

UNIVERSIDADE FEDERAL DO ABC

PRÓ REITORIA DE PESQUISA - INICIAÇÃO CIENTÍFICA

Av. dos Estados, 5001, Santa Terezinha, Santo André/SP, CEP 09210-580 Bloco L, 3ºAndar,

Fone (11) 3356-7617 iniciacao@ufabc.edu.br



Projeto de Iniciação Científica submetido para avaliação no Edital: 01.2022.

Título do projeto: Estudo da Taxa de Regressão em Motores Foguetes a Propelente Híbrido Utilizando uma Ferramenta de CFD com Ênfase nos Efeitos da Combustão e da Radiação.

Palavras-chave: taxa de regressão; propulsão; foguete híbrido; simulações numéricas; combustão; radiação.

Área do conhecimento do projeto: Engenharia Aeroespacial: Propulsão Aeroespacial.

SANTO ANDRÉ - SP

2022

Sumário

1	Resumo	2
2	Introdução e Justificativa	3
2.1	Dinâmica de Fluidos Computacional	4
2.1.1	Definição	4
2.1.2	Aplicação	5
2.1.3	Malhas de Análise	5
2.2	Fundamentação Teórica	6
3	Objetivos.	7
4	Metodologia.	7
4.1	Condições de Contorno.	10
4.2	Etapas Iniciais de Simulação	11
4.2.1	Escolha do Software de Simulação	12
5	Cronograma de Atividades	12
	Referências	16

1 Resumo

O uso de ferramentas de CFