenvolvimento de motores sem restrições estruturais tão rígidas como em outros tipos de propulsão [6].

A versatilidade de configurações acaba por ser também uma mais-valia deste tipo de propulsão. Configurações inovadoras como o VFP (vortex flow pancake), originalmente proposta por Gibbon e Haag no Surrey Space Center, oferecem características bastante atrativas para o desenvolvimento de sistemas de propulsão espaciais. Esta configuração em específico apresenta dois discos de combustível frente a frente, que são separados por um anel injetor. A injeção do oxidante é efetuada por múltiplas entradas tangenciais igualmente espaçadas. A câmara de combustão é originada a partir do espaço existente entre os discos. A injeção tangencial do oxidante origina um fluxo de vórtice na câmara de combustão. A mistura do propelente sai da câmara por uma porta num dos discos de combustível, que a conecta a um bocal de gás. Neste sistema a razão entre o comprimento do motor e o diâmetro da câmara de combustão é inferior a 1[8]. Esta característica não é comum pois, quando a prioridade é a eficiência, geralmente a razão entre comprimento e diâmetro da câmara é superior a 1, ou seja as câmaras acabam por ser mais longas e menos largas, de modo a que exista um fluxo mais estável e previsível.

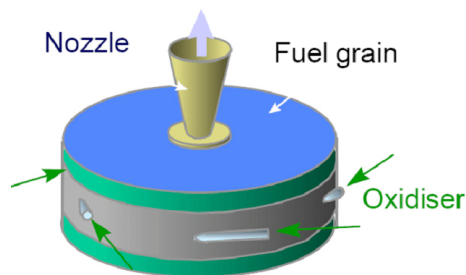


Figura 2.3: Esquema de um motor VFP

A figura 2.3 mostra uma das possíveis configurações inovadoras da propulsão híbrida, que pode originar novas possibilidades quer de aplicações quer de melhorias a nível de desempenho nos HRE.

### 2.2.0.1 Parâmetros de Desempenho

Uma vez que serão efetuadas neste estudo análises de desempenho do motor com as várias misturas é importante dar a conhecer o significado de cada um dos parâmetros fundamentais do estudo de um motor foguete.

A velocidade característica é dependente das características do propelente, da configuração da câmara de combustão e independente das características do bocal, logo pode ser utilizada com uma figura de mérito quando são comparadas diferentes combinações de propelentes para uma mesma câmara de combustão. Este parâmetro pode ser utilizado pra expressar o grau de efetividade da libertação de energia química na formação de gases em câmaras de combustão a altas temperaturas e pressões[10]. A equação seguinte relaciona a velocidade característica ( $C^*$ ) com a pressão inicial ( $p_1$ ), a área da garganta ( $A_t$ ) e o cauda mássico ( $\dot{m}$ ):

$$C^* = \frac{p_1 A_t}{\dot{m}} \quad (2.1)$$

O impulso específico é uma variável muito importante na análise de sistemas propulsi- vos, pois corresponde ao impulso obtido por unidade de massa de combustível. É definido como a tração por unidade de caudal mássico de combustível e é fornecido em segundos. Na propulsão de foguetes, o  $I_{sp}$  é também o produto de outros dois parâmetros, o coeficiente de tração e a velocidade característica. A velocidade característica é dependente do propelente e é afetada pela composição química e pela razão O/F[1]. As equações descritas acima são as 2.2 e 2.3:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (2.2)$$

$$I_{sp} = \frac{c^* c_f}{g} \quad (2.3)$$

O processo de combustão dos motores foguete híbridos é considerado uma chama típica turbulenta. Aquando da ignição, o combustível sólido aquecido é sublimado e move-se desde a superfície do propelente até ao núcleo da câmara de combustão, onde é misturado com o oxidante gasoso. Quando ocorre a combustão, a energia libertada pela reação química fornece calor suficiente para sustentar o processo inteiro de combustão. Aqui é formada uma chama, localizada onde a fração mássica entre oxidante e combustível é estequiométrica. A taxa de regressão tem um papel vital no design dos HRE, pois um fabricante pode especificar um determinado nível de tração ao determinar a razão oxidante/combustível que vai estar a operar. A física desafiadora envolvida na combustão torna a taxa de regressão do combustível difícil de prever. Vários pesquisadores tentaram propor um modelo geral para a determinação da taxa de regressão com base nas propriedades fundamentais dos propelentes envolvidos, todavia nenhuma destas teorias pode estimar de forma precisa a taxa devido à falta de um modelo de combustão específico para motores foguete híbridos. Cada modelo apresentado tem erros significativos quando aplicado a diferentes configurações de motor, depende, por exemplo, das escalas utilizadas, das combinações de propelentes específicas e do design dos próprios injetores. Por esta

razão, a maioria dos pesquisadores utiliza uma lei da taxa de regressão empírica para efetuar o projeto do motor. A equação que determina a taxa de regressão típica, conhecida como lei de Arrhenius é:

$$\dot{r} = aG_{ox}^n x^m \quad (2.4)$$

A variável  $x$  representa uma distância ao longo do eixo axial, tendo como referência o grão de combustível é zero no início do grão onde entra o fluxo de oxidante e é máxima no final do grão de combustível.  $G_{ox}^n$  é o caudal mássico de oxidante, contando com um pré-fator  $a$ , os expoentes  $m$  e  $n$  são determinados de forma experimental e variam com as diferentes misturas de oxidante e combustível. Para além destas características, o caudal mássico está expresso em termos de caudal mássico do oxidante e não da totalidade do propelente, uma vez que o caudal mássico do oxidante é relativamente simples de se determinar a partir de testes experimentais. As limitações deste método são o seu custo elevado e o tempo demorado devido aos testes estáticos extensivos com diferentes condições que são necessários para determinar os valores das variáveis[1].

### 2.2.1 Combustíveis Clássicos

Para a escolha dos combustíveis existem alguns fatores que devem ser considerados como o custo, o desempenho, a segurança e o controlo. O custo do combustível escolhido deve ser baixo no geral, quer seja o custo relacionado com a pesquisa, o projeto, a produção, a operação e o transporte. As despesas devem ser reduzidas sempre que possível, com a finalidade de tornar a fabricação de todo o motor menos dispendiosa[1]. A maior parte os motores foguete híbridos concebidos até hoje têm como opções principais de combustível alguns compostos poliméricos como o HTPB e o polietileno, empresas europeias renomadas como a HyImpulse utilizam uma parafina produzida especialmente para os seus motores híbridos.

Os propelentes à base de parafina apresentam-se como uma alternativa viável para a propulsão híbrida. Estes combustíveis contêm um mecanismo de combustão diferente quando comparados com os poliméricos. Quando líquidos, tendem a ter uma baixa viscosidade e baixa tensão superficial. O oxidante que flui nesta mesma superfície causa uma instabilidade na camada derretida, o que resulta em gotículas que se distanciam da superfície inicial. As gotículas acabam por se misturar com o fluxo de oxidante e queimam como um spray, com superfícies maiores, menor será a absorção de energia por mudança de fase e menor o efeito de bloqueio de transferência de calor por convecção entre a zona da chama e a superfície do combustível. Este efeito acaba por originar uma taxa de regressão maior quando comparada com outras opções de combustível, sendo esta a principal vantagem da parafina quando comparada com outros combustíveis, o que faz com que seja bastante preferida, especialmente em casos onde a eficiência importante. A modelação

numérica dos combustíveis à base de parafina pode ser significativamente mais complexa do que a dos restantes[11].

Os combustíveis poliméricos presentes na propulsão híbrida podem ser divididos em duas partes, os termoplásticos e os termoendurecíveis. De entre os termoplásticos, destacam-se o polietileno de alta densidade (HDPE) e de baixa densidade (LDPE), o polipropileno (PP) e o polimetilmetacrilato (PMMA), que apresentam boas propriedades relativamente ao armazenamento, à compatibilidade química com a maioria dos oxidantes e à disponibilidade comercial. Do lado dos termoendurecíveis, o principal destaque é o HTPB, que tem sido utilizado tanto em motores sólidos como híbridos[1].

O polietileno quer seja de alta ou baixa densidade pode ser considerado um hidrocarboneto saturado, sendo que o polietileno de baixa densidade tem uma estrutura mais ramificada, o que diminui a regularidade do composto, reduz a densidade, ponto de fusão e cristalinidade quando comparado com o HDPE. O polipropileno é maioritariamente linear com uma densidade semelhante à do polietileno, contando com uma temperatura de fusão mais elevada[1].

O HTPB apresenta características vantajosas como fácil armazenamento, baixa temperatura para combustão e boas propriedades de escoamento, que o tornam uma das escolhas mais comuns na propulsão híbrida. Tipicamente o HTPB não é tão denso como um combustível sólido regular e pós metálicos como lítio, alumínio e magnésio podem ser adicionados para aumentar tanto a densidade como a eficiência do motor. Uma das suas principais limitações reside na baixa taxa de regressão da pirólise[12].

### **2.2.2 Oxidantes Tradicionais**

Apenas três químicos estão disponíveis em quantidades suficientes para serem considerados opções viáveis para oxidante, sendo eles oxigénio líquido, óxido nitroso e peróxido de hidrogénio. Os dois primeiros estão disponíveis na sua forma pura, o terceiro é obtido através de uma solução aquosa [13].

O oxigénio quer em fase líquida, quer em gás é já bastante utilizado na propulsão híbrida devido à conveniência de operação e à elevada eficiência de combustão que promove. Embora apresente estas mais-valias, o método para armazenar o oxigénio em qualquer um dos estados mencionados deve ser tido em consideração como uma limitação desta opção de oxidante. É necessário prevenir os danos que podem surgir quer do meio criogénico (no caso do oxigénio líquido), quer da elevada pressão (no caso do gás). Para este efeito é indicado um tanque de combustível com maior espessura, logo mais pesado, o que nunca é vantajoso nas aplicações onde se utiliza este oxidante. Para melhorar as propriedades de combustão mais débeis dos HRE, vários estudos propõem uma técnica simples que se baseia na aplicação de swirl no escoamento de oxigénio. Em algumas pesquisas é referido que devido à elevada pressão da superfície de combustível causada pelo injetor de swirl a

taxa de regressão do PMMA (combustível que é oxidado pelo oxigénio), no caso estudado, tende a aumentar[1].

São vários os estudos que reconhecem o peróxido de hidrogénio como um oxidante promissor para a propulsão híbrida, testes efetuados para motores foguete sonda com 90 % de peróxido de hidrogénio como oxidante demonstraram que a escolha deste elemento é efetiva em termos de custo e de performance para lançamentos de cargas menores. A maioria das pesquisas realizadas com o  $H_2O_2$  usa um leito catalítico para decompor o oxidante antes de entrar na câmara de combustão principal, o que leva a um aumento no custo geral do sistema devido ao uso de material exótico no leito catalítico, para além de um sistema adicional. A solução passa pelo desenvolvimento de um sistema que não requiera um meio catalítico, algo que Marothiya et al indicam no estudo que desenvolveram [14].

A principal mudança na combustão inserida neste estudo teve por base a ignição da combustão com oxigénio, sendo posteriormente inserido o peróxido de hidrogénio na câmara de combustão. Esta alteração no procedimento habitual deve-se à necessidade do  $H_2O_2$  de ser vaporizado e decomposto antes de reagir com o combustível. O calor gerado pela queima do combustível com o auxílio do oxigénio seria usado para decompor o peróxido de hidrogénio dentro da câmara, sendo necessária uma presença simultânea do oxigénio e do  $H_2O_2$  para estabilizar a decomposição do último sendo de seguida a fechada a válvula do  $O_2$ . Apesar de promissora, esta técnica revelou algumas debilidades, nomeadamente na determinação da taxa de regressão, outra hipótese para a resolução do problema sem o leito catalítico era a inserção de cerca de 10 gramas de combustível sólido na cabeça do motor. O principal objetivo era decompor e inflamar o peróxido de hidrogénio já dentro da câmara de combustão. A combinação de combustível e oxidante apresentou uma variação no impulso específico relativamente pequena a uma faixa de relações O/F. O impulso específico é também comparado a uma mistura de oxigénio líquido e querosene, sendo este menor no caso concebido no estudo, contudo este valor poderia ser compensado com uma maior densidade tanto de oxidante como de combustível, evitando assim a utilização de armazenamento criogénico, necessário no caso do uso de oxigénio líquido[14].

No caso do óxido nitroso ( $N_2O$ ) são reconhecidas múltiplas vantagens como a não toxicidade, estabilidade, não explosivo e não inflamável a temperaturas mais baixas. É também uma escolha menos dispendiosa em termos de armazenamento e sistema de alimentação, sendo um oxidante não corrosivo. Este composto foi utilizado por exemplo no SpaceShipOne[15].

Os oxidantes já mencionados como o oxigénio e o óxido nitroso estão efetivamente entre os mais comuns na propulsão híbrida devido à sua vasta disponibilidade, custo, pouco perigo e sustentabilidade. Todavia, cada um deles tem as suas limitações, o oxigénio gasoso tem uma massa específica baixa e uma alta pressão de armazenamento, o oxigénio líquido

tem de ser mantido em temperaturas criogénicas e o óxido nitroso é bastante sensível a mudanças de temperatura. De modo a maximizar os benefícios dos componentes puros, ao mesmo tempo que se mantém as vantagens a nível prático e se reduzem as debilidades foi proposta uma nova classe de oxidantes baseada em misturas de  $O_2$  e  $N_2O$ , denominada nytrox. A premissa básica é a combinação do alto valor de pressão de vapor do oxigénio dissolvido com a massa específica elevada do óxido nitroso refrigerado para produzir um composto seguro, não tóxico e auto-pressurizante com a massa específica certa e bom impulso específico. Em termos químicos a pressão de vapor do nytrox depende fortemente da fração molar de oxigénio quer na fase líquida ou gasosa a uma dada temperatura. Como a mistura possibilita duas variáveis de controlo independentes, a pressão e a temperatura, existem várias composições diferentes de nytrox, que podem sempre ser otimizadas para aplicações particulares futuras. A principal desvantagem prende-se com a dificuldade de ignição e com a temperatura de operação mais baixa que a do óxido nitroso. O impacto da mudança do oxigénio dissolvido durante a operação de auto-pressurização no desempenho do motor é um factor que deve ser investigado futuramente com maior detalhe[1].

### **2.2.3 Sustentabilidade e Versatilidade de Propelentes**

Para um combustível ser considerado acessível e sustentável deve estar disponível em quantidades significativas a um custo razoavelmente baixo. Os foguetes híbridos têm demonstrado capacidade de queimar uma vasta variedade de materiais sólidos. Quando comparados para aplicações industriais existem alguns problemas específicos nos combustíveis queimados para propulsão de foguetes, sendo que os gases de escape são libertados diretamente para a atmosfera, sem possibilidade de captura, filtragem ou purificação. Os elevados requerimentos em termos de desempenho, impulso específico, taxa de regressão e propriedades termo-mecânicas, limitam imensamente a escolha para o material do combustível e a sua composição. As emissões de carbono são ainda negligenciadas no contexto da exploração espacial, contudo é expectável que as restrições a nível de poluição possam aumentar. Alguns países propuseram desde já que se reduzissem as emissões principalmente de carbono até 2050, sendo este objetivo condizente com os limites atuais de aquecimento global. É importante referir que as emissões da combustão estão estritamente relacionadas com dois problemas muito diferentes, o aquecimento global e a poluição. Algumas empresas do setor afirmam que estão já a ampliar as restrições na própria produção, de modo a minimizar as emissões poluentes para além das normas verdes atuais. É importante verificar se para já estas supostas mudanças estão mesmo a surtir o efeito desejado, ou se são apenas estratégias de marketing [13].

A combustão de hidrocarbonetos sólidos típicos como a parafina ou o polietileno resulta principalmente em água e dióxido de carbono, contando também com quantidades significantes de monóxido de carbono e hidrocarbonetos não queimados, particularmente em misturas ricas em combustível. No caso do óxido nitroso, está presente uma grande quantidade de azoto inerte, aliada a uma quantidade menor de óxidos de azoto, o que

torna este oxidante mais poluente, apesar de ser considerado um gás mais efetivo em termos de desempenho. A seleção do combustível pode contribuir para níveis diferentes de emissões de carbono, tanto direta como indiretamente. Todos os combustíveis a base de hidrocarbonetos (parafina, PE, HTPB) tendem a ter desempenhos semelhantes. Outros materiais sólidos, como sorbitol, ABS, PMMA, PVC fornecem geralmente igual ou, mais frequentemente menor desempenho. Apenas com combustíveis exóticos ou com aditivos energéticos é possível chegar a níveis de desempenho semelhantes aos hidrocarbonetos, contudo estes apresentam grandes desvantagens, não apenas do ponto de vista da poluição [13].

Para uma melhor percepção das emissões de carbono provenientes da propulsão de foguetes, os poluentes emitidos pelos veículos de lançamento que queimam hidrocarbonetos correspondem a cerca de 25 a 70 % da massa inicial do propelente. Numa comparação com a indústria da aviação, esta corresponde a 2,5 % das emissões totais de carbono com cerca de 40 milhões de voos por ano. Cada voo dura em média duas horas, emite 26 toneladas de carbono, sendo que três quartos da massa de dióxido de carbono emitida por um motor que utiliza ar para o seu funcionamento é o oxigênio proveniente da atmosfera [13]. Por esta razão, ao contrário do que é verificado na indústria de foguetes, o carbono emitido é maior do que a massa de combustível do veículo. Mesmo com esta desvantagem, a indústria aeronáutica está bastante mais desenvolvida em termos de poluição e de aquecimento global, quando é considerado o número de voos e lançamentos do que a indústria aeroespacial, sendo esta também uma motivação quer para a utilização da propulsão híbrida quer para a procura por combustíveis sustentáveis.

Existem três direções possíveis no cenário da propulsão de foguetes híbridos sustentável, o uso de plásticos reciclados, originalmente produzidos para outras aplicações, o uso de materiais naturais ou de origem biológica e, por fim a produção de combustíveis sintéticos à base de fontes renováveis.

### **2.2.3.1 Combustíveis à base de Plásticos Reciclados**

A reciclagem do plástico traduz-se no reprocessamento deste material já concebido com outra finalidade para o tornar usável para novos fins. Quando feita corretamente, a reciclagem deste tipo de material tem o potencial de diminuir a necessidade de aterros e de salvar o ambiente da poluição do plástico. Geralmente a mistura de plástico virgem e de plástico reciclado é uma forma de obter propriedades intermédias e ainda assim melhorar a sustentabilidade do material. Apesar da dificuldade na moldagem dos polímeros termoendurecíveis vários avanços têm sido efetuados no campo das técnicas de reciclagem mecânica para estes materiais. Tipicamente neste processo divide-se o material em peças menores, que podem ser depois unidas para criar uma nova forma. Os combustíveis à base de termoplásticos como a parafina e o polietileno são os preferenciais no que toca à propulsão híbrida sustentável, uma vez que são os mais abundantes, limpos e fáceis de reciclar. O uso de plástico reciclado não anula, contudo, as emissões dadas pela

combustão. Em adição a um elevado controlo das fontes do combustível e uma atenção cuidadosa tendo em vista a obtenção de uma queima o mais limpa possível, mantendo as emissões poluidoras no mínimo, para eliminar completamente os combustíveis fósseis como a principal fonte, ainda é necessário recorrer a uma das outras possíveis soluções para o problema de sustentabilidade apresentado[13].

### **2.2.3.2 Combustíveis Bio-derivados**

Um combustível bio-derivado é produzido através de processos contemporâneos a partir de biomassas ao contrário do processo geológico demorado envolvido na formação de combustíveis fósseis. Graças à fotossíntese, a energia necessária ao crescimento das plantas é fornecida pela radiação solar e pelo carbono proveniente da atmosfera, que é absorvido neste processo. Devido a esta particularidade, é possível afirmar que os bio-combustíveis são neutros em carbono, uma vez que este é libertado pela combustão e consumido em quantidades semelhantes pelas plantas. Na realidade, efeitos colaterais fazem com que a equação do carbono seja menos perfeita, mesmo quando são utilizadas fontes de energia renováveis. A mistura destes combustíveis com alguns combustíveis fósseis compatíveis, algo que já é utilizado na indústria automóvel, é apenas um passo intermédio no caminho para melhorar a sustentabilidade antes de uma alternativa totalmente satisfatória. É possível obter combustíveis bio-derivados sustentáveis e acessíveis, com propriedades iguais ou similares aos combustíveis utilizados hoje em dia, como por exemplo a parafina[13].

### **2.2.3.3 Combustíveis Sintéticos**

A principal característica de um combustível sintético é a sua origem não natural, pois pode ser obtido através de gases de síntese, uma mistura de monóxido de carbono e hidrogénio, ou uma mistura de dióxido de carbono e hidrogénio. Os gases de síntese podem ser obtidos a partir da gasificação de carvão ou de biomassas, ou recorrendo à reformulação de gás natural. Durante a gasificação, o carvão é vaporizado com oxigénio e vapor de água, sendo ao mesmo tempo aquecido e em alguns casos pressurizado. É essencial que o oxidante utilizado seja insuficiente, de modo a que não ocorra combustão completa do carbono. Durante as reações referidas, as moléculas de oxigénio e de água oxidam o carvão e produzem uma mistura gasosa de dióxido de carbono, monóxido de carbono, vapor de água e hidrogénio molecular. O método de conversão de Fischer-Tropsch é o mais utilizado para a refinação dos combustíveis sintéticos. O processo envolve uma sequência de reações químicas que convertem a mistura de monóxido de carbono ou vapor de água em hidrocarbonetos líquidos ou sólidos.

A parafina microcristalina produzida pela empresa Sasol Performance Chemicals é já fortemente usada em várias pesquisas que envolvem propulsão híbrida, todavia os componentes que originalmente constituem a cera ainda são derivados de combustíveis fósseis. Se este problema for resolvido num futuro próximo, ao alcançar métodos mais lim-

pos para a obtenção da parafina, os combustíveis sintéticos podem representar um passo importante até à sustentabilidade. Quanto aos métodos de formação dos combustíveis sintéticos, existem já alguns que procuram uma maior sustentabilidade, nomeadamente quando se pretendem produzir combustíveis à base de carbono. O primeiro método são os combustíveis elétricos, feitos recorrendo ao uso de dióxido de carbono capturado numa reação com hidrogénio, que é gerada pela eletrólise da água. Os biocombustíveis sintéticos são feitos através do tratamento térmico ou químico de biomassas ou biocombustíveis já concebidos. A elevada pureza dos combustíveis sintéticos é uma vantagem em termos de emissões secundárias e, por consequência, em termos de sustentabilidade em relação aos combustíveis clássicos. Outra característica proveniente da elevada pureza, é a facilidade no controlo das propriedades químicas e físicas do grão de combustível sólido. Em termos de custos, esta alternativa ainda é mais cara do que os propelentes fósseis ou mesmo do que os biocombustíveis, contudo é esperada uma diminuição nas despesas de fabrico destes combustíveis devido aos métodos de formação, o que pode reduzir o preço total. A energia requerida no processo de fabricação é mais elevada, mas em termos de infraestrutura e tempo de produção, a alternativa sintética está à frente das outras aqui apresentadas. Para concluir, os combustíveis sintéticos apresentam-se como uma alternativa real em termos de sustentabilidade, limpeza e até desempenho em comparação com os fósseis utilizados atualmente na propulsão híbrida. [13]

#### **2.2.3.4 Propelente Verde**

O estudo de Cican et al [16] foca-se num propelente verde baseado em parafina, ácido esteárico e carvão. O objetivo central é desenvolver um combustível sustentável que substitua os propelentes convencionais, reduza a emissões tóxicas e melhore a eficiência térmica e mecânica do combustível.

O propelente utilizado é composto por 80% de parafina, 10% de ácido esteárico e 2% de carvão. As principais motivações para a criação desta alternativa foram a melhoria das propriedades mecânicas da parafina pura, uma vez que esta é mecanicamente frágil, o aumento da estabilidade térmica e da taxa de combustão e principalmente a redução das emissões tóxicas em comparação com combustíveis com aditivos como o alumínio. Cada componente deste propelente tem uma função específica, a parafina é a base do combustível, conta com uma taxa de regressão alta, o ácido esteárico tem a premissa de aumentar a resistência mecânica e a estabilidade térmica, já o carvão, melhora a absorção de calor e mantém a estrutura do combustível durante a combustão.

Os testes efetuados envolveram ensaios de tração e de compressão para avaliar a resistência mecânica, sendo que este novo propelente apresentou um aumento à tração significativo e uma ligeira melhoria à compressão quando comparado com a parafina pura. Com a adição quer do carvão, quer do ácido, a presença de fraturas e deformações diminuiu bastante, o que contribuiu para uma melhor integridade do grão de combustível. Os

testes microscópicos encontraram menos microfissuras e porosidades na estrutura, o que contribui para uma melhor adesão entre os componentes.

Para a simulação numérica, o estudo usou o software ProPEP, simulou diferentes razões O/F para determinar o melhor impulso específico, temperatura da câmara de combustão e emissões de poluentes. Fundamentalmente não foi encontrada nenhuma substância considerada tóxica nos gases de exaustão, o que confirma este novo propelente como uma opção mais ecológica. A parte experimental teve como base um motor de teste em escala laboratorial, tendo como oxidante o oxigênio gasoso. O propelente foi moldado em bastões cilíndricos com um canal central de modo a otimizar a combustão. A ignição foi feita com uma mistura de nitrato de potássio e açúcar, sendo acionada por fios de níquel incandescentes. Os principais parâmetros analisados durante a queima de combustível foram a estabilidade de chama, a taxa de regressão e a integridade estrutural do motor. Os resultados demonstram que o motor funcionou sem falhas estruturais, o que prova que o novo combustível é estável e seguro, que a combustão foi limpa e eficiente, sem qualquer produção de resíduos tóxicos como óxidos metálicos. A nível de desempenho este é comparável ao que seria expectável com a parafina pura, com as vantagens estruturais e ambientais.

Em suma o novo combustível provou ser uma alternativa promissora e sustentável para motores foguete híbridos, contando com melhorias estruturais significativas como o aumento da resistência mecânica. A nível ambiental melhoraram as emissões poluentes. O desempenho obtido foi competitivo no cenário atual da propulsão híbrida, contudo este propelente é mais indicado para foguetes de pequeno e médio porte, o que inclui satélites e lançadores suborbitais[16].

### **2.2.3.5 HTP 98%**

No artigo de Okninski et al [17] é estudada a fundo uma mistura que utiliza peróxido de hidrogênio a 98% como oxidante e tem como motivação para esta pesquisa a capacidade de armazenamento, segurança e desempenho competitivo. O foguete ILR-33 AMBER é um foguete que tem um motor híbrido no estágio principal e dois boosters sólidos para a fase inicial de voo, a parte híbrida tem como combustível o HTPB e como oxidante o HTP (High-Test Peroxide) 98% e foi a base para o estudo desenvolvido no artigo citado. Este foguete gera um impulso total de 150 N/s ao nível do mar sendo que a duração de queima do motor híbrido é de cerca de 40 segundos, este motor alcançou uma altitude máxima de 23 km. Entre 2017 e 2019 foram efetuados três lançamentos que demonstraram estabilidade do motor híbrido durante a queima, alta repetibilidade dos resultados entre testes de solo e voo, eficiência de combustão superior a 90% e capacidade de atingir Mach 2 com a configuração atual. A próxima versão deste foguete será otimizada para atingir 100 km de altitude, com maior impulso específico e uma melhor integração de carga útil. O estudo prevê que a tecnologia do HTP 98, quando aliada a combustíveis sustentáveis pode ser usada em diversas aplicações espaciais, como por exemplo no lançamento de satéli-

tes, mostrando-se uma alternativa mais ecológica para pequenos veículos orbitais. Este oxidante pode também ser inserido em motores que estejam integrados em componentes que visem a redução de lixo espacial, devido à sua propulsão eficiente e não tóxica[17].

#### **2.2.3.6 Combustível à base de Cera de Abelha**

Na pesquisa levada a cabo no artigo [18], é investigada a estabilidade térmica e o desempenho de um combustível híbrido alternativo à base de cera de abelha, etileno-acetato de vinila (EVA) e carvão ativado. O principal objetivo é desenvolver uma opção sustentável, segura e eficiente, ao superar as limitações dos combustíveis híbridos tradicionais. Para confirmar a viabilidade do novo combustível foram feitas análises termogravimétricas, testes de calorimetria diferencial de varredura e estudos cinéticos. A cera de abelha surge como uma alternativa sustentável à parafina, sendo biodegradável, fácil de obter e segura de armazenar.

Alguns desafios técnicos a nível mecânico e térmico podem ainda ser um entrave ao uso deste combustível, contudo o estudo pretende conceber soluções para estes problemas. São propostas quatro composições diferentes para o combustível de modo a melhorar as debilidades da cera de abelha, com mudanças na percentagem dos dois aditivos. Cada uma destas adições tem um papel específico na mistura, o interesse da adição de EVA reside na melhora das propriedades mecânicas e térmicas, já o carvão ativado é usado para otimizar a combustão. Os combustíveis foram preparados por um processo de fusão e mistura, que começou com o aquecimento da cera de abelha a 337 K, seguido da adição de EVA e carvão ativado e um aumento da temperatura para 373 K de modo a garantir fusão completa. A formulação é agora misturada de forma homogênea, segue-se o arrefecimento e a cura do combustível por 4 horas antes dos testes. Os principais parâmetros analisados foram a temperatura de ignição, temperatura de decomposição, temperatura de pico e temperatura de queima total.

Após todos os testes, os resultados revelaram que a adição de EVA aumenta a temperatura de ignição e de decomposição, o que torna o combustível mais estável e o carvão permite uma queima mais eficiente. No que diz respeito à energia de ativação, os dois aditivos reduzem esta energia até um total de 65,3%, o que facilita a ignição e melhora a eficiência da combustão. O carvão ativado provou também ser um fator importante para o aumento da energia de combustão.

Para concluir, a mistura estudada é adequada para motores híbridos devido às adições a ela efetuadas. De destaque especial são a sua energia de ativação reduzida o que facilita a ignição e acelera a combustão e a combustibilidade, o que torna a queima no geral mais eficiente. Este novo combustível é biodegradável e mais sustentável que opções como HTPB e parafina, podendo revolucionar a propulsão híbrida tornando-a preferencial numa época onde as emissões poluentes sejam o principal foco da indústria[18].

### **2.2.3.7 Combustível à base de Óleo de Palma**

Passando para o artigo de Tarmizi et al [19], é estudado o uso de ceras derivadas do óleo de palma como combustíveis para motores foguete híbridos. O combustível concebido é baseado em cera de palma misturada quer com cera de abelha quer com nitrocelulose. A cera de abelha é principalmente utilizada para melhorar a estabilidade térmica e a nitrocelulose é inserida com o objetivo de otimizar a combustão. A metodologia utilizada baseou-se em testes experimentais e laboratoriais, de modo a avaliar o desempenho. Dos ensaios realizados destacam-se os testes de calorimetria, de combustão, de taxa de regressão e de motor estático. As conclusões possíveis de retirar destes testes no que diz respeito ao poder calorífico ditam que a mistura de cera de palma e de cera de abelha é vantajosa neste aspeto. Para as medições ao nível da taxa de regressão e de combustão, uma maior pressão de injeção de oxidante permite uma taxa de regressão melhor, algo que indica que o desempenho do combustível pode ser otimizado ao ajustar os parâmetros do motor. Para os testes estáticos, foi projetado um motor experimental, testado num banco de testes, tendo sido produzida uma tração na ordem dos 350 N, com uma pressão na câmara de combustão de 0,8 MPa e um impulso específico a rondar os 300 segundos, algo comparável a motores híbridos convencionais[19].

Os dados experimentais confirmaram que a cera de palma pode ser usada como combustível híbrido, mas tem ainda algumas limitações. A eficiência da combustão é ainda menor que a do HTPB/oxigénio líquido, tendo o combustível apresentado um desempenho levemente inferior aos combustíveis híbridos convencionais. A combustão é ainda incompleta e apresenta uma produção de fuligem considerável, o que indica a necessidade de otimização da formulação e melhor design da câmara de combustão. Embora não tenha sido considerado no artigo em questão[19], o uso de aditivos metálicos ou melhorias na injeção do oxidante podem ainda aumentar o desempenho através do aumento da taxa de regressão.

### **2.2.4 Aditivos em Combustíveis híbridos**

Apesar de vantagens já referidas como a capacidade de controlo de tração e uma menor toxicidade, os motores híbridos apresentam ainda algumas limitações, sendo uma delas a baixa taxa de regressão, o que origina uma tração menor quando comparada com outras configurações alternativas[14]. A inclusão de aditivos melhora as características químicas do combustível, como explosividade, materiais energéticos, oxidantes, poder calorífico, condutividade térmica e materiais de alta absorção de radiação, tal como pó de grafite[12]. Alguns estudos recomendam a utilização do alumínio no combustível, de modo a aumentar o impulso específico gerado pelo motor, outros apontam para o alumínio ultra-fino para o aumento da taxa de regressão do combustível. Através de alguns estudos experimentais, foram observadas melhorias em termos de caudal mássico de combustível e em taxas de queima com a adição de alumínio [14]. Outro aditivo metálico comum é o

lítio, que é muito reativo, mas tem um calor de combustão menor em comparação com o alumínio[15].

Um metal que pode ser encarado como aditivo benéfico na propulsão híbrida é o ferro, que foi especialmente analisado no estudo [12]. A adição de ferro, mesmo que em quantidades pequenas aumenta a resistência mecânica e também a resistência à corrosão em comparação com o alumínio, o que é melhor para armazenamento. A resistência da ligação e a taxa de queima do grão de combustível aumentarão também com esta adição, todavia se aumentarmos a percentagem de ferro para um valor muito alto, o impulso específico diminuirá, o que não é desejável. Portanto, a conclusão, para o caso estudado, é que adicionar uma percentagem muito menor de ferro, fornece as propriedades físicas necessárias[12].

### **2.2.5 Características a Melhorar**

Independentemente de todas as mais-valias apresentadas anteriormente no contexto da propulsão híbrida, esta apresenta ainda alguns pontos onde se podem focar futuras pesquisas de modo a tornar os motores foguete híbridos uma opção ainda mais viável. Parâmetros como a eficiência da combustão e o armazenamento volumétrico de oxidante em tanques e de combustível na câmara apresentam ainda valores baixos quando comparados com motores sólidos e líquidos. A razão entre o fluxo de massa do oxidante e do combustível é uma preocupação para os HRE, especialmente devido à sua mudança ao longo da operação do motor, o combustível residual deixado depois do uso do motor é também motivo de atenção[20].

#### **2.2.5.1 Controlo da Razão Oxidante/Combustível**

Em teoria, a tração de um motor foguete híbrido deveria ser mais fácil de controlar do que a de um motor líquido por exemplo, pois apenas o oxidante precisa de ser regulado, o que reduz a complexidade e requer até menos componentes. As alterações na tração acabam por alterar, prejudicialmente, a razão do caudal mássico de oxidante/combustível (em inglês Oxidant-to-fuel ratio O/F), algo que se pode tornar um problema significativo em certas operações. A mudança na relação O/F combinada com a erosão do bocal do foguete contribuem para cerca de 19% das perdas de velocidade registadas pelos HRE. A mudança na razão O/F é uma das características mais únicas dos motores foguete híbridos, que ocorre principalmente devido à dependência que a taxa de regressão do combustível tem do caudal mássico de oxidante. Esta alteração reduz a performance ao desviar a taxa de mistura dos valores ideais estequiométricos. As consequências deste efeito são sentidas principalmente na fase de aceleração do foguete [20].

Existem dois conceitos estruturais que têm como principal objetivo diminuir ou eliminar a variação da razão O/F, o A-SOFT (Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow Type)

e a injeção de oxidante no final da câmara de combustão. Estes novos designs podem mudar diretamente a relação pretendida, ao variar a quantidade de oxidante injetada na parte final da câmara sem que a taxa de regressão mude. A nível estrutural as alterações estendem-se à quantidade de válvulas e a tubos de alimentação. Para os A-SOFT, a relação é regulada pela mudança na intensidade do swirl, o que afeta diretamente a taxa de regressão e o fluxo de massa na superfície. Em ambas as hipóteses a determinação da taxa de regressão e da razão O/F são difíceis, o que constitui um problema para a avaliação do feedback do motor. Em algumas simulações descritas por Glaser et al [20], foguetes com uma razão oxidante/combustível controlada apresentam um aumento de cerca de 2,42% no impulso específico e aproximadamente um alcance a nível de altitude 8,1% maior do que foguetes não regulados. Estes valores percentuais podem não parecer muito significativos, contudo como estamos a discutir foguetes de larga escala, os valores em termos de quantidade real são bastante impactantes.

### **2.2.5.2 Combustível Residual**

O problema do propelente residual está relacionado com as alterações na razão O/F e reduz também o desempenho do motor em voo para além da deterioração do desempenho do próprio motor. Esta limitação obriga a que o foguete leve mais combustível do que o necessário, o que previne que o grão de combustível queime e cause mudanças assinaláveis na razão O/F entre outros problemas. No entanto, o combustível restante pode ser usado como material retardador de chamas, o que pode ser vantajoso em termos de segurança.

### **2.2.5.3 Baixa Eficiência da Combustão**

Os combustíveis usados nos motores foguete híbridos apresentam uma eficiência combustiva abaixo do ideal, quando comparados com outros tipos de motor. Esta eficiência deficitária é alcançada predominantemente quando são usados combustíveis à base de parafina. A baixa produtividade resulta num desempenho do motor diminuto em termos de tração disponível e impulso específico[11]. As primeiras versões dos modelos híbridos não eram usadas em larga escala quer para efeito comercial quer para efeito militar, principalmente devido à sua eficiência combustiva reduzida[15]. O desenvolvimento dos motores foguete híbridos para aplicações propulsivas espaciais requer um foco especial na eficiência da combustão e na flexibilidade de operação, como por exemplo a existência de múltiplas ignições. A injeção de um vórtice oxidante tem mostrado resultados interessantes na promoção da eficiência combustiva dos motores híbridos. Em particular, o motor VFP oferece características atrativas no que toca aos sistemas propulsivos espaciais. Nesta configuração, a implementação de um fluxo swirl é também benéfica para a eficiência da combustão[8].

## 2.2.6 Possíveis Melhorias

### 2.2.6.1 Geometria do grão de Combustível

Nos motores foguete híbridos, a geometria inicial do grão, a área da secção transversal do grão e a área de queima determinam o caudal mássico de combustível inicial, que ajuda a calcular a tração inicial. Durante a operação do motor, estas áreas mudam em função do tempo, por esta razão o desempenho dos HRE requer o conhecimento da geometria do grão e da sua evolução ao longo do tempo. O design mais simples do grão adota uma geometria de canal único, com simetria axial e uma forma circular. É assumida uma taxa de regressão uniforme ao longo do grão, onde a área da secção transversal do grão ( $A_p$ ) e a área queimada ( $A_b$ ) podem ser calculadas computacionalmente pelas equações seguintes:

$$A_p = \pi[(R_c)_i + y(t)]^2 \quad (2.5)$$

$$A_b = 2\pi[(R_c)_i + y(t)]L_b \quad (2.6)$$

Onde  $(R_c)_i$  é o raio cilíndrico inicial da porta e  $L_b$  é o comprimento do grão. Grãos de secção transversal circular completa necessitam de um valor elevado de  $L_b$  para garantir valores consistentes de área queimada e tração devido à baixa taxa de regressão típica dos combustíveis híbridos [21].

O artigo de Casalino et al [22] compara especialmente as geometrias triangulares e quadrangulares, sendo ambas testadas em termos de taxa de queima, taxa de regressão, tração e eficiência combustiva. A geometria triangular provou fornecer uma maior razão área da superfície-volume, o que aumenta a razão O/F e torna a combustão mais efetiva. Esta geometria também oferece um maior controlo do caudal mássico e uma estabilidade considerável, algo que reduz a amplitude da variação da pressão. Quando comparada com os grãos normais circulares, o impulso específico gerado é bastante mais elevado. A geometria quadrangular proporciona uma taxa de regressão uniforme, o que resulta num perfil de escoamento previsível e regular, sendo também mais fácil de produzir e integrar em motores foguete. Esta opção é também mais compatível com impressão 3D, algo importante nos dias atuais, uma vez que este tipo de fabricação pode vir a ser importante na propulsão híbrida.

### 2.2.6.2 Sistemas de alimentação

Os motores híbridos podem usar diferentes sistemas de alimentação do oxidante, o que impacta a eficiência e o controlo da queima. As três alternativas analisadas no artigo de Casalino et al [21] são a pressurização direta (blowdown), a pressurização regulada e a bomba elétrica (pump-fed). Na pressurização direta, a pressão cai ao longo do tempo,

algo que não é ideal, contudo esta é uma opção mais simples e leve. A pressurização regulada por outro lado, mantém a pressão estável, mas é mais complexa que a anterior. Com a bomba elétrica, a relação peso/tração é melhor, mas são necessárias baterias mais potentes. Foguetes pequenos podem usar o óxido nitroso pressurizado, já motores maiores podem beneficiar em termos de desempenho se utilizarem bombas elétricas[21].

O estudo de Casalino et al [22] compara especificamente os sistemas blowdown e pump-fed. O sistema blowdown é simples como já foi mencionado, contendo poucas partes para além do tanque de combustível. Devido à ausência de estrutura adicional, é mais compacto e leve, tornando-se ideal para pequenos satélites e estágios superiores. Apesar destas vantagens, o facto de a pressão diminuir ao longo do tempo leva a uma redução gradual da tração fornecida. Para o sistema pump-fed, devido à presença da bomba, a pressão na câmara é mantida constante, algo que influencia a tração fornecida. A sua estrutura mais complexa requer componentes adicionais, aumentando quer o custo, quer o peso, algo não desejável. Esta opção permite queimas mais longas e sustentadas quando comparada com a anterior[22].

### **2.2.6.3 Materiais Termo-protetores**

Uma das formas de melhorar as características de potência em função da massa dos HRE é o uso de materiais compósitos para a fabricação quer do bocal quer da câmara de combustão [23]. Ao priorizar estes materiais, designs e tecnologias já aprovados e utilizados na propulsão sólida podem contribuir para um desenvolvimento exponencial da opção híbrida. Todavia, deve ser considerado que as condições de materiais termo-protetores nos sólidos diferem das dos híbridos.

Para analisar esta situação imagine-se um fluxo de calor, uma temperatura e carga semelhantes para os dois tipos, uma característica distintiva dos HRE é a grande concentração de produtos de combustão que contêm oxigénio. Deste modo, para a correta operação do bocal e para a minimização de ablações de proteção térmica, são impostos requisitos aprimorados para resistência à oxidação deste último. Para satisfazer estes requisitos, além dos materiais compósitos convencionais como carbono-grafite e carbono-fenólicos, também foram considerados para utilização em motores-foguete híbridos materiais compósitos de carbono-cerâmica, incluindo siliconizados, bem como outros métodos de proteção térmica ativa. Para determinar a resistência e a taxa de ablação dos materiais compósitos em fluxos de oxigénio, foram realizadas investigações experimentais e de design, assim como testes de fogo com diversas amostras de material em motores-foguete híbridos em escala reduzida[23]. Os resultados dos testes permitem definir com maior precisão os mecanismos de interação entre os fluxos de oxidante e materiais de diferentes estruturas e composições. Além disso, possibilitaram a determinação das constantes empíricas necessárias para descrever os processos físicos e químicos na superfície e no interior dos materiais compósitos. Entre estas constantes incluem-se os coeficientes da Lei de Arrhe-

nius e a constante da ordem de reação, que descrevem a cinética da oxidação endotérmica da estrutura de carbono e da matriz de carbono ou carboneto dos materiais, bem como os efeitos térmicos das reações ou das transições de fase, incluindo a formação e evaporação de óxidos que surgem com o aquecimento dos materiais de carbono-cerâmica. Para os cálculos dos parâmetros de proteção térmica, foi utilizado um software baseado em procedimentos de cálculo conjugado dos parâmetros de transferência de calor e massa, do estado térmico instável dos componentes e dos processos de cinética química das transformações termoquímicas nos compósitos e da sua oxidação superficial.

Para motores-foguete híbridos com tempo de funcionamento relativamente moderado, podem utilizar-se compósitos de carbono-carbono como revestimento na região da garganta do bocal, enquanto compósitos de carbono e vidro-fenólicos são recomendados para bocais com elevadas razões de expansão. Para motores de operação prolongada ou cíclica, os materiais de carbono-cerâmica são recomendados devido à sua maior resistência. Se forem impostos requisitos rigorosos de estabilidade das secções de passagem do HRE e do contorno do bocal, podem ser considerados métodos ativos de proteção térmica. Um exemplo é a utilização de filmes de baixa temperatura gerados a partir de produtos de decomposição de propelente duplo, compostos por produtos neutros ou pouco ácidos. Se a taxa de consumo desses produtos de decomposição representar cerca de 1,5% do consumo total do motor, é possível obter uma redução do potencial oxidante dos produtos de combustão de três a cinco vezes, para além de uma diminuição da temperatura de equilíbrio da parede na região da garganta do bocal de cerca de 300 K. Ambos os fatores contribuem para reduzir significativamente a taxa de ablação dos materiais de carbono-grafite de cerca de 0,2 mm/s sem filme protetor para 0,015 mm/s com filme protetor. Embora este método possa causar pequenas perdas no impulso específico, estas são totalmente compensadas pela eliminação das perdas por erosão da garganta do bocal e pela consequente redução da distorção do contorno do mesmo. Nos bocais com elevadas razões de expansão, as perdas devido ao filme protetor são três a cinco vezes inferiores às perdas causadas pela distorção do contorno[23].

### **2.2.7 Aplicações**

As missões lunares são já uma grande componente do desenvolvimento tecnológico de várias potências globais, a exploração espacial direciona-se agora para outros alvos e conta com a necessidade de conhecimento e descoberta como as principais motivações. A propulsão híbrida permite uma abordagem diferente no que toca a voos espaciais, uma vez que a probabilidade de ocorrer uma combustão acidental é bastante reduzida, o que faz com que a exploração seja mais segura quando comparada a outras alternativas. A capacidade de "start and stop" dos motores híbridos é também uma vantagem nesta aplicação em específico. Alguns estudos investigam a utilização de motores foguete de propulsão híbrida para missões espaciais a Marte, concluindo que o uso deste tipo de propulsão causaria perdas no peso total do veículo, o que o torna uma opção viável[20].

Mudanças de tipo de propulsão em estágios superiores de foguetes podem alterar os parâmetros das missões. Se se optar por propulsão híbrida, normalmente melhora-se a capacidade de carga e aumenta-se a tração e a segurança. Todavia os custos acabam por diminuir o interesse dos fabricantes por esta opção. O artigo de Casalino et al [21] aplica uma abordagem multidisciplinar de otimização com o objetivo de determinar as vantagens e pontos fracos da mudança da propulsão do veículo lançamento da ESA(European Space Agency) VEGA, para uma propulsão híbrida especialmente nos seus estágios superiores. Com a alteração do tipo propulsivo, a carga útil do veículo sobe de 1430 kg para cerca de 1970 kg se o conjunto de propelentes usados for polietileno e peróxido de hidrogénio. Ao substituir este conjunto por uma combinação de cera e oxigénio líquido o valor da carga passa para cerca de 2310 kg, supondo que o motor teria a possibilidade de ser alimentado por uma bomba elétrica podem ser adicionados cerca de 250 kg ao valor dado anteriormente. Em geral, ao utilizar propulsão híbrida em estágios superiores alguns parâmetros relevantes de desempenho aumentam, contudo estudos apontam para um aumento do custo geral de produção.

Os boosters são caracterizados por uma elevada tração, necessária para alcançar a velocidade de escape e assim ajudar na descolagem do veículo de lançamento. Este nível de desempenho extremo requer, normalmente um sistema bastante grande, o que pode originar fenómenos de combustão em escala que podem afetar significativamente o comportamento do motor[6]. A produção de boosters está maioritariamente ligada à propulsão sólida, sendo que os motores foguete de propulsão sólida são, em teoria, reutilizáveis. Devido à complexidade na reformulação do motor sólido para um novo uso, e à poluição elevada a indústria começou a procurar novas soluções[13]. A catástrofe que ocorreu com o Space Shuttle Challenger impulsionou pesquisas sobre motores foguete híbridos para aplicações de primeiro estágio. Os estudos tinham como objetivo principal encontrar um sistema capaz de gerar a tração necessária, que contasse também com a capacidade de abortar em caso de falha. Em 1985, a companhia AMROC começou a desenvolver um veículo de lançamento de quatro estágios com propulsão híbrida denominado Aquila. A capacidade do veículo rondava os 1450 kg numa órbita polar a 185 km, o primeiro e segundo módulos foram concebidos para serem propulsionados por um motor híbrido à base de oxigénio líquido e HTPB. O terceiro módulo contava com um motor sólido, já o último contava com um motor híbrido com óxido nítrico e HTPB. O projeto contava com bons resultados iniciais e alguma ambição futura, contudo a empresa responsável faliu na década seguinte. Os avanços conseguidos contribuíram para que a SpaceDev, que ficou com alguma da propriedade intelectual da AMROC, desenvolvesse o SpaceshipOne, um veículo suborbital híbrido, sendo este capaz de levar três pessoas acima dos 100 km [20].

Em termos de estudos, tendo em vista a utilização da propulsão híbrida, destaca-se o projeto ORPHEE, que avaliou a possibilidade de utilização de motores híbridos para o pouso na Lua e em Marte. No caso da missão à Lua, o conjunto de propelentes considerado foi o oxigénio líquido e o HTPB particularmente escolhidos devido ao tempo curto de missão. Através dos cálculos foi determinado que o peso que poderia ser pousado na Lua

com este motor e esta configuração de combustíveis rondava os 2000 kg. Para a missão a Marte foi simulado um motor híbrido com o mesmo combustível mas com o peróxido de hidrogénio como oxidante. A escolha deste elemento teve como principal razão a possibilidade de aumento da capacidade de armazenamento do veículo. O peso de pouso rondaria os 350 kg, bastante semelhante ao Mars Phoenix. Devido a avanços efetuados no campo dos motores foguete híbridos, algumas análises foram realizadas em termos de desempenho e fiabilidade, existem estudos apontam que seria possível substituir a propulsão líquida utilizada nas missões Apollo, por propulsão híbrida[20]. Em aplicações espaciais a baixa taxa de regressão verificada nos HRE pode ser benéfica. As poupanças a nível de peso podem rondar os 4 quilogramas em alguns casos após a mudança de um monopropelente para um motor híbrido num satélite pequeno, algo significativo uma vez que a carga do satélite mencionado ronda os 15 quilogramas. Outra possível utilização da propulsão híbrida seria a remoção de detritos, onde o motor é transferido para perto do lixo espacial para depois o retirar de órbita. Missões de exploração a Urano ou Júpiter propulsionadas por um conjunto de combustível e oxidante podem preencher os mesmos requisitos que os motores foguete líquidos, sendo consideravelmente mais simples e tendo um custo bastante reduzido[20].

O artigo de *Ünlü et al* [24] desenvolve uma hipótese sobre a primeira missão lunar operada pela Turquia, perspectivando a propulsão híbrida como uma opção viável. No estudo, o propelente é um composto sólido polimérico e o oxidante é o óxido nitroso. São efetuadas simulações de modo a desenvolver o sistema propulsivo adequado para a missão, este motor híbrido seria iniciado duas vezes durante a missão e ficaria desligado durante o lançamento. O sistema de propulsão híbrida consiste numa unidade de armazenamento de oxidante, o motor, uma unidade de ignição alimentada a líquido, uma unidade de alimentação seca, uma unidade de operação e uma unidade de controlo de fluxo. Cada uma destas secções tem uma função específica detalhada no artigo. Para provar a funcionalidade do sistema projetado foram efetuados testes estáticos. Estas tentativas experimentais comprovaram que pode ser obtido um tempo de queima suficiente, cerca de 200 segundos, a tração necessária e outros objetivos foram também alcançados, o que prova a possibilidade real da ambiciosa missão proposta, bem como a efetividade da propulsão de foguetes híbridos a nível espacial.

O documento de *Jens et al* [25] apresenta configurações de motores híbridos para duas missões interplanetárias que requerem grandes manobras propulsivas para inserção em órbitas. Os dois destinos seriam a lua Europa e o planeta Urano. A natureza interplanetária da missão proposta reduz as possibilidades de escolha de oxidantes, incluindo apenas oxidantes possíveis de armazenar ou oxidantes gasosos específicos. A adição de micro pedaços de alumínio foi considerada devido a uma possível melhora no impulso específico e também devido a uma ajuda no controlo da razão oxidante/combustível do motor. Um único motor principal seria utilizado para as queimas principais, com propulsores monopropelentes para o controlo de altitude. As escolhas do sistema de ignição e os requisitos de energia também são parâmetros importantes no processo de montagem do motor para

a exploração de planetas externos. O MON-3 foi selecionado como a melhor opção para oxidante devido ao seu desempenho superior quando comparado com as demais opções, e a parafina com a adição de alumínio foi identificada como o combustível mais adequado. O dimensionamento do motor foi otimizado para oferecer uma pressão na câmara de combustão de cerca de 2,07 MPa e uma relação de área do bocal de 100, o que resulta num peso menor do sistema. Testes experimentais foram efetuados com a finalidade de avançar com o projeto e verificar o desempenho previsto dos sistemas de propulsão híbridos. Além disso, foram identificadas áreas para investigações futuras, tais como a necessidade de conceber um programa de testes para analisar os valores empíricos da taxa de regressão do propelente, verificar a redução do diferencial de velocidade necessário para cada missão e avaliar o sistema de ignição e os requisitos de energia. As conclusões retiradas do artigo destacam a viabilidade e o potencial dos sistemas de propulsão de foguetes híbridos para missões de exploração interplanetária, ao mesmo tempo que apontam a necessidade de mais pesquisas e testes para um maior desenvolvimento destes sistemas[25].

# Capítulo 3

## Metodologia

Nesta secção será descrita a metodologia da análise efetuada detalhadamente, inicialmente com uma breve introdução sobre o motor foguete utilizado como base para a simulação. Para a escolha do motor foguete que servirá de molde para a simulação efetuada foram considerados alguns modelos com diferentes objetivos e características. No que se refere às combinações de combustíveis simulados, várias seriam as hipóteses se fossem simulados os propelentes mais comuns, bem como alguns inovadores mencionados no capítulo anterior, todavia, de maneira a encontrar apenas as soluções que menos prejudicam o meio ambiente foram descartados alguns propelentes menos sustentáveis. As combinações utilizadas serão descritas posteriormente neste capítulo. Para a simulação o software escolhido foi o CEA - Chemical Equilibrium Applications, devido à sua intuitividade, utilização na indústria e fiabilidade no que toca a gases de escape. Como é necessária uma licença para usar o software, foi requerido o acesso à NASA, instituição de onde provém o programa. De todas as informações que podem ser retiradas do CEA, as que irão ser mais importantes para este estudo dizem respeito ao desempenho, aos gases que se formam após a combustão e às temperaturas nos vários pontos do motor.

### 3.1 Estruturação

Para uma melhor compreensão do estudo realizado, é importante identificar e descrever a estruturação dos passos que levaram às conclusões retiradas. A metodologia seguiu as seguintes etapas principais:

1. **Definição do Motor de referência** - Seleção do motor de base realista e fortemente documentado para todas as simulações. Definição dos parâmetros operacionais constantes com base em especificações do motor.
2. **Seleção e Caracterização dos Combustíveis Alternativos** - Identificação de quatro combustíveis alternativos com base na revisão bibliográfica efetuada, com foco em sustentabilidade e desempenho. Obtenção ou cálculo das propriedades necessárias para cada mistura, a partir de fontes bibliográficas.
3. **Configuração e Execução das Simulações no CEA** - Utilização do software NASA CEA para simular a combustão, tendo como variável principal de estudo a ra-

ção O/F. Para cada combustível, execução de múltiplas simulações variando a razão O/F numa gama predefinida.

4. **Análise Individual e Determinação do Ponto Ótimo por Combustível** - Para cada mistura análise de desempenho, emissões e termodinâmica. Aplicação de critérios específicos para determinação do ponto ótimo. Seleção de uma única razão O/F ótima para cada combustível.
5. **Comparação Crítica Entre Pontos Ótimos** - Comparação direta das misturas nos seus respetivos pontos ótimos, ao nível da tração, emissões poluentes e carga térmica. Avaliação global, ponderando sustentabilidade, desempenho e viabilidade térmica.
6. **Conclusão e Recomendação** - Identificação da mistura que oferece maior equilíbrio global. Discussão das implicações dos resultados e propostas de trabalhos futuros para validação e desenvolvimento.

### 3.2 Seleção do Motor para Simulação

De modo a que todos os combustíveis estejam a ser comparados de forma realista e igualitária, é necessário selecionar um motor já existente, testado e fiável para a simulação. Os principais requisitos que encabeçaram a pesquisa por um motor foram a sua comprovada utilidade, segurança, capacidade de receção de várias combinações de propelentes, algo que se prende fundamentalmente com o oxigénio líquido, devido à necessidade de armazenamento criogénico. Apesar de existir uma grande variedade de motores híbridos que se encaixam nestas características, conseguir a informação precisa para efetuar o estudo proposto tornou-se um desafio. Como as informações necessárias são bastante específicas e técnicas, não é comum que um motor recente tenha disponível publicamente características como a pressão na sua câmara de combustão e razão de áreas, pelo que foi necessário recorrer a motores mais antigos.

No total foram considerados cerca de 8 motores enquadrados com os objetivos. Entre estes estava o ILR-33 AMBER, que utiliza peróxido de hidrogénio como oxidante e polietileno como combustível o que é vantajoso em termos de propulsão verde, todavia não continha a vantagem do armazenamento criogénico anteriormente citada. Outra forte possibilidade seria o HyPlox-75, motor da empresa HyImpulse que tem como um dos seus principais predicados a sustentabilidade. Este motor tem como combustível uma espécie de parafina especialmente desenvolvida na empresa, aliada ao oxigénio líquido como oxidante. A estrutura do motor contava com um sistema avançado de pressurização e controlo da temperatura do tanque de oxigénio, algo que garante a versatilidade de combinações possíveis. Este motor foguete híbrido foi recentemente testado num foguete de um único estágio em 2022, o que confirma importantes características relacionadas com a segurança e fiabilidade. O único entrave inserido na escolha deste motor para simulação

foi a dificuldade na obtenção de dados técnicos sem os quais não é possível conduzir uma simulação coesa no CEA. Após desconsiderar o HyPlox-75 devido à falta de informação, as hipóteses deslocaram-se mais para motores anteriores a este, nomeadamente do início dos anos 2000 ou dos anos 90.

Nesta nova perspectiva surgem o SpaceShipOne e o Aquila, foguetes fulcrais no desenvolvimento da tecnologia híbrida. O SpaceShipOne é possivelmente o mais famoso de entre os dois, sendo este propulsionado por uma combinação de HTPB com óxido nitroso, encontra-se em exposição no National Air and Space Museum devido à sua importante contribuição para uma nova realidade em termos de propulsão híbrida, especialmente em casos de iniciativas privadas. Apesar da grande informação disponível referente ao motor híbrido que propuliona o SpaceShipOne, o seu oxidante é um entrave, sendo que este foi o motivo da sua desconsideração para este estudo. O veículo de lançamento escolhido para ser a referência foi o Aquila da American Rocket Company (AMROC), que será introduzido de seguida.

### **3.2.1 AMROC H-1800**

Desde 1985 a AMROC tem desenvolvido tecnologia propulsiva híbrida com a finalidade de a utilizar em veículos de lançamento espaciais, tendo construído o que era, à época, o maior sistema propulsivo com cerca de 334 kN de tração. A pesquisa desenvolvida por esta companhia confirmou que a propulsão híbrida oferece uma oportunidade única para uma exploração espacial mais rentável e segura. O veículo de lançamento Aquila conta com quatro estágios e tem uma capacidade de carga útil de 1450 kg até uma órbita circular de 185 km.

Ao nível de motores o foguete conta com dois H-1800 no primeiro e um no segundo estágio, estes motores são híbridos de HTPB e oxigénio líquido, e estão aliados ao motor Orbus7 no terceiro estágio, motor sólido utilizado também pela força aérea americana, e finalmente o H-30 no quarto estágio, motor híbrido com HTPB como combustível e óxido nitroso como oxidante[26]. Apesar de todos os estudos e esperança depositada no Aquila, o seu lançamento original acabou por ser cancelado, todavia a empresa Isar Aerospace pretende desenvolver um novo veículo com base nos motores presentes no Aquila, o que comprova a confiança e segurança do motor desenvolvido. Não existem indícios de que o cancelamento do lançamento do Aquila, projetado para 1995, se deva a problemas com os motores.

Neste trabalho, o foco principal será o motor H-1800, devido à sua documentação detalhada disponível, comprovada aplicação em foguetes reais e capacidade de utilização de várias combinações de propelentes. O desenvolvimento do motor H-1800 foi especialmente baseado no design do motor H-500, com melhoras na estrutura interna, materiais de isolamento e propriedades de combustível. Para comprovar a estabilidade e segurança do motor foram efetuados seis testes estáticos [3], que incluem cinco motores em desen-

volvimento e um motor final. A nível de desempenho, a base para os requerimentos desta natureza foi o próprio foguete Aquila, que conta com os restantes sistemas de propulsão presentes. O H-1800 pode ser utilizado tanto para equilibrar a tração, como para moldagem de trajetória e redução de peso estrutural. Os principais parâmetros de performance estão presentes na tabela 3.1:

Tabela 3.1: Parâmetros de desempenho H-1800[3]

|                                   |           |
|-----------------------------------|-----------|
| Tração média em vácuo             | 348,72 Nm |
| Impulso específico médio em vácuo | 280 seg   |
| Tempo de queima                   | 72 seg    |

Para que a simulação esteja fiel à realidade algumas características têm de ser inseridas no próprio CEA, tais como pressão na câmara, razões de área e razão de pressões. Algumas destas propriedades estão diretamente disponíveis [3], outras foram assumidas com base em dados indiretos. Todas as informações necessárias inseridas no CEA estão na tabela 3.2:

Tabela 3.2: Características da simulação no CEA

|                   |                       |
|-------------------|-----------------------|
| Pressão na câmara | 400 psia (27,579 bar) |
| Razão de pressões | 13,33                 |
| Razão de áreas    | 9                     |

### 3.3 Simulação e Parâmetros Importantes

Nesta secção será descrita com maior detalhe a simulação levada a cabo no CEA, para além dos parâmetros considerados fulcrais para retirar conclusões quanto ao impacto do combustível. As informações presentes nesta secção foram apresentadas por Mcbride et al[27], considerado o principal manual do utilizador do CEA. Dos vários tipos de problemas que podem ser simulados, a secção referente a foguetes é a que se enquadra melhor e conta com algumas necessidades e opções de simulação que são agora descritas.

Para efetuar uma simulação coerente e fiel à realidade, os valores introdutórios necessários ao CEA, foram todos retirados do motor foguete descrito. Inicialmente são pedidos valores para uma pressão inicial e temperatura de combustão. A pressão considerada é a que se verifica na câmara de combustão, corresponde a cerca de 27,579 bar. Para a temperatura, uma vez que esta depende do combustível inserido no motor, o valor introduzido mudará para cada caso simulado, as informações referentes a esta variável estão disponíveis no capítulo 4. Na câmara de combustão existe a possibilidade de simular com área infinita ou finita. No contexto de uma simulação teórica, a área infinita é ideal, uma vez que permite obter o impulso específico ideal em vácuo. Esta opção é amplamente utilizada em estudos comparativos e em projeto preliminar, uma vez que não é limitada pela geometria do bocal. Apesar destas vantagens, se for necessária uma simulação realista ao

nível máximo, a área finita deve ser considerada, sendo mais fiel à realidade, uma vez que a forma e características técnicas do bocal são fatores que influenciam em grande parte toda a combustão.

Outra decisão importante diz respeito aos regimes de expansão dos gases, que podem ser equilíbrio (equilibrium) ou congelado (frozen). Cada um destes modelos realiza algumas suposições de comportamento dos gases, em equilíbrio os gases continuam a reagir quimicamente durante a expansão, já em frozen as reações químicas param após passarem pela garganta por arrefecimento súbito. Ao utilizar o modelo de equilíbrio estamos perante uma perspectiva mais otimista uma vez que os gases estão sempre em equilíbrio químico, este modo é o mais indicado para uma comparação apenas teórica. Com a mudança para frozen, os resultados tendem a piorar em termos de desempenho, logo este modelo é mais conservador, propondo uma simulação mais realista, com uma expansão rápida. Para que as conclusões sejam o mais completas possível, serão efetuadas simulações com ambos os modelos, o que permite aproveitar as vantagens de cada um deles.

Para as condições de saída temos uma razão de pressões, entre a pressão inicial, que será também inserida de acordo com o motor de base, e a pressão de saída ou ambiente que foi considerada como sendo 30 psia (2,07bar), atentando à erosão do cone de saída. Outra relação possível nas condições de saída é a razão de áreas supersônica, ou seja, depois da garganta. Esta razão indica a geometria do bocal, o que define o nível de expansão, com uma razão  $A_e/A_t$  (área de saída/área da garganta) elevada, existe uma expansão maior, ao passo que com uma menor razão ocorre menos expansão, o que leva a menos perdas por sobre-expansão ao nível do mar.

Após serem inseridas as condições iniciais do problema, é possível escolher a variação de um fator, que neste caso será a razão O/F. Esta relação é dependente do tipo de oxidante e combustível, logo para cada caso simulado terá de ser definida uma razão O/F diferente, de modo a todas as combinações estarem em pé de igualdade para futuras comparações. Esta característica afeta o desempenho do motor a vários níveis, no impulso específico, na temperatura da câmara de combustão e na composição dos gases emitidos. A razão O/F ideal maximiza o impulso específico, promove uma combustão completa e não deixa oxidante a mais após a queima, o que desperdiça energia térmica. A razão O/F afeta diretamente a proporção de gases emitidos, sendo que existe também um valor ideal para a emissão mínima de gases nocivos, todavia este valor pode não coincidir com o ideal em termos de impulso específico. Por esta razão, serão apresentados gráficos que incluem tanto o impulso específico como a emissão de gases em função da razão O/F. Desta maneira poderá ser estudado um ponto ótimo que conjugue desempenho e sustentabilidade para as várias combinações de combustível e oxidante.

### 3.4 Combinações de Oxidante e Combustível

Na propulsão híbrida atual combustíveis como HTPB, parafina e polietileno são os mais utilizados. A nível de oxidantes destacam-se o oxigénio líquido e o peróxido de hidrogénio. Algumas destas opções não são consideradas sustentáveis, o que não se enquadra no âmbito desta pesquisa, sendo portanto substituídos por propostas de propelentes verdes encontrados na literatura.

A maioria das opções verdes diz respeito a combustíveis muito à base de ceras naturais por vezes com a adição de carvão ou outros elementos de modo a melhorar o desempenho e eficiência gerais. A cera de palma e a cera de abelha são exemplos das possibilidades apresentadas tendo em vista uma propulsão mais sustentável, contudo podem conter algumas debilidades em termos de desempenho. Estes combustíveis serão simulados na pesquisa aqui levada a cabo, com a possibilidade de serem aditivados, sem desconsiderar a vertente verde dos mesmos, para aumentos de impulso específico e tração. Destaca-se também o polietileno quimicamente modificado, quer seja no que diz respeito ao seu fabrico ou mesmo a características químicas, como os gases provenientes da sua combustão. Nos artigos consultados é também mencionada a possibilidade de combustíveis impressos em 3D, sendo esta uma grande inovação no campo da propulsão híbrida, mas a falta de testes que comprovem a sua fiabilidade e segurança leva aqui à sua desconsideração em termos de simulação.

Para uma comparação mais efetiva entre as novas opções de combinações e o combustível original será concebido um grupo de controlo. A análise deste grupo pretende facilitar a compreensão dos requisitos em termos de impulso específico e tração que necessitem de ser cumpridos para o funcionamento do motor para a finalidade desejada. Num ponto de vista de emissões poluentes, ao simular o combustível original é possível tirar conclusões sobre os avanços realizados pela indústria a este nível, o que dá um ponto de partida quer para uma possível melhora quer para o descartar de opções menos sustentáveis. A vertente térmica é também fundamental para que seja garantida a integridade estrutural, para isto o grupo de controlo fornecerá informações sobre as temperaturas máximas na câmara de combustão, na garganta e na saída. Se alguma das alternativas estudadas ultrapassar a temperatura do grupo de controlo em algum destes pontos não poderá ser garantida a integridade estrutural do motor, o que se torna uma grave desvantagem para a mistura em questão.

No que diz respeito aos oxidantes, a constituição ideal seria a de oxigénio puro, quer seja no estado líquido ou gasoso, todavia é necessário reforçar que para armazenar estas espécies é necessário um armazenamento criogénico, algo que não é benéfico em termos estruturais. Todas as alternativas estudadas contam com oxigénio como oxidante, seja líquido ou gasoso, esta foi uma das características procuradas nas alternativas possíveis para simulação.

A nível de combustíveis, serão apresentadas três alternativas com o foco em sustentabilidade e uma com foco em desempenho. Relativamente às misturas sustentáveis, a primeira delas será constituída por parafina, cera de abelha e carvão e será denominada de propelente verde, a base para esta alternativa foi o artigo de Cican et al [16]. A segunda mistura terá como combustível um composto à base de óleo de palma, com a adição de cera de abelha [19]. A última opção tem como principal constituinte a cera de abelha, aliada a carvão ativado e acetato de etileno e vinila (EVA) [18]. Com a finalidade de garantir uma maior variabilidade de resultados, será simulado um combustível de elevado desempenho, constituído por acrilonitrilo butadieno estireno (ABS) [28]. Estas quatro alternativas de combustível e oxidante, aliadas ao grupo de controlo serão a base para o estudo da influência dos combustíveis nos gases de escape, de entre estas opções será escolhida uma considerada a mais eficiente quer em termos de sustentabilidade, quer em termos de desempenho, bem como de carga térmica para o motor.

# Capítulo 4

## Resultados de Simulação

Neste capítulo serão apresentados os principais resultados da simulação levada a cabo no CEA. Numa abordagem inicial, serão apresentadas as várias combinações de oxidante e combustível, com os respetivos gráficos quer de impulsos quer de emissões de gases, todos em função da razão O/F. A principal finalidade desta secção é encontrar o ponto ótimo entre os valores de O/F simulados no software, este ponto terá de respeitar um conjunto de requisitos que conferem a maior sustentabilidade possível, sem comprometer o desempenho e sem promover o desperdício. Para este efeito, as emissões de monóxido de carbono e de oxigénio serão especialmente controladas. O oxigénio emitido não pode superar os 5%, de modo a evitar os desperdícios. O limite no caso do monóxido de carbono estará nos 20%, mesmo que este gás seja tóxico, o objetivo primordial é a diminuição da sua emissão, não a eliminação completa pois isto teria grandes impactos no desempenho. Será também realizado um estudo mais comparativo ao nível térmico, que terá como base o grupo de controlo e contribuirá para testar a viabilidade de outras misturas de oxidante e combustível.

### 4.1 Grupo de Controlo

Como referido anteriormente, o motor H-1800 tem como oxidante o oxigénio líquido e como combustível o HTPB. Esta combinação pode ser considerada comum, estando presente em vários motores semelhantes a este. A simulação será uma aproximação desta mistura, pois nela constam particularidades que não foram inseridas no software.

Para que o CEA pudesse fornecer dados viáveis desta combinação o HTPB teve de ser aproximado por  $C_4H_6$ , uma vez que o programa não contém o combustível na sua biblioteca. Para que a aproximação fosse o mais correta possível a temperatura inserida foi de cerca de 300 K e a entalpia de formação de -51,8 kJ/mol. Cada uma das razões O/F foi simulada em expansão em equilibrium e em frozen, os principais parâmetros de desempenho foram calculados por meio de uma média dos valores obtidos nestes dois tipos de expansão. A tabela 4.1 resume as variáveis de simulação inseridas no CEA:

Tabela 4.1: Características da mistura de combustível

| Elemento | Fórmula Química | Entalpia de Formação | Temperatura Inicial | Percentual |
|----------|-----------------|----------------------|---------------------|------------|
| HTPB     | $C_4H_6$        | 51,8 kJ/mol          | 300 K               | 100%       |

O artigo escolhido como base para os parâmetros técnicos do motor [3] apresenta valores de O/F muito baixos, evidenciando misturas ricas em combustível. Isto não é ideal do ponto de vista sustentável uma vez que com maior percentagem de combustível, sendo este o HTPB que não é um combustível verde, maiores serão as quantidades de gases tóxicos que saem no escape. Por esta razão, o ponto ótimo que combina desempenho, sustentabilidade e eficiência não se encontra nas razões O/F presentes no artigo, pelo que foram levadas a cabo várias simulações com razões diferentes, começando em 2,5 e terminando em 4,5. Para uma melhor perceção da percentagem de combustível e de oxidante necessárias para levar a cabo a combustão recorre-se ao parâmetro Phi, fornecido no relatório output do CEA. A reação estequiométrica ocorre quando phi é 1, quando este valor é superior a 1 estamos perante um caso de combustível em excesso, se por outro lado o valor for inferior à unidade trata-se de um caso de excesso de oxidante. A tabela 4.2 permite compreender de forma mais clara as diferenças de cada simulada razão O/F para a condição estequiométrica:

Tabela 4.2: Valores da razão de equivalência  $\phi$  para cada O/F simulado

| Razão O/F | $\phi$ |
|-----------|--------|
| 2,5       | 1,30   |
| 2,6       | 1,25   |
| 2,7       | 1,20   |
| 2,8       | 1,16   |
| 2,9       | 1,12   |
| 3,0       | 1,08   |
| 3,1       | 1,05   |
| 3,2       | 1,02   |
| 3,3       | 0,99   |
| 3,4       | 0,96   |
| 3,5       | 0,93   |
| 4,0       | 0,81   |
| 4,1       | 0,79   |
| 4,2       | 0,77   |
| 4,3       | 0,75   |
| 4,4       | 0,74   |
| 4,5       | 0,72   |

É de notar que os resultados do impulso específico (Isp), do impulso específico em vácuo (Ivac) e da velocidade característica ( $C^*$ ) foram normalizados para segundos uma vez que o software em metros por segundo, algo não muito comum e que dificulta a comparação com outras pesquisas. Deste modo os valores do CEA foram divididos pela constante gravitacional, obtendo-se assim cada um dos parâmetros anteriores em segundos como usual. Como na expansão em modo frozen os componentes da mistura são considerados "congelados", não ocorrendo reações químicas que acontecem na realidade, os valores dos gases de escape para este tipo de expansão foram desconsiderados, contribuindo para esta vertente da análise apenas o regime de equilibrium.

A figura 4.1 apresenta o impulso específico.

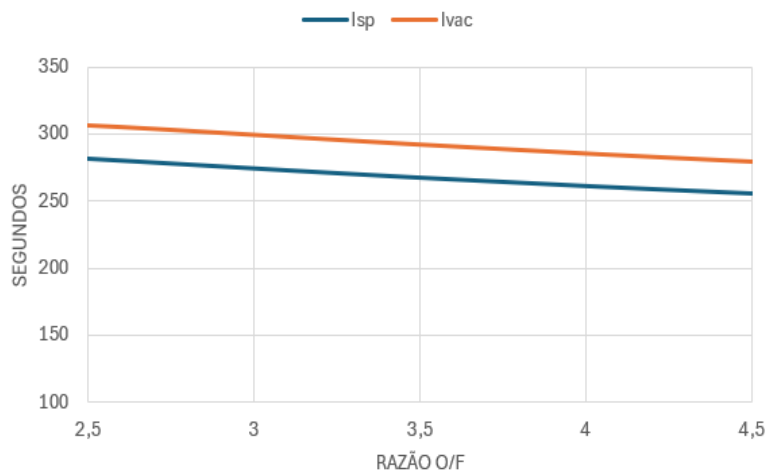


Figura 4.1: Valores de desempenho em função da razão O/F

Da figura 4.1 podemos retirar ilações consideráveis sobre o desempenho do motor. Com esta combinação de propelentes, de uma maneira geral, os parâmetros aqui mostrados decrescem com o aumento de O/F. O impulso específico no vácuo varia entre os 305 e os 280 segundos, tendo o seu pico em O/F=2,5. O impulso específico ao nível do mar é menor que o Ivac e fica em média entre os 280 e 260 segundos, com máximo no mesmo ponto que o Ivac. Os valores destes dois indicadores podem ser considerados elevados quando comparados com o artigo de base, todavia devem ser levadas em consideração possíveis imprecisões ao nível do software utilizado e também aproximações de parâmetros inseridos no CEA.

A velocidade característica ( $C^*$ ), embora não esteja representada no gráfico, maioritariamente devido à discrepância de unidades será analisada nesta secção, uma vez que também se enquadra nos parâmetros de desempenho. A velocidade característica é máxima em O/F=2,5 com 1722,6 m/s, e é mínima em O/F=4,5, com 1562,7 m/s, isto indica que a eficiência da reação química altera-se significativamente ao longo das razões simuladas. Apesar da elevada amplitude de valores, mesmo os mais baixos no caso de  $C^*$  ainda são ainda aceitáveis, o que demonstra que todo o sistema mantém uma eficiência química numa gama operacional considerável, uma vez que estes valores dizem respeito tanto a misturas ricas (como é o caso da razão O/F 2,5), como a misturas pobres (por exemplo O/F de 4,0).

No que diz respeito à análise dos gases de escape, algo fulcral para garantir uma maior sustentabilidade dos combustíveis, foi elaborado um gráfico que compara a fração molar (em percentagem) de cada um dos principais produtos de combustão, sendo que alguns radicais livres foram agrupados por estarem presentes em quantidades muito reduzidas, sendo este o caso do oxigénio (O) e do hidrogénio (H) livres, que foram adicionados à linha referente ao hidroxilo. Os gases considerados neste gráfico foram então o dióxido de carbono ( $CO_2$ ), monóxido de carbono (CO), hidrogénio molecular ( $H_2$ ), água ( $H_2O$ ),

oxigénio molecular ( $O_2$ ) e os radicais hidroxilo ( $OH$ ), hidrogénio ( $H$ ) e oxigénio ( $O$ ). As variações de cada um destes componentes estão representadas na figura 4.2:

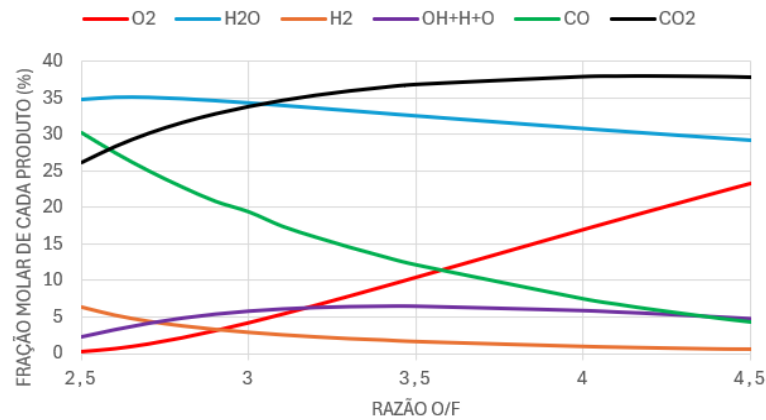


Figura 4.2: Gases de escape

Para compreender a figura apresentada, inicialmente é necessário olhar para o oxigénio. Num primeiro momento, sensivelmente até uma razão O/F de 3,2 o oxigénio resultante aumenta significativamente, chegando perto dos 5%, algo que ainda não é considerado excessivo apesar de a mistura ser já pobre. Este primeiro intervalo de valores constitui uma área onde se encontrará o limite aceitável de oxigénio nos gases de combustão sem que se entre no campo do desperdício. Desde a razão 3,1 até 4,2, observamos uma subida contínua e acentuada da percentagem de  $O_2$ , aqui o valor de oxigénio já é excessivo, algo determinante na busca pelo ponto ótimo desta mistura. Na última parcela, entre 4,2 e 4,5 esta molécula está já acima dos 20% sendo um exagero de oxidante em relação ao combustível queimado, o que torna toda a combustão totalmente ineficiente.

Analisando agora o dióxido de carbono este tem um aumento até 3,5, seguido de uma estagnação até 4,5. O pico desta linha mostra o ponto onde existe uma maior eficiência na combustão do carbono, após este ponto o excesso de oxigénio é demasiado elevado, fazendo com que não se gere mais dióxido de carbono uma vez que a queima está já completa. A presença deste gás nos produtos da combustão é inevitável, sendo preferível à presença de gases mais nocivos como o monóxido de carbono, todavia o  $CO_2$  é um importante fator contribuinte para o efeito de estufa e conseqüentemente para o aquecimento global, logo é aconselhável que a sua quantidade seja minimizada ao máximo.

O agente mais tóxico presente no gráfico é o monóxido de carbono, gás poluente e nocivo que prejudica tanto a saúde humana como o meio ambiente. A sua linha descreve uma descida acentuada em todo o gráfico, contudo o seu valor inicial de 30% remete para a desconsideração de razões O/F abaixo de 3, uma vez que apesar de estas conseguirem, em teoria, apresentar uma melhor performance os valores de CO seriam superiores a 20%, algo além do aceitável. Sendo este um produto intermediário da combustão, quanto menor a sua quantidade, mais completa é a reação de combustão. O ponto ótimo desta com-

binação deve conter a menor quantidade deste gás sem comprometer a performance do motor.

Outro produto que indica uma combustão incompleta é o hidrogénio molecular. O comportamento deste gás é de uma diminuição constante até um certo ponto, uma vez que parece estagnar ao chegar a valores perto de 4,5. O hidrogénio tem a menor percentagem em todos os cenários, entre os gases moleculares, o seu maior valor é encontrado na razão O/F de 2,5, sendo mesmo este pouco superior a 5%. O  $H_2$  pode funcionar como indicador da eficiência da queima de combustível, não sendo desejado quando o principal foco é uma combustão o mais eficiente possível.

Os radicais enfrentam uma ligeira subida até O/F=3,0, seguida de uma estagnação com indícios de diminuição futuros. A principal característica destas substâncias é a elevada reatividade, a sua concentração máxima em 3, com cerca de 5,8% é indício de uma temperatura mais elevada, aliada a uma zona mais reativa e menos previsível em termos químicos.

A água tem uma queda com o aumento de O/F, sendo que normalmente a produção de água é máxima em misturas que não apresentam excesso de oxidante, ou seja mais próximas do nível estequiométrico. A água indica eficiência combustiva, pelo que, como se pode observar no gráfico, os valores mais altos de O/F já não se traduzem numa combustão tão vantajosa.

Em termos térmicos, podemos olhar para as temperaturas na câmara na garganta e na saída bem como para o calor específico. No que diz respeito à câmara de combustão, o máximo de temperatura ocorre para O/F=2,8, com 3598,8 K. A temperatura na garganta é máxima quando O/F está também nos 2,8, quer no caso de regime frozen quer no caso de equilibrium, com 3247,09 K e 3438,36 K respetivamente. No caso da saída, o ponto mais quente é observado para O/F=3,1 em equilibrium e conta com 2663,87 K, já para o caso de regime frozen, a temperatura máxima à saída é de 1625,40 e ocorre para O/F=3,3. É notório que os valores para equilibrium são superiores ao regime frozen, isto deve-se novamente à consideração específica em frozen de que as reações estagnam a certo ponto, contribuindo para um menor poder calorífico geral. O calor específico é um bom indicador da capacidade dos gases de armazenar energia térmica, ou seja, um valor elevado de  $C_p$  é preferível em termos de maximização do desempenho. Em geral o calor aumenta desde 2,5 até 3,2, decaindo desde este ponto com o aumento de O/F. Novamente, quando olhamos uma expansão do tipo frozen o valor deste parâmetro é reduzido, logo foi levada em consideração a expansão equilibrium. O maior valor corresponde a cerca de 7,93 J/kg.K, quando a razão é 3,2, já o menor valor é registado para O/F=4,5, onde  $C_p$  é de 4,79 J/kg.K.

Após a análise de todas estas variáveis, é necessário chegar a um ponto ótimo que servirá de base comparativa para combinações de combustíveis abordadas posteriormente. Salvaguardando a sustentabilidade que é o principal foco desta pesquisa, o valor de O/F escolhido como sendo o ideal foi de 3,0. Este valor está num intervalo que combina uma

menor emissão de CO com um desempenho ainda satisfatório, assegurando um excesso de oxigénio dos produtos de combustão comportável. Os valores dos principais parâmetros desta combinação de combustível e oxidante para a razão O/F de 3,0 estão representados na tabela 4.3:

Tabela 4.3: Valores para O/F= 3,0

|                                     |             |
|-------------------------------------|-------------|
| Temperatura na câmara               | 3592,99 K   |
| Temperatura na garganta Equilibrium | 3435,19 K   |
| Temperatura na garganta Frozen      | 3244,40 K   |
| Temperatura à saída Equilibrium     | 2661,86 K   |
| Temperatura à saída Frozen          | 1620,94 K   |
| $C_p$                               | 7,72 J/kg.K |
| Ivac                                | 299,25 seg  |
| Isp                                 | 274,79 seg  |
| $C^*$                               | 1700,9 m/s  |
| $H_2O$                              | 34,25%      |
| $H_2$                               | 2,91 %      |
| OH+H+O                              | 5,81 %      |
| $CO_2$                              | 33,81 %     |
| CO                                  | 19,36 %     |
| $O_2$                               | 4,21 %      |

Com estes dados a combinação de controlo torna-se muito mais equilibrada em termos de sustentabilidade. As temperaturas não ultrapassam a capacidade dos materiais do motor, algo que garante integridade estrutural, confirmando o realismo da simulação efetuada. Como estamos perante os valores de controlo, estes parâmetros serão a base de avaliação das propostas de combinações que serão apresentadas. Em geral o motor é eficiente e apresenta o desempenho necessário para a missão para a qual foi desenvolvido, com base nos valores estudados por McFarlane et al [3]. Apesar dos valores dos impulsos específicos serem mais elevados do que os referenciados no artigo, salienta-se que a simulação CEA apresenta, por vezes, valores elevados para certos parâmetros, as aproximações efetuadas quer na fórmula química quer na entalpia de formação do HTPB podem também contribuir para estes fenómenos.

## 4.2 Propelente Verde

Nesta secção serão levadas a cabo simulações com o combustível inovador presente no artigo de Cican et al [16], que pretende melhorar as características mecânicas da parafina comum, através da aditivação com carvão e ácido esteárico. Esta nova mistura de combustível híbrido combina a alta taxa de regressão e não toxicidade da parafina aliada a uma maior resistência mecânica e estabilidade a nível térmico fornecida pelo ácido. O carvão tem o papel de melhorar a absorção de calor e manter a coesão estrutural do combustível durante toda a reação de combustão.

Para simular cada um dos constituintes do novo combustível foram efetuadas algumas aproximações de temperaturas e energias, inseridas manualmente com base em dados teóricos. As fórmulas químicas foram retiradas diretamente do artigo de base [16] e temperatura foi escolhida de modo a garantir todos os constituintes no estado sólido. O valor da entalpia de formação do ácido esteárico foi apresentado por Silberger et al [29], para a parafina a base para a aproximação foi fornecido por Costa [30], o valor do carvão foi inserido com base em informações encontradas em alguns sites, como a base de dados de referência padrão do NIST (National Institute of Standards and Technology), número 69. A tabela seguinte resume os valores utilizados na simulação:

Tabela 4.4: Características da mistura de combustível

| Elemento        | Fórmula Química      | Entalpia de Formação | Temperatura Inicial | Percentual |
|-----------------|----------------------|----------------------|---------------------|------------|
| Parafina        | $C_{20}H_{42}$       | 550 kJ/mol           | 333 K               | 88%        |
| Ácido Esteárico | $C_{18}H_{36}O_2$    | 948 kJ/mol           | 333 K               | 10%        |
| Carvão ativado  | $C_{71}H_3O_{13}N_1$ | 5 kJ/mol             | 333 k               | 2%         |

Como esta combinação de combustível e oxidante é ainda uma novidade, foram inseridos no software mais valores de O/F, de modo a obter um comportamento com alguma margem de cada parâmetro analisado. Os valores das razões que foram a base da simulação estão apresentados na seguinte tabela, aliados ao valor de  $\phi$  respetivo para uma maior compreensão da proximidade ao valor estequiométrico.

Tabela 4.5: Valores da razão de equivalência  $\phi$  para cada O/F simulado

| O/F | $\phi$ |
|-----|--------|
| 2,0 | 1,685  |
| 2,1 | 1,605  |
| 2,2 | 1,532  |
| 2,3 | 1,465  |
| 2,4 | 1,401  |
| 2,5 | 1,348  |
| 2,6 | 1,296  |
| 2,7 | 1,248  |
| 2,8 | 1,204  |
| 2,9 | 1,162  |
| 3,0 | 1,124  |
| 3,1 | 1,087  |
| 3,2 | 1,053  |
| 3,3 | 1,021  |
| 3,4 | 0,991  |
| 3,5 | 0,963  |

Após a observação da tabela 4.5, conclui-se que o ponto estequiométrico se encontra entre 3,3 e 3,4. Como misturas pobres em combustível temos os valores de 3,4 e 3,5, por outro lado, as restantes razões simuladas são ricas o que leva, em teoria, a um maior desempenho. A escolha destas razões prende-se com o princípio inicial de obter resultados quer de misturas pobres quer de misturas ricas, para além deste fator, o facto de o com-

bustível ter na sua composição substâncias menos poluentes fez com que a procura por composições de mistura mais rica se tornasse viável.

Partindo para o desempenho fornecido pelo motor com esta composição, a figura 4.3 resume o comportamento do impulso específico, ao nível do mar e no vácuo.

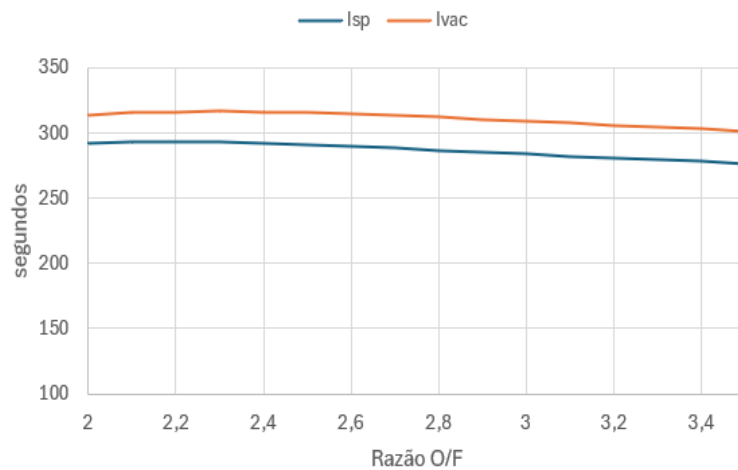


Figura 4.3: Valores de desempenho em função da razão O/F

Novamente, a figura 4.3 apresenta uma queda dos parâmetros com o aumento dos valores de O/F. O impulso específico no vácuo (Ivac) tem os valores mais elevados em qualquer uma das razões simuladas, o seu máximo é cerca de 316,68 segundos, para O/F = 2,2, diminuindo após este ponto, até chegar a 301,49 segundos em 3,5. O impulso específico ao nível do mar (Isp) conta com uma curva muito semelhante ao Ivac, sendo que o seu máximo é desta vez obtido para O/F= 2,1, sendo de 293,19 segundos, menor do que o Ivac como seria de esperar. O menor Isp ocorre para O/F= 3,5, cerca de 276,76 segundos, o que mostra claramente que nos valores mais elevados do eixo horizontal do gráfico, existe uma quantidade de oxidante muito exagerada, o que afeta o desempenho. O outro parâmetro analisado nesta secção será a velocidade característica, que conta com a maior queda de entre os três parâmetros de desempenho, com máximo de 1795,55 m/s em 2,2, até chegar a 1689,05 m/s em 3,5. Esta queda de  $C^*$  releva uma menor eficiência a nível termodinâmico com a adição de mais oxidante.

Atentando agora à sustentabilidade da mistura, foi novamente concebida a figura 4.4 com valores em percentagem da fração molar dos gases de escape.

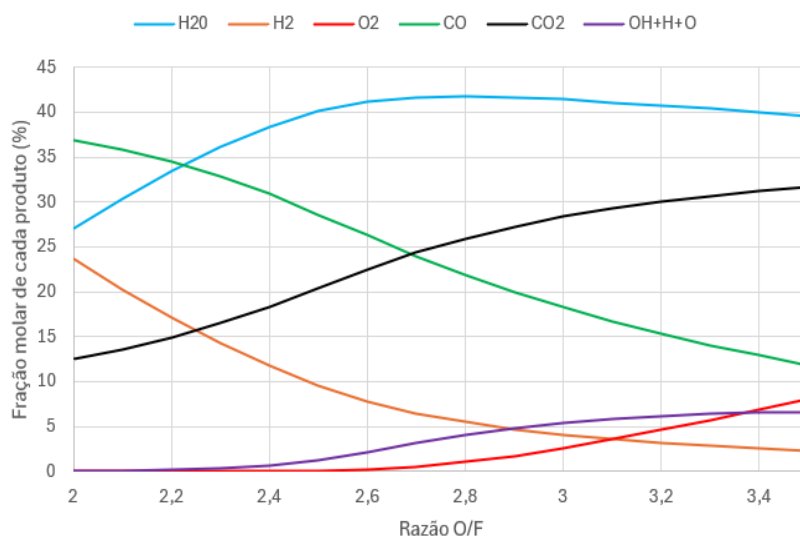


Figura 4.4: Gases de escape

Numa primeira observação desta figura é possível concluir que o principal produto da operação do motor com esta mistura é o vapor de água ( $H_2O$ ) em todos os valores estudados depois de 2,3, o que prova a sustentabilidade deste propelente. Começando pela linha referente a esta molécula, ocorre uma subida acentuada até 2,7, decrescendo até 3,5. Os valores em percentagem deste gás rondam maioritariamente os 40% depois de 2,5, antes disso são bastante menores, o que é demonstrado pelos 27% em 2,0.

O monóxido de carbono (CO), gás bastante tóxico e não desejável como produto da operação do motor está presente em quantidades significativas nos gases de escape. A figura permite projetar que para valores anteriores a 2 o monóxido de carbono seria o principal produto da combustão ou pelo menos um dos principais com uma quantidade bastante elevada, algo que faz com que as razões anteriores sejam desde já descartadas para ponto ótimo. A curva do CO tem uma queda bastante acentuada chegando aos 13% em 3,5, o que confere uma combustão mais limpa para valores de O/F mais elevados devido à maior presença de  $O_2$  que oxida o monóxido, tornando-o dióxido de carbono.

O dióxido de carbono ( $CO_2$ ) tem uma subida acentuada ao longo da razão O/F, sendo este um gás que contribui para o aquecimento global, todavia, não é tão tóxico como o monóxido. Como o dióxido de carbono provém da oxidação do CO, se minimizarmos os valores de deste último teremos um aumento de  $CO_2$ , portanto é importante encontrar um ponto onde a soma das percentagens destes gases seja o menor possível. Em termos químicos uma maior percentagem de  $CO_2$  indica uma melhor combustão, mais completa e também com uma maior energia térmica, algo bom do ponto de vista de eficiência. Em termos de extremos, observamos um mínimo de 12,48% para valores de O/F reduzidos e um máximo de 31,6%, o que comprova o aumento quase exponencial desta molécula.

O hidrogénio ( $H_2$ ) apresenta um comportamento bastante distinto do observado na

mistura anterior (grupo de controlo), começando com um valor bastante alto de 23,3%, algo não muito comum. Esta percentagem elevada deve-se ao excesso de combustível tornando impossível a oxidação do hidrogénio por inteiro. É notável a correlação das linhas do vapor de água e do hidrogénio, pois à medida que os valores de O/F aumentam, o que indica maior percentagem de oxidante, no caso o oxigénio gasoso, o hidrogénio é totalmente oxidado, diminuindo a sua percentagem e aumentando a percentagem de vapor de água. A redução da fração de  $H_2$  indica normalmente uma eficiência de combustão superior, sendo que valores residuais deste gás podem contribuir para gerar um impulso maior, todavia são indicadores de que a combustão não é ainda totalmente completa, os valores residuais de hidrogénio molecular rondam os 2,25% neste caso. Percentagens mais baixas desta molécula seriam possivelmente verificadas para razões superiores, no entanto o seu impacto nos impulsos seria bastante acentuado.

O oxigénio ( $O_2$ ) apresenta valores aproximadamente nulos nas primeiras razões estudadas, o que indica que não estamos perante uma combustão completa, uma vez que não é possível oxidar todo o combustível. Com o aumento de O/F, especialmente a partir dos 2,8 os valores de  $O_2$  começam a subir fortemente indicando um leve excesso de oxigénio não reagido, afetando o desempenho. Apesar de ser excessiva, a percentagem de oxigénio não é tão importante em termos de sustentabilidade, não sendo um gás poluente, por esta razão não será o ponto fulcral do cálculo do ponto ótimo desta mistura. Apesar de não ser fundamental em termos de sustentabilidade, é necessário olhar ao oxidante que não foi utilizado para evitar desperdícios, sendo que o maior valor é observado para 3,5 onde a percentagem de  $O_2$  é 8,1%.

Finalmente, os radicais hidroxilo(OH), hidrogénio(H) e o oxigénio(O), têm uma subida gradual até aos 3,2 estagnando ligeiramente depois deste valor. Estas espécies aparecem normalmente devido à dissociação térmica de moléculas como a água, oxigénio e hidrogénio moleculares e indicam também uma temperatura elevada. Estas substâncias são altamente reativas e combinam-se rapidamente de modo a formar moléculas mais estáveis, todavia se forem verificadas frações excessivas destes gases, normalmente acima dos 8%, podemos entrar em desperdício, o que levaria a perda de energia útil. No campo da sustentabilidade, a presença destes radicais livres pode contribuir para a formação de poluentes secundários ou partículas prejudiciais para o meio ambiente, não sendo desejável. As percentagens mais elevadas dos radicais ocorrem para O/F=3,4, com 6,53% no total. Neste ponto os valores de hidrogénio e oxigénio livres são bastante semelhantes, respetivamente 1,11% e 0,99%, já o hidroxilo, conta com 4,27%. Em quase todas as razões estudadas, o radical mais presente é o OH, excetuando o inicial, onde o oxigénio e o hidroxilo são completamente nulos e o hidrogénio livre conta com 0,04%. Como citado anteriormente estes radicais podem levar ao aparecimento de poluentes secundários, todavia a sua baixa percentagem não confere um perigo tão elevado como o caso do monóxido de carbono.

Em termos térmicos, as temperaturas na câmara, na garganta e à saída tendem a au-

mentar com a razão O/F. Na câmara o máximo é de 3585,06 K para O/F=3,0, valor menor do que o observado no grupo de controlo. O caso da temperatura na garganta é semelhante, sendo o seu máximo quer em equilibrium quer em frozen obtido para uma razão também de 3,0, com 3426,21 K e 3239,01 K respetivamente. As temperaturas em ambos os regimes são inferiores às do grupo de controlo por uma margem ligeira. Para a saída, o ponto mais exigente é 3,3 em equilibrium cerca de 2651,53 K e para frozen a maior temperatura é de 1625,26 K em 3,4, nenhum dos valores à saída supera a temperatura de controlo. Com esta observação é possível concluir que estruturalmente o motor seria capaz de aguentar o calor gerado pela reação de combustão desta mistura, todavia as margens não são muito elevadas. O calor específico aumenta significativamente até O/F=3,4 o que indica que os produtos de combustão passam a ter espécies com uma maior capacidade para armazenar energia térmica como o vapor de água, o oxigénio e o dióxido de carbono, o que é confirmado pelo gráfico dos gases de escape. Após 3,4, o excesso de oxigénio faz com que haja uma mudança na composição dos gases, contribuindo para uma menor dissociação térmica com espécies mais simples e estáveis.

O ponto ótimo desta mistura tem como principal foco a minimização dos gases de escape nocivos, uma vez que o seu desempenho é nas várias razões estudadas melhor do que o do grupo de controlo. Os valores entre 2,6 e 2,8 apresentam o melhor equilíbrio entre desempenho e sustentabilidade, todavia a percentagem de CO é ainda muito elevada nesses pontos, superando os 20% que foram mencionados na secção anterior. Valores de O/F superiores a 3,0 apresentam um desempenho ainda competitivo e menos monóxido de carbono nos seus produtos. O excesso de oxidante é também algo que influencia a escolha do valor, uma vez que para além de afetar a performance é também um indicador de desperdício a nível químico e também monetário, o que não seria realista de considerar uma vez que nunca seria implementado na indústria. Por estas razões, o ponto ótimo escolhido foi O/F=3,2, uma vez que não compromete a nível de desempenho e assegura menores percentagens de CO e  $CO_2$  e não confere um desperdício elevado. Os valores dos principais parâmetros referentes a esta razão estão expostos na tabela 4.6:

Tabela 4.6: Valores para O/F=3,2

|                                     |               |
|-------------------------------------|---------------|
| Temperatura na câmara               | 3580,09 K     |
| Temperatura na garganta Equilibrium | 3423,12 K     |
| Temperatura na garganta Frozen      | 3236,23 K     |
| Temperatura à saída Equilibrium     | 2651,21 K     |
| Temperatura à saída Frozen          | 1624,24 K     |
| $C_p$                               | 8,0004 J/kg.K |
| Ivac                                | 306,04 seg    |
| Isp                                 | 280,99 seg    |
| $C^*$                               | 174,83 seg    |
| $H_2O$                              | 40,75%        |
| $H_2$                               | 3,15%         |
| OH+H+O                              | 6,12%         |
| $CO_2$                              | 30,007%       |
| CO                                  | 15,34%        |
| $O_2$                               | 4,61%         |

Comparativamente ao grupo de controlo o propelente verde apresenta-se como uma alternativa bastante viável. As emissões poluentes não pode ser classificadas como zero, no entanto não são tão preocupantes como as observadas na combinação original. O vapor de água ser o principal produto da combustão na maioria das razões estudadas é um forte indicador de uma combustão mais completa, com oxidação de radicais como o hidrogénio molecular, tornando todo o processo de queima de combustível mais previsível e seguro. Como estamos perante um caso de oxigénio gasoso, o armazenamento criogénico já não é um fator, o que pode simplificar a estrutura de todo o motor, uma vez que os cuidados de temperatura e pressurização que seriam necessários para o oxigénio líquido já não são tão dispendiosos no caso gasoso.

### 4.3 Combustível à Base de Óleo de Palma

O artigo de Tarmizi et al [19] destaca a possibilidade da utilização de combustíveis à base de óleo de palma para a indústria de motores híbridos. O combustível é derivado de óleos crus que são obtidos por um processo análogo ao do azeite, onde os cachos dos frutos de palma são prensados. De seguida, os frutos são tratados com uma argila absorvente, com o intuito de remover impurezas. Este óleo é depois descartado e esterilizado devido ao aquecimento a elevadas temperaturas, finalmente ocorre a separação da gordura e do líquido. Os produtos de todo este processo consistem principalmente em triglicerídeos (gordura vegetal), cada um destes com o seu próprio ponto de fusão. Com elevadas temperaturas, os triglicerídeos cristalizam, sendo que os cristais são criados a partir de um arrefecimento contínuo, o que acaba por separar o óleo em diferentes frações. A temperatura diminui, o que solidifica a gordura, que acaba por se separar em líquida e sólida e permanece neste estado à temperatura ambiente. O resultado de todo este processo é a produção de cera de palma através de fracionamento, sem qualquer adição de solventes químicos algo essencial para a sustentabilidade total do combustível. Este fator confere um especial interesse relativamente a este propelente, sendo ainda necessário comprovar o seu desempenho através de simulação.

No estudo de base para este combustível são propostas três alternativas de divisão e aditivação do combustível, uma com 100% de de cera de palma, cera de palma com a adição de cera de abelha e cera de palma com a adição de nitrocelulose. Com base nos resultados dos testes efetuados em [19], a mais promissora das propostas, aliada a uma origem também sustentável é a que mistura a cera de palma e a cera de abelha. Desta maneira, a combinação simulada será a da mistura de cera de palma e de abelha com o oxigénio gasoso como oxidante. Os parâmetros da mistura de combustível inseridos na simulação estão apresentados na tabela 4.7:

Tabela 4.7: Características da mistura de combustível

| Elemento                     | Fórmula Química   | Entalpia de Formação | Temperatura Inicial | Percentual |
|------------------------------|-------------------|----------------------|---------------------|------------|
| Cera à base de óleo de palma | $C_{18}H_{36}O_2$ | 948,4 kJ/mol         | 333 K               | 50%        |
| Cera de abelha               | $C_{30}H_{60}O_2$ | 75,165 kJ/mol        | 333 K               | 50%        |

Os valores de entalpia de formação do óleo de palma, cuja fórmula química e descrição no artigo são semelhantes ao ácido esteárico que se encontrava na mistura anteriormente utilizada foram novamente utilizados nesta composição. Para a entalpia da cera de abelha, a aproximação considerada teve por base Baptista [31] que refere que a entalpia de formação da cera de abelha ronda os 166 kJ/kg (ou J/g). Como as unidades necessárias para uma correta operação do software neste caso são kJ/mol, foi efetuada uma conversão, através da massa molar da molécula, cerca de 452,80 g/mol. Ao multiplicar o valor em kJ/kg pela massa molar em kg/mol, acabamos com o valor acima representado em kJ/mol. Esta conversão está representada na equação 4.1

$$\Delta H_f = 166 \times 452,80 = 751650 J/mol = 75,165 kJ/mol \quad (4.1)$$

Como o artigo de base não apresenta uma simulação completa especificamente da mistura mencionada nesta secção, foi necessária uma abordagem diferente das efetuadas até agora, analisando razões O/F de uma maneira mais abrangente, com especial foco no intervalo de valores que possivelmente seriam mais promissores. Inicialmente foi levada a cabo uma simulação com valores de 1 a 5 com intervalos de 0,5, esta primeira análise permitiu concluir que o ponto ótimo em termos de sustentabilidade se encontrava entre 2 e 3,5. Num segundo teste foram inseridas razões presentes no intervalo mencionado para a observação final do comportamento do combustível. A tabela 4.8 mostra as razões estudadas, bem como o valor de  $\phi$  para uma melhor compreensão do ponto de vista estequiométrico.

Tabela 4.8: Valores da razão de equivalência  $\phi$  para cada O/F simulado

| O/F | $\phi$ |
|-----|--------|
| 1,0 | 3,017  |
| 1,5 | 2,0113 |
| 2,0 | 1,5085 |
| 2,1 | 1,4184 |
| 2,2 | 1,3713 |
| 2,3 | 1,3117 |
| 2,4 | 1,2571 |
| 2,5 | 1,2068 |
| 2,6 | 1,1604 |
| 2,7 | 1,1136 |
| 2,8 | 1,0775 |
| 2,9 | 1,0403 |
| 3,0 | 1,0054 |
| 3,1 | 0,9732 |
| 3,2 | 0,9428 |
| 3,3 | 0,9142 |
| 3,4 | 0,8874 |
| 3,5 | 0,8620 |
| 4,0 | 0,7543 |
| 4,5 | 0,6770 |
| 5,0 | 0,6034 |

Com as informações disponíveis na tabela 4.8 pode-se identificar um ponto estequiométrico, situado entre 3,0 e 3,1. Os valores de misturas mais pobres, podendo aqui existir um excesso de oxidante considerável estão entre 3,1 e 5,0. Do ponto de vista sustentável é provável que estas razões contenham as emissões mais limpas, enquanto que as misturas consideradas ricas em combustível (de 1,0 a 3,0) terão alguns produtos de combustão não desejados que serão analisados posteriormente.

O desempenho do motor com esta mistura ao longo das várias razões está descrito na figura 4.5:

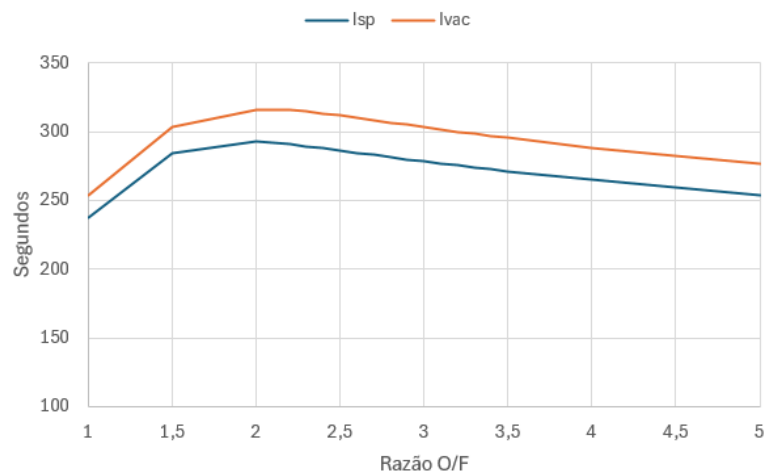


Figura 4.5: Valores de desempenho em função da razão O/F

A figura 4.8 apresenta dois comportamentos distintos das características de desempenho representadas. Numa fase inicial, sensivelmente entre 1,0 e 2,0 os valores sobem de forma abrupta, o que confirma que para valores de oxidante/combustível menores não existe oxidante suficiente para reagir com o combustível, o que satura a mistura, diminuindo a sua eficiência e afeta bastante o desempenho. A segunda parte das curvas corresponde a um ligeiro decréscimo, entre 2,0 e 5. A principal razão desta queda de desempenho é agora o excesso de oxigénio presente na mistura, que faz com parte do oxidante não reaja com o combustível. Moléculas de oxigénio a mais acabam por absorver energia térmica e não libertam calor, o que acaba por baixar a temperatura na câmara de combustão diminuindo o impulso específico e a velocidade característica.

O impulso específico no vácuo (Ivac) apresenta um pico nos 2,0, com 316,4 segundos, o menor valor é observado para 1,0 sendo mesmo assim competitivo com cerca de 254 segundos. O impulso específico ao nível do mar (Isp) é semelhante do ponto de vista comportamental ao Ivac, contudo com valores menores, com um máximo de 292,8 segundos e o mínimo 237,3 segundos, já menos satisfatório do ponto de vista competitivo. A velocidade característica ( $C^*$ ) conta com um aumento menor do que os impulsos numa fase inicial. Inicia com em 1472,95 m/s e aumenta para 1791,1 m/s no seu ponto mais

elevado,  $O/F=2,0$ . O decréscimo seguinte nos valores de  $C^*$ , que atinge um mínimo em  $O/F=5,0$  com  $1551,8$  m/s, comprova que para razões maiores, a combustão acaba por ser cada vez menos eficiente, mesmo que completa, isto deve-se ao provável excesso de  $O_2$  presente nos valores mais altos. Uma baixa velocidade característica significa que o motor converte cada vez menos energia química em energia térmica útil para propulsão.

As emissões provenientes do motor simulado com a mistura estudada estão presentes na figura 4.6:

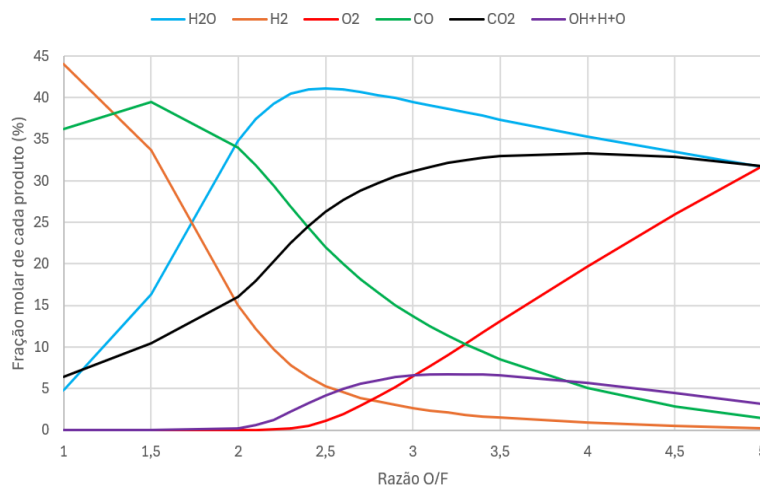


Figura 4.6: Gases de escape

A observação da figura 4.6 pode ser dividida em três partes, tendo por base a linha que descreve o comportamento do dióxido de carbono ( $CO_2$ ), representada graficamente com a cor preta. Num primeiro momento, sensivelmente entre 1,0 e 2,0 o dióxido de carbono encontra-se numa fase de subida considerável mas não muito acentuada. O hidrogénio molecular ( $H_2$ ) é, a princípio, o principal produto da combustão para valores entre 1 e 1,3 o que revela que o oxigénio não é suficiente nestas quantidades para oxidar todas as moléculas de hidrogénio e formar água, que é um forte indicador de uma combustão eficiente. O monóxido de carbono está muito presente neste intervalo de valores, novamente porque o oxidante não é suficiente para reagir com o combustível e oxidar o CO tornando-o dióxido de carbono. A primeira parte do gráfico apresenta as emissões mais poluentes, com grande quantidade de monóxido de carbono aliada a algum carbono sólido, e até metano para razões entre 1,0 e 1,5, totalmente oposta ao objetivo principal do estudo, a sustentabilidade.

Para  $O/F$  entre 2 e 3,5 estamos perante uma subida de  $CO_2$  mais acentuada, o que prova que o oxidante está agora em condições de reagir totalmente com o combustível. A queda notória do monóxido de carbono prova que a combustão é menos poluente, encaixando-se mais no objetivo proposto, demonstrando uma conversão progressiva para dióxido de carbono. O vapor de água alcança um pico a 2,5 com 41%, diminuindo ligeiramente desde

aí. Este é o maior indicador de combustão completa, o que é também bastante positivo em termos de sustentabilidade. Com o aumento de  $H_2O$ , o hidrogénio molecular diminui bastante num primeiro momento, acaba por se estabilizar abaixo dos 5%. Neste novo intervalo de razões o percentual do oxigénio começa a elevar-se bastante, o que uma mistura levemente pobre, tendo mais oxidante do que o necessário, todavia ainda não está em excesso a nível preocupante. A linha que diz respeito aos radicais alcança aqui o seu máximo, sendo sinónimo de temperaturas de combustão elevadas e reatividade assinalável na câmara. Normalmente valores elevados destes radicais indicam uma performance no seu ponto ótimo, com máximo nos 3,0 e cerca de 6,40% se juntarmos as percentagens do oxigénio livre, hidrogénio livre e radical hidroxilo. É provável que o ponto ótimo se situe neste intervalo, uma vez que combina um melhor desempenho com menos emissões poluentes.

Na última divisão da figura 4.6, entre 3,5 e 5,0 observamos claramente um caso de excesso de oxidante. O oxigénio aumenta exponencialmente, alcançando os 32%, algo completamente fora dos padrões. O vapor de água começa a diminuir ligeiramente, o que indica uma menor eficiência óbvia da combustão, o dióxido de carbono estagna, o que prova que existe menos combustível disponível para reagir com o excesso de oxidante nestas razões. O monóxido de carbono diminui drasticamente, com um mínimo de 2% em 5,0, o que demonstra combustão completa mas limitada pela baixa quantidade de combustível inserida. O  $H_2$  é quase nulo sendo neste caso o menor dos produtos da combustão, já os radicais livres, apesar de estarem em maior quantidade do que o CO e o hidrogénio molecular, diminuem o que assinala uma redução na reatividade e, conseqüentemente, na temperatura da combustão. Em geral estas razões O/F apresentam um baixo impacto ambiental, com emissões mínimas de poluentes, com uma combustão completa mas bastante subdesenvolvida em termos de desempenho. Estas características provêm do excesso de oxidante, pois o oxigénio inerte origina perdas de energia. O ponto ótimo procurado para esta mistura de combustível não deverá estar neste intervalo de razões.

Numa perspetiva estrutural, todas as três temperaturas analisadas aumentam até chegarem a um pico que ronda os 2,6 a 3,0, algo esperado depois de ser observado e analisado o gráfico das emissões, especialmente devido aos radicais livres. Começando com a temperatura na câmara, o máximo é registado para O/F=2,6, com 3591,01 K, que é menor do que o controlo. O máximo da temperatura na garganta ocorre em 2,7, quer para equilibrium quer para frozen, com os valores respetivos de 3431,61 K e 3243,39 K, novamente inferiores à temperatura de controlo nesta secção do motor nos dois regimes. Por último, na saída, em regime de equilibrium o maior valor é 2656,30 K, com O/f=2,9, já em frozen, o máximo ocorre para O/F=3,0, com 1625,27 K, temperatura muito semelhante à observada no caso do propelente verde e, uma vez mais, inferior ao verificado no grupo de controlo em ambos os casos. Estruturalmente o motor seria capaz de suportar o calor gerado pela combustão da mistura estudada nesta secção, com a ressalva de que esta mistura acaba por exigir mais, termicamente do que a do propelente verde, pois em geral as temperaturas geradas são mais elevadas. A análise do calor específico é diferente

das efetuadas até agora, o ponto máximo é alcançado em 1,0, com cerca de 15,71 kJ/kg.K. Após este valor é observada uma queda abrupta de  $C_p$  logo em  $O/F=1,5$ , sendo o seu valor nesta razão de 2,12 kJ/kg.K. Com o aumento de  $O/F$  observa-se uma subida também do calor específico com o aumento do dióxido de carbono e vapor de água presentes nos produtos da mistura. Este parâmetro alcança o máximo em  $O/F= 3,0$ , com  $C_p = 8,08$  kJ/kg.K. Depois deste valor, a descida é previsível com o aumento de oxigénio e com a diminuição do vapor de água e do dióxido de carbono observados na figura 4.6. Na última razão  $O/F$  analisada, 5,0, o calor específico atinge 3,28 kJ/kg.K, o que prova a descida desta característica térmica.

Após a análise de todos estes parâmetros, o ponto ótimo desta mistura deve emitir o mínimo de emissões poluentes possíveis, o que aliado ao fator da fabricação também sustentável deste combustível seria uma grande vantagem quando comparado com outras opções verdes. Como referido anteriormente, valores de  $O/F$  entre 2,0 e 3,5 serão ideais em termos de equilíbrio de sustentabilidade e desempenho. Do ponto de vista da otimização de recursos, que minimiza desperdícios, razões superiores a 3,0 apresentam quantidades consideráveis de oxigénio nos gases de escape, algo que não seria realista de considerar. Para uma maior sustentabilidade, o monóxido de carbono deve ser o principal fator de observação, percentagens deste gás acima ou próximas dos 20% não são desejáveis, logo valores de  $O/F$  abaixo dos 2,8 não podem ser considerados para ponto ótimo. Com estas conclusões, o ponto ótimo que maximiza o desempenho e a sustentabilidade foi  $O/F = 2,8$ , que conta com as características expostas na tabela 4.9:

Tabela 4.9: Valores para  $O/F=2,8$

|                                     |               |
|-------------------------------------|---------------|
| Temperatura na Câmara               | 3587,86,01 K  |
| Temperatura na garganta Equilibrium | 3430,08 K     |
| Temperatura na garganta Frozen      | 3242,01 K     |
| Temperatura à saída Equilibrium     | 2653,96 K     |
| Temperatura à saída Frozen          | 1623,04 K     |
| $C_p$                               | 7,9231 J/kg.K |
| Ivac                                | 306,713 seg   |
| Isp                                 | 281,641 seg   |
| $C^*$                               | 175,25 seg    |
| $H_2O$                              | 40,312%       |
| $H_2$                               | 3,388%        |
| OH+H+O                              | 5,99%         |
| $CO_2$                              | 29,758%       |
| CO                                  | 16,525%       |
| $O_2$                               | 4,018%        |

A nível de desempenho a semelhança entre os resultados obtidos com esta mistura e os resultados do propelente verde é notória. O impulso específico é maior mas muito ligeiramente, assim como a velocidade característica, todavia a percentagem de monóxido de carbono também aumenta. A nível de excesso de oxigénio, neste caso a percentagem é menor, o que constitui uma vantagem para este propelente. É natural que os resultados sejam semelhantes pois ambas as misturas utilizam o ácido esteárico na constituição

do combustível e têm como oxidante o oxigénio gasoso. Em geral o óleo de palma, que neste caso é aproximado pelo ácido esteárico provém de fontes totalmente sustentáveis, o mesmo pode ser dito da cera de abelha. A principal vantagem do combustível descrito no artigo de base é a sua origem renovável e sustentável, algo que acaba por distinguir este composto mesmo quando comparado com outras alternativas verdes. A comparação com o grupo de controlo é bastante semelhante à efetuada para o propelente verde, novamente com melhor performance e muito menos emissões poluentes. O facto desta mistura exigir mais termicamente e, conseqüentemente, estruturalmente dos materiais do motor pode tornar-se um problema na prática. É importante realçar que o controlo da razão O/F pode ser difícil com a operação do motor, logo é fundamental para esta simulação que a mistura escolhida contenha uma boa margem a nível de temperaturas na câmara e na garganta para o grupo de controlo.

#### 4.4 Combustível à base de cera de abelha

O artigo de Jayapal et al [18] estuda a viabilidade térmica de um combustível que tem como principal constituinte a cera de abelha. Esta substância já foi inserida como parte da mistura estudada anteriormente, no entanto, este novo propelente corresponde a uma aditivação desta mesma cera, recorre ao uso de acetato de etileno e vinila (em inglês ethylene vinyl acetate, EVA) e carvão. No estudo levado a cabo no documento de referência, são analisadas várias possibilidades e percentagens de aditivação da cera de abelha, a composição que obteve melhores resultados continha 80% de cera de abelha, 20% de EVA e 2% de carvão e será a simulada neste estudo. Os valores de cada parâmetro inserido para a simulação de cada constituinte estão representados na tabela 4.10:

Tabela 4.10: Características da mistura de combustível

| Elemento       | Fórmula Química      | Entalpia de Formação | Temperatura Inicial | Percentual |
|----------------|----------------------|----------------------|---------------------|------------|
| Cera de abelha | $C_{30}H_{60}O_2$    | 75,16 kJ/mol         | 499 K               | 80%        |
| EVA            | $C_6H_{10}O_2$       | 54,76 kJ/mol         | 499 K               | 20%        |
| Carvão         | $C_{71}H_3O_{13}N_1$ | 5 kJ/mol             | 499 K               | 2%         |

Quer a cera de abelha quer o carvão foram já utilizados em simulações anteriores, pelo que a sua entalpia de formação e fórmula foram aproximadas da mesma forma, uma vez que o artigo não fornece informações precisas quanto a estes requisitos. Para o EVA foi necessária uma maior pesquisa e cálculos de modo a obter valores de entalpia de formação plausíveis. Como o EVA é um co-polímero, composto tanto por etileno ( $C_2H_4$ ) e acetato de vinila ( $C_4H_6O_2$ ), é necessário saber as entalpias de formação de cada um destes componentes de modo a estimar o valor do co-polímero formado. O valor do etileno considerado foi de 52,3 kJ/mol, segundo [32], sendo que o EVA utilizado na mistura conta com 80% desta espécie. Para o acetato de vinila, que corresponde a 20% do EVA, o valor de entalpia de formação estimado foi de -483 kJ/mol, informação obtida através de [33]. Com estas

informações, o valor da entalpia de formação do EVA foi calculado através de:

$$\Delta H_f^0 = 0,80 \times 52,3 + 0,20 \times (-483) = -54,76 \text{ kJ/mol}$$

A temperatura inicial provém da tabela 2 [18], corresponde à temperatura de ignição fornecida. Para o oxidante que reage com a mistura de combustível o oxigénio gasoso foi novamente a opção, o que demonstra a sua notória vantagem quando o objetivo é a sustentabilidade.

A abordagem da simulação foi semelhante à efetuada no caso do combustível à base de óleo de palma. Inicialmente consideraram-se valores de 1 a 5 com intervalos de 0,5. Com a análise primária foi concluído que para valores de O/F superiores a 4,5 o desempenho do motor estava já muito abaixo do esperado, com tendência para uma redução ainda maior, pelo que não serão apresentadas razões acima deste ponto nos gráficos desenvolvidos. Após a simulação inicial, previu-se que o ponto ótimo se encontrava entre 2,0 e 3,0, pelo que foram simulados e observados mais ao pormenor os valores neste intervalo. Finalmente, as razões estudadas, bem como os valores da razão estequiométrica ( $\phi$ ) das mesmas podem ser encontrados na tabela 4.11.

Tabela 4.11: Valores da razão de equivalência  $\phi$  para cada O/F simulado

| O/F | $\phi$ |
|-----|--------|
| 1,0 | 2,8890 |
| 1,5 | 1,9260 |
| 2,0 | 1,4445 |
| 2,1 | 1,3564 |
| 2,2 | 1,3132 |
| 2,3 | 1,2561 |
| 2,4 | 1,2038 |
| 2,5 | 1,1488 |
| 2,6 | 1,1111 |
| 2,7 | 1,0700 |
| 2,8 | 1,0306 |
| 2,9 | 0,9962 |
| 3,0 | 0,9630 |
| 3,5 | 0,8254 |
| 4,0 | 0,7299 |
| 4,5 | 0,6509 |

Com a observação da tabela 4.11, destaca-se que o ponto estequiométrico está situado entre os valores de O/F 2,8 e 2,9. Assim sendo valores anteriores a 2,8 apresentam misturas ricas, consideradas mais poluentes, porém melhores ao nível do desempenho. Quando a razão ultrapassa os 2,9, estamos perante misturas pobres em combustível, caracterizadas por um oxigénio cada vez mais presente nos produtos e por um decréscimo no desempenho bastante acentuado.

Para compreender melhor o desempenho do motor com este combustível, foi desenvolvida a figura 4.7 com o impulso específico, impulso específico no vácuo e velocidade

característica, normalizados através da constante de gravidade:

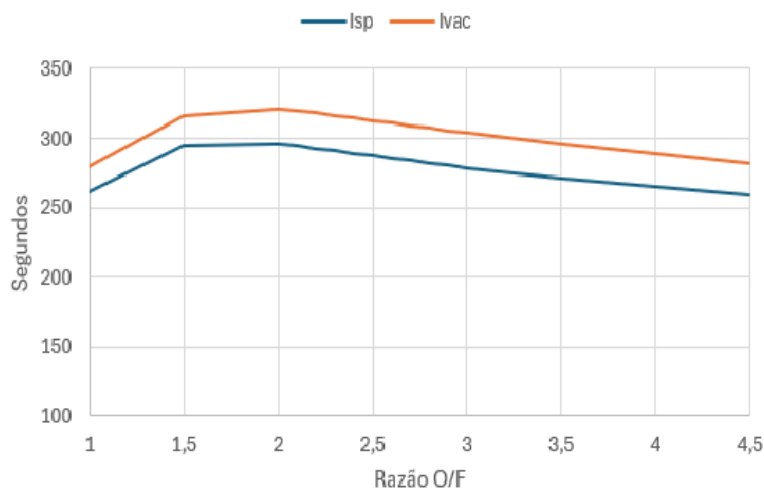


Figura 4.7: Valores de desempenho em função da razão O/F

O comportamento do motor com este combustível é bastante similar ao observado anteriormente. O pico de desempenho está localizado em  $O/F=2,0$ , sendo que o Ivac e o Isp chegam a 320,40 segundos e a 295,69 segundos. Estes valores máximos são superiores aos verificados para qualquer uma das anteriores misturas de combustível. A redução de impulso é notória após 2,0, que alcança mínimos de 282,13 segundos no caso do Ivac e de 259,34 segundos para o Isp. A diferença entre impulsos poderá ser justificada pela maior temperatura inicial inserida, que neste caso já provém do artigo de base, todavia esta característica também se pode tornar uma desvantagem na análise térmica efetuada mais à frente, sendo esperadas maiores temperaturas em quase todos os pontos para esta mistura. A análise da velocidade característica ( $C^*$ ), é diferente dos impulsos, uma vez que atinge o seu pico em  $O/F=1,5$ , com 1817,05 metros por segundo, o que é sinónimo de uma combustão mais eficiente. Os valores deste parâmetro são condizentes com os resultados obtidos para outros combustíveis, o que pode demonstrar que não é a eficiência da própria combustão gerada que está a dar a vantagem em termos de desempenho e de impulso puro a esta nova mistura.

Para uma melhor noção da eficiência e oxidação de alguns produtos da combustão com a variação de  $O/F$ , a figura 4.8 apresenta uma visão geral das mudanças verificadas nos gases de escape com o crescimento da razão:

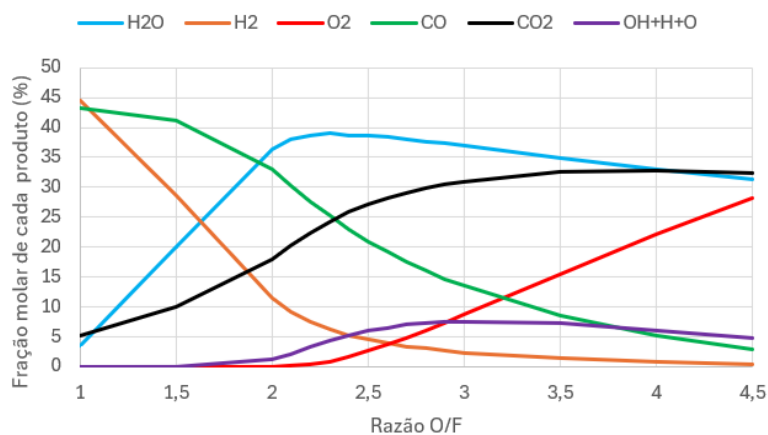


Figura 4.8: Gases de escape

A tendência dos produtos de combustão parece ser bastante semelhante em vários casos, pelo menos quando se tratam de combustíveis sustentáveis, todavia este em particular apresenta algumas diferenças quando comparado com os anteriores. Inicialmente, há uma diferença assinalável na quantidade de monóxido de carbono para emissões com razões mais baixas, por exemplo o pico do último gráfico analisado situava-se abaixo dos 40%, já neste caso há valores quase a chegar aos 45%.

A tendência decrescente do  $H_2$  e do CO com o aumento de O/F mantém-se, assim como o aumento esperado e benéfico do vapor de água e do dióxido de carbono. Atentando à curva do  $H_2O$ , o seu máximo ocorre sensivelmente no mesmo ponto que os restantes gráficos mas o seu valor mais alto difere sendo cerca de 42% nos anteriores e não ultrapassando os 38% no caso aqui mostrado. Também existe uma tendência nesta nova mistura de maior desperdício de oxigénio para os mesmos valores de razões de O/F, o que tende a deslocar o ponto ótimo para razões O/F com misturas consideradas mais ricas. O primeiro intervalo de valores deste gráfico pode ser definido entre 1,0 e 2,7, este conta com um valor de CO superior a 20%. É entre estes valores que se encontra o ponto ótimo em termos de desempenho puro, todavia o ponto ótimo não será escolhido neste intervalo, uma vez que para além do excesso de monóxido de carbono, a oxidação do  $H_2$  não é completa, o que origina valores de vapor de água bastante baixos tal como os dos radicais livres, algo que não é ideal em termos de eficiência de combustão. Para valores da razão acima dos 2,9 o oxigénio em excesso torna-se irrealista uma vez que está acima dos 7% dos produtos de combustão, apesar dos restantes gases de escape serem considerados mais sustentáveis do que noutros intervalos. É notório que para esta mistura em específico o intervalo de valores onde se pode situar o ponto ótimo fica entre 2,7 e 2,9, o que já inclui uma margem maior do que o habitual para o oxigénio em excesso, que em outros combustíveis era 5% e neste caso será de 7% para que exista alguma margem para escolher a menor temperatura, exigindo o menor esforço por parte da estrutura do motor.

As temperaturas verificadas em qualquer um dos pontos considerados são, em geral,

mais elevadas do que em qualquer um dos casos de combustíveis sustentáveis estudados. Para a câmara, o valor mais elevado ocorre para  $O/F=2,4$ , com 3644,38 K, superior a todos os combustíveis simulados até aqui e ultrapassando em larga margem o grupo de controlo. O máximo da temperatura registada na garganta foi de 3480,9 K quando a razão é de 2,5 para equilibrium, provavelmente devido à elevada presença de produtos de reações exotérmicas, como o vapor de água e o dióxido de carbono sem o que o excesso de oxigénio seja notado neste ponto, como é em valores mais elevados de  $O/F$ , o que faria com que a temperatura nesta secção do motor diminuísse. Para o regime frozen o pico da temperatura na garganta ocorre para  $O/F=2,5$  também, com cerca de 3284,57 K, o calor nesta secção gerado por esta mistura não supera o grupo do controlo em frozen, todavia o mesmo não se pode afirmar quando se analisa o regime equilibrium, pois a temperatura é cerca de 50 K superior.

Existe uma maior amplitude de temperaturas neste combustível, o que o torna mais imprevisível em testes práticos. A temperatura de saída é maior 2,8 tanto em equilibrium como em frozen, com 2693,08 K e 1624,32 K respetivamente. Estes valores são superiores aos combustíveis sustentáveis e também ao grupo de controlo em equilibrium, o que confere algum perigo estrutural para o motor, constituindo uma desvantagem deste combustível. No entanto esta mistura apresenta o menor valor de temperatura à saída até agora em regime frozen, o que demonstra que a temperatura inicial não é, neste caso, o fator principal para a maior exigência térmica deste propelente, pois o problema estrutural é gerado quando se consideram as reações que ocorrem normalmente dentro do motor e ao longo deste (em equilibrium) e os dois regimes partem da mesma temperatura inicial. O poder calorífico é máximo para  $O/F=2,8$  com 8,55 J/Kg.K, maior do que o grupo de controlo e do que a mistura com óleo de palma mas menor do que o propelente verde, o que demonstra que para esta razão existe equilíbrio entre desempenho energético e sustentabilidade.

Após a análise dos parâmetros, restrições e desvantagens o ponto ótimo encontrado é referente a  $O/F= 2,8$ , combinando uma performance competitiva a produtos de combustível sustentáveis e a temperaturas geradas menos desafiadoras para a estrutura. Os valores dos principais parâmetros para esta razão estão representados na tabela 4.12:

Tabela 4.12: Valores para O/F=2,8

|                                     |             |
|-------------------------------------|-------------|
| Temperatura na Câmara               | 3630,92 K   |
| Temperatura na garganta Equilibrium | 3471,16 K   |
| Temperatura na garganta Frozen      | 3276,14 K   |
| Temperatura à saída Equilibrium     | 2693,08 K   |
| Temperatura à saída Frozen          | 1624,32 K   |
| $C_p$                               | 8,55 J/kg.K |
| Ivac                                | 307,069 seg |
| Isp                                 | 282,039 seg |
| $C^*$                               | 175,55 seg  |
| $H_2O$                              | 37,69%      |
| $H_2$                               | 3,03%       |
| OH+H+O                              | 7,27%       |
| $CO_2$                              | 29,81%      |
| CO                                  | 16,09%      |
| $O_2$                               | 6,10%       |

O desempenho gerado por este combustível é comparável aos restantes propelentes sustentáveis, todavia ambos os impulsos são ligeiramente superiores, o que constitui um ganho parcial em performance. A velocidade característica é quase igual ao combustível de óleo de palma, o que demonstra que a eficiência de combustão é semelhante. Em termos de gases de escape, há uma queda ao nível do vapor de água, do hidrogénio molecular e do monóxido de carbono, este último é bastante vantajoso a nível ambiental. O dióxido de carbono apresenta praticamente a mesma percentagem que em outras misturas, o que prova que a percentagem de monóxido de carbono que desceu comparativamente a resultados anteriores possivelmente será encontrada dividida por espécies mais reativas e produtos intermédios da reação de oxidação deste monóxido. O grande defeito desta mistura de combustível reside no excesso de oxigénio molecular observado nos produtos, o valor é bastante maior do que os anteriores, o que pode levar a uma desconsideração desta mistura devido ao desperdício de recursos. A percentagem deste gás está acima dos 5%, que inicialmente foi considerado como o máximo que poderia ser contabilizado para ponto ótimo, todavia, este limite teve de ser reajustado uma vez que para valores de  $O_2$  que cumprissem o requisito inicial, as percentagens de monóxido de carbono eram demasiado elevadas, algo que vai contra a premissa inicial deste estudo.

Numa visão térmica do ponto ótimo desta mistura, os valores quer da temperatura na câmara, na garganta e na saída são mais elevados do que o ideal. A temperatura na garganta é bastante maior do que a verificada para o grupo de controlo, o que pode indicar que estruturalmente o motor não aguentaria o calor gerado pela combustão, ao analisar a temperatura de saída, o valor para o combustível à base de cera de abelha é bastante superior para equilibrium relativamente ao controlo. Esta última comparação pode levantar algumas preocupações quanto à integridade estrutural do motor. De modo a que melhores conclusões pudessem ser retiradas os valores de temperatura quando a razão de áreas é 8 em vez de 9 foram considerados quer para o combustível de cera de abelha quer para o grupo de controlo. A diferença verificada para este novo ponto chega aos 30 k, sendo que

para o grupo de controlo a temperatura registada foi de 2689,03K e para o combustível à base de cera de abelha foi de 2720,13 K em equilibrium. Para frozen, nesta nova razão de áreas a temperatura do combustível cera de abelha ultrapassa o grupo de controlo, o que não era verificado para a razão de áreas de 9, mesmo que seja apenas por cerca de 4 K. Estes dados revelam que esta nova mistura apesar de sustentável e melhor em termos de desempenho, pode alterar ou até danificar significativamente o motor onde é inserida, o que exclui esta mistura da busca por um combustível ideal para o caso simulado.

## 4.5 Combustível de Elevado Desempenho

De modo a enriquecer o estudo de influência do combustível nos produtos de combustão, particularmente gases de escape do motor, é importante apresentar também uma alternativa que tenha como principal característica um desempenho acima do comum. O artigo [28] apresenta alternativas de misturas de combustível e oxidante, comparando-as tendo como oxidantes de base o oxigénio líquido e o óxido nitroso. Ao observar os valores de impulso específico gerado com os diferentes combustíveis, o acrilonitrilo butadieno estireno ou ABS (em inglês acrylonitrile butadiene styrene) despertou um particular interesse devido ao seu desempenho, massa molar relativamente baixa e fórmula química diferente do habitual. Desta forma, foi elaborada uma simulação, servindo esta para comparar um combustível de fabrico aditivo, sem a finalidade de propulsão sustentável, com as restantes alternativas verdes até agora estudadas. Abaixo estão representadas as características da simulação efetuada:

Tabela 4.13: Características da mistura de combustível

| Elemento | Fórmula Química            | Entalpia de Formação | Temperatura Inicial | Percentual |
|----------|----------------------------|----------------------|---------------------|------------|
| ABS      | $C_{3,85}H_{4,85}N_{0,43}$ | 198 kJ/mol           | 400 K               | 100%       |

Tanto a fórmula química como a entalpia de formação foram retirados diretamente do artigo de base. A temperatura inicial teve de ser reajustada, sendo que foram testadas as temperaturas de 298,15 K e 333 K, utilizadas em simulações de outros compostos, mas existiam sempre problemas quando a expansão considerada era do tipo frozen, o que fazia com que o programa parasse as iterações a certo ponto, quando o valor da temperatura de uma espécie química alcançava valores demasiado baixos. Desta maneira a temperatura escolhida foi de 400K, pois garantia um funcionamento normal do software CEA, todavia pode implicar maiores temperaturas nas diferentes partes do motor.

No artigo são avaliadas razões O/F entre 1,0 e 5,0, no entanto, após uma análise quer de poluentes, quer de desperdício de oxigénio, apenas foram consideradas razões entre 1,0 e 4,0, com ênfase entre 1,5 e 3,0. No último intervalo mencionado foram simulados valores com diferença de 0,1, nos restantes a diferença foi de 0,5.

A tabela 4.14 resume o que foi agora mencionado:

Tabela 4.14: Valores da razão de equivalência  $\phi$  para cada O/F simulado

| O/F | $\phi$ |
|-----|--------|
| 1,0 | 2,8344 |
| 1,5 | 1,8896 |
| 1,6 | 1,7715 |
| 1,7 | 1,6673 |
| 1,8 | 1,5747 |
| 1,9 | 1,4918 |
| 2,0 | 1,4172 |
| 2,1 | 1,3497 |
| 2,2 | 1,2883 |
| 2,3 | 1,2323 |
| 2,4 | 1,1810 |
| 2,5 | 1,1338 |
| 2,6 | 1,0900 |
| 2,7 | 1,0498 |
| 2,8 | 1,0123 |
| 2,9 | 0,9773 |
| 3,0 | 0,9448 |
| 3,5 | 0,8098 |
| 4,0 | 0,7086 |

Para esta mistura, o ponto estequiométrico está entre os 2,8 e 2,9. Para valores inferiores a 2,8 a mistura é classificada como rica, quando a razão é superior a 2,9, estamos perante uma composição pobre, com excesso de oxigénio em níveis mais elevados. A diferença de O/F estudados neste caso em particular prende-se com o facto de a sustentabilidade não ser um dos objetivos deste combustível, pelo que razões entre 1,5 e 2,0 apresentarão claramente maiores emissões de monóxido de carbono, para além de outros gases característicos desta mistura, contudo é bastante provável que sejam os pontos onde o impulso específico é mais elevado, o que, neste caso, é a principal finalidade.

É agora importante olhar para o desempenho do motor com este combustível, para isso foi elaborada a figura 4.9.

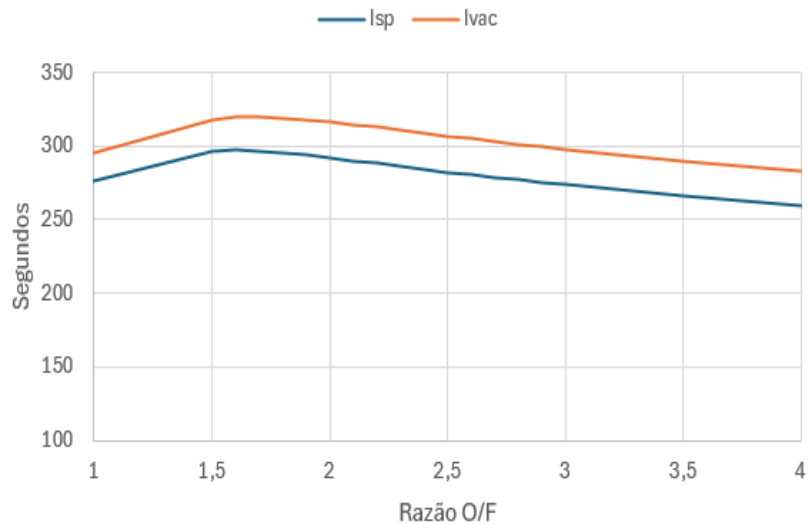


Figura 4.9: Valores de desempenho em função da razão O/F

Como previsto, o pico de desempenho ocorre para o intervalo de 1,5 a 2,0. O valor máximo do impulso específico corresponde a  $O/F=1,6$ , com cerca de 297,07 segundos. Comparando este número com os restantes combustíveis, estamos perante o valor mais elevado de todos, o que prova que esta mistura, realçando que o oxidante é o mesmo, tem um desempenho superior aos restantes. Para o impulso específico no vácuo, o pico ocorre quando  $O/F=1,7$ , com de 319,57 segundos, novamente este número é bastante superior aos outros modelos analisados, com exceção do combustível à base de cera de abelha, simulado anteriormente. O declínio em termos de impulso após o pico aparenta ser mais acentuado do que o normal, o Isp chega a 260 segundos e o Ivac alcança 282,95 segundos. Este decréscimo é superior a todos os outros combustíveis, quando é tida em conta a diferença para o valor máximo de cada impulso.

Um olhar às emissões geradas por esta mistura no motor é agora importante, por esta razão, a base para as conclusões relativamente a este tópico será a figura 4.10.

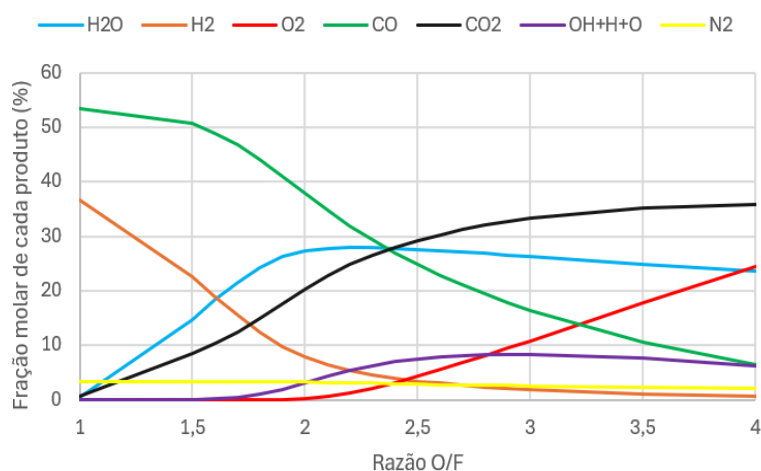


Figura 4.10: Gases de escape

A abordagem deste gráfico será efetuada de maneira diferente das últimas, destacando os valores de cada espécie em comparação com as percentagens obtidas para os combustíveis com foco sustentável.

Começando com a linha do vapor de água ( $H_2O$ ), a sua percentagem é sempre menor do que a observada para propelentes sustentáveis. O máximo da curva correspondente a esta espécie está nos 27,9%, em 2,2, quando o comum entre os combustíveis verdes ronda os 40%, o que indicia uma combustão menos eficiente de um ponto de vista puramente químico, uma vez que nem todo o hidrogénio é oxidado mesmo quando há oxigénio em excesso.

Inicialmente, o percentual de hidrogénio molecular ( $H_2$ ) é menor do que o esperado quando comparado com as outras alternativas analisadas neste estudo. A diferença é de 45% em propelentes verdes para 35% neste caso, a nível comportamental ao longo do gráfico, as diferenças são pouco notórias, o que pode suscitar que inicialmente os valores de hidrogénio presentes nos reagentes são menores do que em todos os outros combustíveis até agora equacionados, algo que pode também afetar a percentagem da água.

Não existem grandes alterações no que toca ao oxigénio molecular, o seu excesso começa a ser notório nos 2,2 e prejudicial por volta os 2,5, para os limites definidos neste estudo. Os radicais mais reativos como o OH, H e O permanecem iguais quer em comportamento quer em valores ao longo do gráfico, não ultrapassando os 8,2%.

O monóxido de carbono (CO) está muito mais presente nesta mistura quando nos focamos em valores menores da razão. Os percentuais sobem de 43% para 53% quando equiparado com outros combustíveis, o que é prejudicial para o meio ambiente, contudo é de esperar uma vez que esta não é a principal finalidade desta alternativa de propelente. Ao longo do gráfico, a descida desta molécula é já comum da observação dos anteriores esquemas, mas mesmo no final, para valores de O/F de 4,0, a percentagem de monóxido

de carbono é o dobro por exemplo do verificado para o combustível de cera de abelha, mudando de cerca de 3% para 6,48%. Este número é conclusivo em termos dos limites impostos para que seja encontrado o ponto ótimo desta mistura, não será possível encontrar um valor de O/F onde o monóxido de carbono esteja abaixo dos 20% e o oxigênio não esteja em excesso mais de 5%, ou seja, este combustível não será, como já seria de esperar, ideal em termos de sustentabilidade e redução de desperdício. Para os pontos máximos quer de Isp, quer de Ivac, a percentagem de monóxido de carbono ronda os 50% do total de emissões do motor, algo diferente dos restantes propelentes, onde este gás ronda os 30% das emissões. Para uma propulsão híbrida mais sustentável, percentagens de monóxido de carbono, gás tóxico para a atmosfera, são in comportáveis, o que revela a poluição que a maioria dos combustíveis normalmente utilizados em propulsão híbrida acabam por gerar.

A linha do dióxido de carbono ( $CO_2$ ) começa nos 0% mesmo para O/F=1,0, o que não é comum, todavia a curva é praticamente igual a outros combustíveis ao longo do eixo da O/F. Esta subida é mais acentuada do que as observadas em outros combustíveis, sendo que a percentagem de dióxido de carbono é mais elevada no final do gráfico (neste caso O/F=4,0, que será comparado com outros combustíveis para a mesma razão), do que o normalmente obtido para combustíveis sustentáveis. A diferença não é muito significativa, passando de 32 % em propelentes sustentáveis para 35% neste caso. Com esta análise é possível concluir que existe uma tendência maior para formar  $CO_2$  do que para oxidar o hidrogênio, o que cria  $H_2O$ , apesar da existência de outras espécies com oxigênio na sua constituição.

Uma dessas espécies é o óxido nítrico ( $NO$ ), que não está representado no gráfico devido à sua quantidade mais reduzida. A percentagem deste composto nunca supera os 0,8% nas razões estudadas, porém está sempre presente, mesmo nesta quantidade mínima. Este gás é perigoso a nível ambiental, pois contribui para a formação de chuvas ácidas quando se torna ácido nítrico no ar. O azoto ( $N_2$ ) está presente de maneira constante nas emissões geradas por este combustível, tendo uma percentagem a rondar os 3,3%. Por si só o nitrogênio molecular não é prejudicial para o ambiente, uma vez que é um dos principais constituintes da atmosfera terrestre, no entanto, a elevada velocidade gerada pelos motores foguete pode gerar uma onda de choque que acaba por comprimir o nitrogênio, o que dá início à sua reação com o oxigênio atmosférico, o que acaba por formar óxidos de nitrogênio que são, como já referido, bastante prejudiciais para o meio ambiente [34]. Após estas conclusões, a emissão de nitrogênio e dos seus derivados pode ser agrupada, o que a torna já um entrave considerável para a escolha deste combustível tendo em vista um futuro mais sustentável.

Outra parte importante do estudo do impacto deste novo combustível no motor de simulação são as suas características térmicas. A temperatura na câmara é bastante superior ao limite com um máximo de 3752,69 K em O/F=2,2. A temperatura na garganta é em geral maior do que a de outros combustíveis, isto pode ser justificado tanto pela

maior temperatura inicial, como pela capacidade térmica dos produtos de combustão. O máximo da  $T_{garganta}$  é obtido para O/F=2,2 com 3576,66 K em equilibrium, para regime frozen a razão do máximo é a mesma mas o valor da temperatura é de 3358,33 K, desta vez inferior ao grupo de controlo nos mesmos moldes. A temperatura à saída é consideravelmente maior do que as estudadas até agora, o que prova que para incorporar este novo combustível teria de ser efetuadas melhorias estruturais no motor inicialmente simulado, algo que pode alterar o desempenho e também as emissões produzidas. Em termos numéricos, o máximo deste parâmetro é verificado para O/F= 2,6 com uma temperatura de 2756,5 K em equilibrium e em O/F=2,9 com 1606,70 K, sendo superior a todos os propelentes simulados até ao momento em equilibrium, mas i menor valor de todos no caso da expansão frozen. O calor específico, ronda valores similares aos estudados até agora, sendo o seu máximo em 2,7, com 8,08 kJ/kg.K, não incorporando uma diferença significativa para os restantes propelentes.

Tendo em conta todos os fatores enumerados até agora em relação a esta mistura, o ponto ótimo possível escolhido corresponde a O/F= 2,7. A principal preocupação que levou à escolha deste ponto foi a quantidade de gases gerada. Como previsto, não foi possível encontrar uma razão onde todos os requisitos iniciais de sustentabilidade e redução de desperdícios, pelo que a razão O/F de 2,7 é a que se encontra mais próxima do equilíbrio ideal. Na tabela 4.15 constam as principais características desta razão.

Tabela 4.15: Valores para O/F=2,7

|                                     |             |
|-------------------------------------|-------------|
| Temperatura na Câmara               | 3719,01 K   |
| Temperatura na garganta Equilibrium | 3552,4 K    |
| Temperatura na garganta Frozen      | 3338,76 K   |
| Temperatura à saída Equilibrium     | 2754,84 K   |
| Temperatura à saída Frozen          | 1604,44 K   |
| $C_p$                               | 8,80 J/kg.K |
| Ivac                                | 303,19 seg  |
| Isp                                 | 278,76 seg  |
| $C^*$                               | 173,66 seg  |
| $H_2O$                              | 27,08%      |
| $H_2$                               | 2,66%       |
| OH+H+O                              | 8,05%       |
| $CO_2$                              | 31,24%      |
| CO                                  | 21,06%      |
| $O_2$                               | 6,79%       |
| $N_2$                               | 2,74 %      |
| NO                                  | 0,37 %      |

No conto geral as propriedades apresentadas por este combustível não fazem com que se afirme como uma grande alternativa aos combustíveis sustentáveis. Começando pela temperatura, na câmara, na garganta e à saída, é mais elevada do que em todos os outros pontos ótimos o que provoca dúvidas quanto à segurança e desgaste do motor caso esta combinação fosse executada na prática. Apesar das elevadas temperaturas, os impulsos gerados, no ponto ótimo, são menores do que alguns dos propelentes sustentáveis, o que

demonstra mais um entrave à implementação deste combustível. A nível de emissões, a subida na percentagem de monóxido de carbono, presença de  $N_2$  e de NO fazem com que a combustão não possa ser considerada ecologicamente eficiente. A dificuldade no cumprimento dos parâmetros previamente estabelecidos era já um indicador da falta de sustentabilidade desta mistura, com o monóxido de carbono nos 21 % e com o oxigénio molecular fixado nos 6,79%, esta mistura não é boa a nível ambiental nem a nível de desperdícios. O impulso específico principalmente em regime frozen pode ter sido afetado pela temperatura inserida inicialmente (400K), o que modifica o impulso fornecido na tabela 4.15 uma vez que este é a média ponderada dos impulsos obtidos nos dois regimes de expansão. O aumento da temperatura inicial também não é uma alternativa viável, pois teria certamente como consequência o aumento da temperatura nas diferentes secções estudadas do motor o que já constitui um problema com a temperatura inicial inserida.

# Capítulo 5

## Comparação Entre Ponto Ótimos

Após a análise detalhada do comportamento de cada combustível com a variação da razão O/F, é agora fulcral, de modo a concluir qual a mistura que oferece a melhor combinação de sustentabilidade e desempenho, comparar algumas especificações técnicas de cada um dos pontos ótimos encontrados. Neste capítulo será elaborado esse estudo, com a ajuda dos dados fornecidos no final da secção de cada mistura de combustível no capítulo anterior. Para o cálculo dos vários indicadores fundamentais para esta investigação serão criadas constantes iguais para todas as misturas, que se enquadram no tamanho e função do motor simulado inicialmente. Cada parte deste capítulo será referente a um parâmetro diferente, também estarão presentes gráficos para uma compreensão mais clara de toda a análise e comparação. Os fatores estudados dizem respeito à tração, emissões apenas de poluentes em quantidades e não em percentagem e às várias temperaturas em cada secção do motor para o ponto ótimo. Estes três critérios resumem e permitem concluir qual é a mistura de combustível e oxidante que melhor se encaixa no resultado pretendido, já com as condicionantes a que foi submetida no capítulo 4.

### 5.1 Tração Gerada

A tração pode ser descrita como a força produzida pelo sistema propulsivo do rocket no seu centro de massa. É uma força reativa experienciada pela estrutura do veículo devido à saída de propelente a altas velocidades, este fenómeno é análogo ao que acontece após o disparar de uma arma. Fatores como a geometria do bocal propulsivo, diferenças de pressão entre a saída do bocal e a pressão ambiente influenciam a tração gerada[10]. Para o cálculo da tração a equação de base foi a seguinte:

$$F = \dot{m} \cdot I_{sp} \cdot g_0 \quad (5.1)$$

O impulso específico usado será o mencionado no ponto ótimo de cada combinação de combustível. O caudal mássico ( $\dot{m}$ ), não é fornecido pelo relatório do CEA, logo corresponde a um cálculo intermédio que deve ser realizado antes de se proceder à determinação da tração. Os valores de  $\dot{m}$  para cada mistura foram aproximados por:

$$\dot{m} = \frac{P_c \cdot A_t}{c^*} \quad (5.2)$$

De modo a atingir este valor é necessário encontrar o valor da pressão na câmara ( $P_c$ ), área da garganta ( $A_t$ ) e velocidade característica ( $c^*$ ). Todas estas variáveis são fornecidas no relatório do CEA simulado anteriormente. Ambas equações provém do livro [10]. Com a finalidade de obter resultados mais fiéis ao design inicial do motor possíveis, o artigo[3] foi novamente consultado, valores como a área da garganta e a pressão na câmara são constantes, sendo que no estudo de base são apresentados algumas alternativas para estas variáveis. Os valores considerados para os cálculos efetuados estão apresentados na tabela 5.1.

Tabela 5.1: Parâmetros Constantes

|             |         |
|-------------|---------|
| $A_t [m^2]$ | 0,235   |
| $P_c [Pa]$  | 2757902 |

A tabela 5.2 mostra os resultados do cauda mássico para cada mistura estudada:

Tabela 5.2: Caudais mássicos obtidos

| Mistura           | Cauda mássico obtido [kg/s] |
|-------------------|-----------------------------|
| Grupo de Controlo | 386,34                      |
| Propelente Verde  | 238,84                      |
| Óleo de Palma     | 239,40                      |
| Cera de Abelha    | 239,35                      |
| ABS               | 236,94                      |

A figura 5.1 concebida a partir do tratamento dos dados de cada uma das misturas de combustível está representado abaixo:

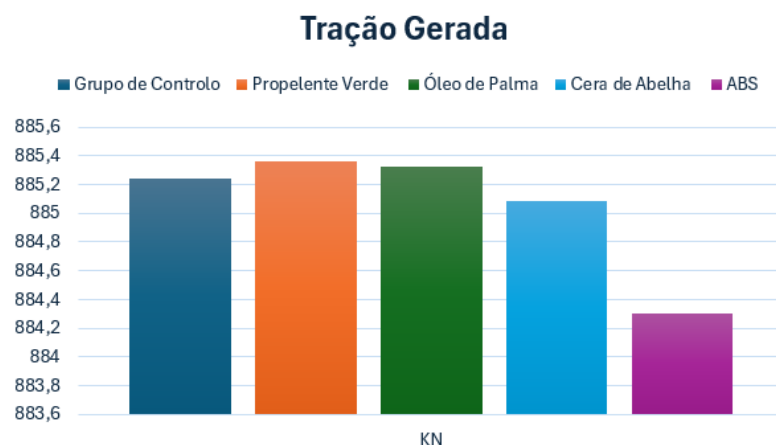


Figura 5.1: Tração gerada por cada mistura de combustível estudada

A figura 5.1 permite tirar algumas conclusões sobre a tração de cada uma das alternativas, com algumas ressalvas que serão agora esclarecidas. No conto geral, os valores de tração, aqui enumerados em kN são bastante elevados, isto deve-se ao erro associado

à simulação CEA, logo os valores devem ser considerados para comparação entre as misturas estudadas, não para bases de desempenho, estas devem ser acompanhadas de uma vertente prática. O grupo de controlo fornece uma tração bastante competitiva, este valor não é, no entanto, o mais elevado de todo o gráfico principalmente devido ao ponto ótimo escolhido. Para as duas misturas menos sustentáveis, ou seja, o grupo de controlo e o ABS, o ponto escolhido representa a possibilidade menos tóxica de entre todas as razões O/F estudadas, como estes combustíveis não foram idealizados para que existisse um maior respeito pelo ambiente é natural que o seu desempenho neste ponto seja menor do que as restantes alternativas.

O propelente verde revela-se como o mais promissor neste quesito, mas não se distancia muito do combustível à base de óleo de palma. Os resultados provenientes do combustível de cera de abelha podem ser considerados menos satisfatórios, estando abaixo das outras duas alternativas verdes e também do grupo de controlo. Ao aliar esta tração à adenda efetuada quando foi escolhido o seu ponto ótimo, relacionada com a percentagem de oxigénio, esta mistura de combustível pode ser encarada como menos apetecível para solução sustentável e eficiente em termos de desempenho. O ABS não oferece uma tração tão competitiva como esperado, sendo que seria esta a característica específica onde seria de esperar algum destaque desta mistura. A diferença entre a tração gerada por cada uma destas misturas não é muito acentuada, o propelente verde conta com 885,36 kN e o ABS conta com 884,30 kN, sendo estes dois os combustíveis respetivamente com maior e menor tração gerada, permite concluir que amplitude de resultados para esta característica é baixíssima. A alternativa de cera de abelha gera uma tração de 885,09 kN, o grupo de controlo oferece 885,24 kN de tração e o óleo de palma, destaque pela sua origem também sustentável está bastante perto do propelente verde com 885,33 kN. Como é notório, todos os valores estão bastante próximos neste quesito, o que pode indicar que esta característica não será fundamental na escolha final da mistura de combustível e oxidante que tem a melhor relação desempenho/sustentabilidade.

## 5.2 Emissões Poluentes

Os poluentes emitidos por cada combinação estudada foram já estudados em termos da sua progressão, em percentagem, ao longo do aumento da razão O/F. No entanto, de modo a que o impacto das emissões seja perceptível de uma forma mais clara, é necessário sair do registo de percentagem e calcular a quantidade que seria de facto emitida em caso de operação do motor com a mistura de combustível e oxidante estudada. Na secção anterior foi já calculado o caudal mássico para cada ponto ótimo de cada combustível. É agora necessário calcular as frações mássicas de cada um dos componentes da mistura, uma vez que o software utilizado fornece a fração molar. Para este efeito será utilizada equação de

aproximação 5.3.

$$w_{\text{substância}} = \frac{x_{\text{substância}} \times M_{\text{substância}}}{x_{\text{total}} \times M_{\text{total}}} \quad (5.3)$$

Na equação 5.3  $M$  representa a massa molar de cada espécie e  $x$  representa a fração molar. As massas molares das espécies utilizadas para os cálculos estão representadas na tabela 5.3, todos os valores foram obtidos através do site PubChem.

Tabela 5.3: Massa Molar de cada espécie

| Espécie             | $CO_2$ | CO    | $N_2$  | NO     | $O_2$  | $H_2$ | $H_2O$ | H     | O      | OH     |
|---------------------|--------|-------|--------|--------|--------|-------|--------|-------|--------|--------|
| Massa Molar (g/mol) | 44,009 | 28,01 | 28,014 | 30,006 | 31,999 | 2,016 | 18,015 | 1,008 | 15,999 | 17,007 |

Como estes valores, aliados aos mencionados para a fração molar de cada espécie no ponto ótimo de cada mistura foi possível chegar à fração mássica de cada produto da combustão. As emissões de cada um dos gases nocivos foram calculadas através da equação 5.4.

$$\dot{m}_{\text{substância}} = w_{\text{substância}} \cdot \dot{m} \quad (5.4)$$

Para cada mistura de combustível com oxidante serão calculadas as quantidades emitidas dos gases considerados nocivos que apresentam uma percentagem considerável das emissões no seu ponto ótimo. As emissões de monóxido de carbono (CO), dióxido de carbono ( $CO_2$ ), azoto ( $N_2$ ) e óxido nítrico (NO) são as principais fontes de poluição, a vários níveis da operação do motor estudado, portanto estão descritas na figura 5.2:

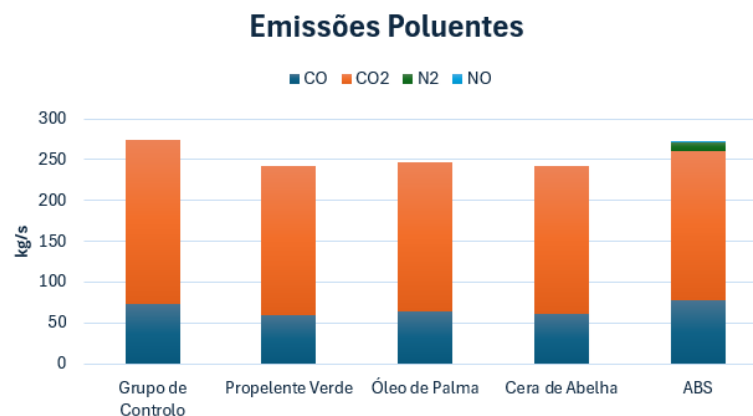


Figura 5.2: Emissões Provenientes de Cada Mistura

Este tipo de figura permite analisar não só a quantidade de cada gás para cada mistura de propelente mas também a totalidade de emissões poluentes originadas por cada alternativa. Tanto o grupo de controlo como o ABS apresentam as maiores quantidades de

gases nocivos emitidos, por uma margem ainda considerável, o que era expectável. O ABS apresenta o segundo maior valor de todas as alternativas, mesmo com a adição de azoto e óxido nítrico que totaliza 10,16 kg/s sendo que cerca de 1,47 kg/s provêm apenas do óxido nítrico, bastante perigoso para o meio ambiente devido ao seu papel nas chuvas ácidas. O grupo de controlo gera uma maior quantidade de poluentes com 273,60 kg/s, contrastando com os 271,84 kg/s do ABS. Em termos de monóxido de carbono, o ABS destaca-se novamente com 78,15 kg/s seguido do grupo de controlo com 73,08 kg/s, o que significa que o dióxido de carbono proveniente do grupo de controlo é bastante maior do que o do ABS, com um valor de 200,51 kg/s.

Os combustíveis sustentáveis são todos muito semelhantes no que toca à quantia de gases nocivos emitidos. Atentando ao monóxido de carbono, o óleo de palma destaca-se pela negativa, com cerca de 64,26 kg/s seguido do propelente à base de cera de abelha com 61,82 kg/s e, novamente, o propelente verde é a melhor opção na vertente das emissões nocivas, com 59,62 kg/s de monóxido de carbono emitidos. Quanto ao dióxido de carbono, o propelente verde conta com 183,27 kg/s, seguido do óleo de palma, com 181,81 kg/s e finalmente a cera de abelha, com 179,96 kg/s. O óleo de palma e a cera de abelha estão bastante próximos no que toca do dióxido de carbono, todavia, apesar do valor maior o propelente verde não está tão longe destas duas alternativas. Como definido anteriormente, é preferível ter emissões de dióxido de carbono do que de monóxido, uma vez que este último é mais nocivo para o ambiente, logo o propelente verde destaca-se pela positiva neste parâmetro específico.

### 5.3 Temperaturas ao Longo do motor

Apesar de não ser o principal foco do estudo aqui realizado, de modo a garantir que os resultados são realistas e percíveis de serem utilizados na prática, é necessário realizar um controlo das diferentes temperaturas ao longo das fases do motor simulado. O aquecimento excessivo da unidade motriz pode levar a mudanças que acabam por afetar o desempenho e a capacidade estrutural de todo um foguete, portanto é necessário contar com uma mistura de combustível que exija tanto ou menos dos materiais do que a mistura para a qual o motor foi concebido. Esta análise térmica funciona também como um despiste para alternativas irrealistas, qualquer combustível que ultrapasse os valores do grupo de controlo não será considerado como uma alternativa válida. Para este efeito, foram recolhidas as temperaturas nos pontos de razão O/F considerados ótimos de cada mistura na câmara de combustão, na garganta e na saída ( $A_e/A_t = 9$ ). No caso da garganta e da saída, como o valor difere para regime equilibrium e frozen, foi feita uma média das duas temperaturas fornecidas em casa secção para que a comparação fosse apenas em função da secção do motor. Novamente os resultados serão apresentados na figura 5.3, desta vez de combinações, elaborado com o dados das temperaturas das quatro alternativas experimentais, sendo o valor de temperatura do grupo de controlo em cada ponto o

limite definido pela linha a tracejado.

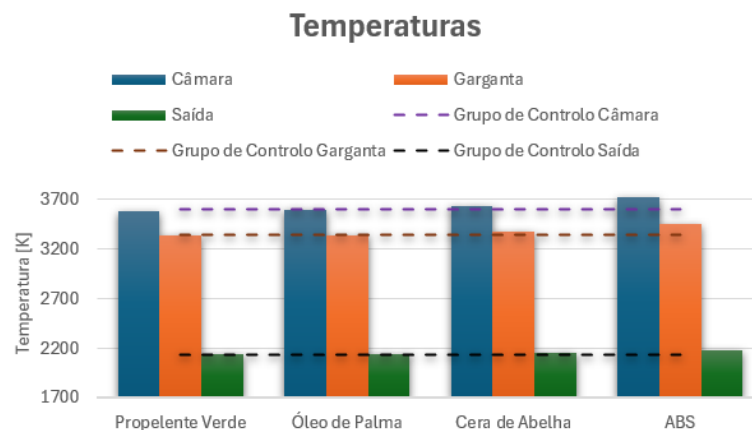


Figura 5.3: Controlo de Temperaturas

Todas as temperaturas parecem bastante próximas na maioria dos casos, é de referir que a temperatura inicial definida para cada simulação tem um papel importante nas temperaturas finais analisadas. O combustível de cera de abelha e o ABS parecem apresentar temperaturas demasiado elevadas em todos os pontos, especialmente na câmara de combustão, no caso do ABS, e na garganta no caso da cera de abelha.

Em termos numéricos, o limite expresso pelo grupo de controlo na câmara de combustão é de 3592,99 K, onde o propelente verde é o que apresenta uma menor exigência térmica, com cerca de 3580 K, seguido do combustível à base de óleo de palma, com 3587,86 K que está já próximo do controlo, mais ainda abaixo, não constituindo um problema. O ABS é o que conta com o maior valor na câmara, com 3719,01 K, seguido do propelente de cera de abelha com 3630,92 K, ambos acima do limite.

O cenário é semelhante para a garganta, o máximo é estabelecido em 3339,80 K, novamente o propelente verde e o óleo de palma cumprem este limite com 3329,68 K e 3336,05 K respetivamente. As temperaturas nas misturas de cera de abelha e no ABS são mais elevadas do que no controlo, com 3373,65 K e 3445,6 K respetivamente. A diferença observada entre as duas alternativas que extrapolam o limite previamente estabelecido e o próprio limite é agora menor do que a verificada na análise efetuada na câmara, o que indica que a temperatura inicial será um fator bastante impactante no resultado observado para estas duas opções nesta característica. Apesar desta variável que foi inserida no software CEA ser, aqui, prejudicial para estes dois combustíveis, no caso da análise de desempenho e tração acaba por ser uma vantagem, pois uma maior temperatura inicial irá contribuir para um aumento do impulso específico, até um certo limite estabelecido previamente pelo CEA.

Finalmente ao olhar para a temperatura na saída, a tendência continua, com o controlo em 2141,5 K e tanto o propelente verde e o óleo de palma abaixo desta marca com 2137,73

K e 2138,5 K. No caso do propelente verde, a sua temperatura vai-se aproximando, ao longo do motor, da observada no grupo de controlo, nunca a ultrapassando, mas passando de uma diferença de 13 K na câmara para 3,78 K na saída, o que pode indicar que se a temperatura inicial fosse maior, esta mistura ultrapassaria o controlo, pelo menos à saída. O combustível de óleo de palma apresenta uma diferença para o controlo semelhante nos vários pontos estudados, com a maior discrepância a ser denotada na câmara com 5,12 K. O ABS e a cera de abelha são superiores ao máximo estabelecido para a saída, com 2179,6 K e 2158,7 K, o que permite concluir que estas duas alternativas apresentam uma exigência térmica demasiado elevada para o motor em toda a sua extensão. No caso da cera de abelha, é notória uma aproximação ao limite ao longo do motor, com a diferença a chegar aos 17,2 K na saída. O ABS é semelhante a nível, comportamental, contudo mesmo no ponto mais próximo, a saída do motor, a diferença verificada para o controlo é de 38,1 K, superior a qualquer uma das outras alternativas de combustível em qualquer ponto do motor, o que revela um esforço necessário do material do motor demasiado acentuado para que esta alternativa seja considerada viável.

## Capítulo 6

### Conclusão

Após todas as análises efetuadas, considerando os vários fatores envolvidos no processo de seleção de um combustível que cumpra as necessidades de tração e desempenho traçadas pelo controlo, que não exija demasiado do material do motor e que acima de tudo emita um mínimo de gases nocivos para a atmosfera, a mistura de propelente verde com oxigénio gasoso provou ser a mais equilibrada. A proposta de encontrar um ponto ótimo inicialmente para cada alternativa e só depois efetuar uma comparação formal entre todas contribuiu para que existisse uma maior igualdade de todas as opções, de modo que a comparação fosse mais justa. Além desta mais-valia, ao estudar a fundo as misturas, com várias razões O/F foi possível compreender de uma forma mais profunda as implicações que cada mudança nas variáveis poderia causar. Um exemplo claro deste impacto é a temperatura inicial inserida no software, que para certos casos acabava por não permitir que a simulação fosse realizada até ao final, o que contribuía para impulsos específicos deficitários, algo que poderia alterar de uma maneira importante os resultados e conclusões retirados.

No geral as misturas concentravam os seus pontos ótimos em volta de valores de O/F semelhantes, na casa dos 2,5 a 3,0, uma explicação para isto reside nas fórmulas químicas inseridas para os combustíveis que eram bastante semelhantes por vezes, para além do facto de o oxidante ser praticamente sempre o mesmo, o oxigénio molecular ( $O_2$ ), alterado apenas o seu estado físico. Durante toda a simulação, foi dada uma especial atenção aos valores inseridos para a entalpia de formação de cada espécie, priorizando sempre a busca por fontes confiáveis, uma vez que estes valores foram fulcrais para toda a investigação. As consequências de mudanças na entalpia de cada espécie não se traduziam, numa fase inicial, em grandes diferenças nos desfechos primários da simulação, todavia, como no final a amplitude, seja de tração gerada, seja de emissões ou até mesmo de temperatura criada entre as cinco alternativas foi tão reduzida que qualquer mudança nas entalpias deve ser considerada.

As emissões poluentes, principal foco deste estudo, não apresentaram tantas diferenças como esperado de combustível para combustível. Excetuando o caso do ABS, que é um propelente focado em performance, as outras opções contam com dióxido e monóxido de carbono como espécies nocivas nos seus produtos de combustão. Em valores de O/F menores chegaram a ser notadas outras substâncias para além destas duas, como o metano e ainda alguma fuligem, todavia estes chegavam a valores muito baixos (menos de 0,005%) mas a sua presença mesmo em combustíveis considerados sustentáveis é um

indício do papel fundamental da escolha da razão O/F a utilizar quando a preocupação com o ambiente é prioridade. Uma vez que as espécies presentes são sensivelmente as mesmas, a diferença entre a quantidade emitida é o fator principal de distinção entre propelentes "verdes" e nocivos. Em termos práticos, comparando apenas o propelente verde, aqui selecionado como a melhor alternativa e o grupo de controlo, combustível utilizado no motor de base, comparando apenas a diferença entre as emissões de CO e  $CO_2$ , o primeiro emite menos 30,70 kg/s do que o combustível tradicional. O motor de base pode ser utilizado quer para lançamento quer para manobras orbitais, logo, estimando que numa fase de lançamento onde os motores são mais acionados (powered flight) dure cerca de 3,6 segundos, a emissão dos dois gases referenciados no caso do propelente verde diminui cerca de 110,53 kg. Claro que a aproximação efetuada é apenas um exemplo, sem dados concretos de tempo de ativação do motor, ignorando também o nível de acelerador utilizado e outras manobras que possam ser efetuadas durante toda uma missão no caso do motor simulado ser utilizado nessa vertente, todavia demonstra a necessidade e disparidade dos propelentes sustentáveis, prevendo um futuro onde a exploração espacial será sujeita a maiores restrições do ponto de vista das emissões nocivas. A resposta para estas austeridades pode estar, como determinado pelo estudo aqui executado, nos propelentes sustentáveis à base de compostos verdes.

# Capítulo 7

## Trabalhos Futuros

Apesar do caráter bastante satisfatório da simulação aqui efetuada, não deixa de ser necessária uma investigação de seguimento e verificação do trabalho realizado. Nesta secção serão enumerados alguns trabalhos, quer sejam de simulação, teóricos ou até mesmo práticos que complementem e prossigam os resultados obtidos neste estudo.

Para garantir a viabilidade das conclusões retiradas, simular os combustíveis com os mesmos valores das variáveis e dados iniciais técnicos do motor em outros softwares de simulação de motores foguete, como o Propep, amplamente utilizado em problemas semelhantes a este. Uma nova simulação permite validar toda a teoria envolvida na conclusão deste trabalho, o que acrescenta coerência, para além de eliminar os erros associados ao próprio CEA, que, como já referido pode aumentar os valores dos impulsos. Outros programas, não necessariamente o Propep, podem fornecer informações sobre a carga estrutural a que o motor estará sujeito com cada mistura, como o Ansys Fluent, pois apesar da análise de temperatura aqui efetuada, esta é ainda bastante simplificada, a adição desta vertente seria benéfica para a segurança da operação do motor. Ainda numa perspectiva de simulação, mas desta vez de uma missão, o software GMAT pode fornecer informações preciosas de consumos, rotas mais eficiente para uma missão específica. Com um menor gasto de combustível, garante-se também uma menor pressão sobre os recursos necessários para formar o propelente escolhido. Esta última simulação já estaria presente num futuro mais distante, onde não só seriam importantes as emissões provenientes do foguete mas também a origem do combustível utilizado, tornando a exploração espacial ainda mais sustentável como um todo.

Para melhorias futuras na parte mais teórica da investigação destaca-se a possibilidade de combinar alguns componentes de cada mistura aqui estudada, com percentagens diferentes, sabendo de antemão o que cada um desses elementos irá trazer para a mistura final. Ao aditivar, por exemplo, o combustível de cera de abelha, mudando a sua constituição para que exija menos termicamente da estrutura do motor, resolve-se um dos defeitos desta mistura. Além destas novas possibilidades de propelente, a análise de outros parâmetros do combustível que por vezes podem ser vistos como um problema nos motores híbridos como a taxa de regressão e a regulação da razão O/F, variável considerada constante no estudo aqui realizado, mas que pode tornar-se uma adversidade em casos práticos pode contribuir para avanços nos combustíveis sustentáveis.

Numa vertente prática, a realização de testes estáticos com motores de base semelhantes ao simulado e com as misturas de combustível e oxidante estudadas permite a verifi-

cação dos dados obtidos. Este trabalho é o que mais complementaria todo o estudo desenvolvido, podendo provar ou refutar os resultados obtidos. Neste caso, variáveis como a entalpia de formação não seriam fatores determinantes para as conclusões finais, algo que é bastante volátil dependendo das referências utilizadas. Claro que, num teste prático do motor com cada mistura surgiriam outras possibilidades de erros associados nomeadamente na regulação da razão oxidante/combustível e na temperatura inicial que pode não ser fácil de controlar, mas seria sempre uma mais-valia e uma forma de consolidar a simulação executada. Com os recursos certos é possível trabalhar concretamente em toda a logística de um foguete com a composição de combustível e oxidante aqui enunciada. Isto permite não só ter uma noção do peso total do modelo, mas também garantir, através do cumprimento de todas as normas atuais, a segurança da operação com este propelente.

## 7.1 Dificuldades Encontradas

A realização deste estudo, apesar de muito gratificante, não foi isenta de desafios que moldaram a sua execução e aprofundaram o processo de aprendizagem e evolução. Considero importante relatar também as principais dificuldades encontradas ao longo do trabalho, quer sejam ao nível de informações necessárias, da própria simulação, da complexidade da análise ou das limitações inerentes ao âmbito do próprio estudo.

A seleção de um motor de referência real e documentado exigiu uma pesquisa extensa. Informações técnicas detalhadas, como pressões e parâmetros de geometria para motores contemporâneos ou mais recentes, são proprietárias e de acesso bastante restrito. A necessidade de recorrer a um motor mais histórico implicou uma análise cuidadosa de documentos técnicos por vezes escassos ou datados, o que exigiu extrapolações e validações de parâmetros cruzadas.

Apesar da robustez reconhecida do software CEA, a sua biblioteca de compostos é bastante limitada. A maioria dos combustíveis de baixo impacto ambiental estudados não estavam disponíveis. Foi necessário proceder a aproximações químicas e termodinâmicas com base em alguma literatura dispersa, o que introduziu algum grau de incerteza nos dados de entrada. A estimativa de propriedades de copolímeros (como, por exemplo, o EVA) e de misturas complexas exigiu cálculos adicionais e uma busca criteriosa por fontes fiáveis de dados termoquímicos.

Ao analisar conjuntamente múltiplas variáveis de saída, o volume de dados gerado foi bastante elevado. A definição dos critérios de escolha do ponto ótimo foi um desafio conceptual, que exigiu ponderação e, por vezes, o compromisso entre objetivos conflitantes, como o máximo desempenho e as mínimas emissões. A discrepância ocasional entre resultados dos regimes de expansão equilíbrio e frozen obrigou a uma interpretação cuidadosa e à justificação da opção pela média ou por um dos regimes.

O trabalho focou-se na análise termoquímica em condição não estacionária, não abordando dinâmicas complexas como a regressão não uniforme do combustível, a cinética de ignição ou os transientes de operação, fatores que são críticos num projeto ideal. A validação experimental não foi possível dentro do âmbito e recursos desta dissertação, deixando os resultados dependentes da fiabilidade do modelo computacional e das suas premissas.

Algumas das dificuldades aqui enunciadas foram superadas através de uma revisão bibliográfica alargada e crítica, consulta de bases de dados especializadas ou o contacto direto com o orientador para a discussão de aproximações e métodos. A abordagem sistemática e transparente na documentação de todas as opções e pressupostos adotados confere fiabilidade e honestidade ao estudo realizado. Estes obstáculos, longe de serem meramente limitativos, proporcionaram uma compreensão mais profunda das complexidades inerentes ao projeto de propulsão híbrida e enriqueceram significativamente o percurso da investigação.



## Bibliografia

- [1] W. Shih-Sin, L. Meng-Che, A. Lai, T.-H. Chou, and W. Jong-Shinn, “A review of recent developments in hybrid rocket propulsion and its applications,” *Aerospace*, vol. 11, no. 9, p. 739, 2024. xv, 4, 5, 6, 10, 11, 12, 13, 14
- [2] C. Oztan and V. Coverstone, “Utilization of additive manufacturing in hybrid rocket technology: A review,” *Acta Astronautica*, vol. 180, pp. 130–140, 2021. xv, 7
- [3] J. Mcfarlane, R. Kniffen, and J. Lichatowich, “Design and testing of amroc’s 250,000 pound thrust hybrid motor,” in *29th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1993, p. 2551. xvii, 31, 32, 37, 41, 67
- [4] L. J. Krzycki, *Como Projetar, Construir e Testar Motores de Foguete Líquidos Pequenos*, primeira impressão ed. Florence, Oregon: RocketLab, 1967. 3, 4
- [5] F. J. F. Carande, “Motor foguete de combustível sólido,” Master’s thesis, Universidade da Beira Interior (Portugal), 2011. 4, 5
- [6] M. Grassi, R. Savino, and G. Gallo, “Experiments and simulations of hybrid rocket engines burning paraffin fuels.” 7, 8, 9, 26
- [7] A. Okninski, “On use of hybrid rocket propulsion for suborbital vehicles,” *Acta Astronautica*, vol. 145, pp. 1–10, 2018. 8
- [8] C. Paravan, L. Galfetti, R. Bisin, and F. Piscaglia, “Combustion processes in hybrid rockets,” *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, vol. 18, no. 3, 2019. 8, 9, 22
- [9] C. Schmierer, M. Kobald, K. Tomilin, U. Fischer, and S. Schlechtriem, “Low cost small-satellite access to space using hybrid rocket propulsion,” *Acta Astronautica*, vol. 159, pp. 578–583, 2019. 8
- [10] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons, 2011. 10, 66, 67
- [11] A. Mazzetti, L. Merotto, and G. Pinarello, “Paraffin-based hybrid rocket engines applications: A review and a market perspective,” *Acta Astronautica*, vol. 126, pp. 286–297, 2016. 12, 22
- [12] S. Srivastava, A. K. Thakur, L. R. Gupta, and R. Singh, “Analysis of combustion characteristics of htpb, graphite, aluminum, iron, and gaseous oxygen-based hybrid rocket propellant,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 25, no. 1, pp. 146–153, 2024. 12, 20, 21
- [13] F. Barato, “Review of alternative sustainable fuels for hybrid rocket propulsion,” *Aerospace*, vol. 10, no. 7, p. 643, 2023. 12, 14, 15, 16, 17, 26

- [14] G. Marothiya, P. Ramakrishna, N. Saravanan, and P. Kumar Solasa, "Development of h2o2 based mixed hybrid rocket," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, vol. 46, no. 11, pp. 1687–1695, 2021. 13, 20
- [15] □. Predoi, □. Grigorean, and G. Dumitru□cu, "Comparative analysis regarding burning process for different fuels in hybrid rocket engines," in *AIP Conference Proceedings*, vol. 2190, no. 1. AIP Publishing, 2019. 13, 21, 22
- [16] G. Cican, A. Paraschiv, A. N. Buturache, A. I. Hapenciuc, A. Mitrache, and T.-F. Frigioescu, "Experimental research into an innovative green propellant based on paraffin–stearic acid and coal for hybrid rocket engines," *Inventions*, vol. 9, no. 2, p. 26, 2024. 17, 18, 35, 41, 42
- [17] A. Okninski, P. Surmacz, B. Bartkowiak, T. Mayer, K. Sobczak, M. Pakosz, D. Kaniewski, J. Matyszewski, G. Rarata, and P. Wolanski, "Development of green storable hybrid rocket propulsion technology using 98% hydrogen peroxide as oxidizer," *Aerospace*, vol. 8, no. 9, p. 234, 2021. 18, 19
- [18] S. N. M. Jayapal, V. K. Dubey, S. Dinesh, A. Wahab, A. A. Khaleel, and P. Kadiresh, "Thermal stability and kinetic study of blended beeswax-ethylene vinyl acetate based hybrid rocket fuels," *Thermochimica Acta*, vol. 702, p. 178989, 2021. 19, 35, 53, 54
- [19] M. Tarmizi Ahmad, R. Abidin, A. L. Taha, A. Anudip, and A. Amzaryi, "Feasibility study of palm-based fuels for hybrid rocket motor applications," in *AIP conference proceedings*, vol. 1930, no. 1. AIP Publishing, 2018. 20, 35, 47
- [20] C. Glaser, J. Hijlkema, and J. Anthoine, "Bridging the technology gap: strategies for hybrid rocket engines," *Aerospace*, vol. 10, no. 10, p. 901, 2023. 21, 22, 25, 26, 27
- [21] L. Casalino, F. Masseni, and D. Pastrone, "Hybrid rocket engine design optimization at politecnico di torino: A review," *Aerospace*, vol. 8, no. 8, p. 226, 2021. 23, 24, 26
- [22] L. Casalino, D. Pastrone, and F. Simeoni, "Hybrid rocket upper stage optimization: Effects of grain geometry," in *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2011, p. 6024. 23, 24
- [23] N. Davydenko, R. Gollender, A. Gubertov, V. Mironov, and N. Volkov, "Hybrid rocket engines: The benefits and prospects," *Aerospace Science and Technology*, vol. 11, no. 1, pp. 55–60, 2007. 24, 25
- [24] M. C. Ünlü, M. Gürtan, and E. Açıkgöz, "Hybrid propulsion system for the first turkish lunar mission," in *2023 10th International Conference on Recent Advances in Air and Space Technologies (RAST)*. IEEE, 2023, pp. 01–05. 27
- [25] E. T. Jens, B. J. Cantwell, and G. S. Hubbard, "Hybrid rocket propulsion systems for outer planet exploration missions," *Acta Astronautica*, vol. 128, pp. 119–130, 2016. 27, 28

- [26] K. J. Flittie, P. N. Estey, and R. J. Kniffen, “The aquila launch vehicle: a hybrid propulsion space booster,” *Acta Astronautica*, vol. 28, pp. 99–110, 1992. 31
- [27] B. J. McBride, *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications*. NASA Lewis Research Center, 1996, vol. 2. 32
- [28] C. Nguyen and J. C. Thomas, “Performance of additively manufactured fuels for hybrid rockets,” *Aerospace*, vol. 10, no. 6, p. 500, 2023. 35, 59
- [29] M. S. Silberberg and P. Amateis, *Chemistry: The molecular nature of matter and change*. McGraw-Hill New York, 2006, vol. 4. 42
- [30] A. B. Costa, “Estudo da cristalização e comportamento térmico de parafinas como materiais de mudança de fase.” Ph.D. dissertation, Universidade de São Paulo, 2019. 42
- [31] J. P. Baptista, “Estudo sobre cera de abelha para potencial aplicação como material de mudança de fase,” Master’s thesis, Universidade de Coimbra (Portugal), 2017. 48
- [32] J. Magalhaes, *Elementos 11*. Santillana, 2008. 53
- [33] I. N. Caxiano, D. S. Bastião, R. O. dos Santos, and D. M. Prata, “Integração energética e avaliação da ecoeficiência do processo de síntese de acetato de vinila,” *XXI Encontro Nacional de Modelagem Computacional e IX Encontro de Ciência e Tecnologia de Materiais*, 2018. 53
- [34] T. Pultarova, “O próximo grande problema ambiental do mundo pode vir do espaço,” *MIT Technology Review Brasil*, 2024. 63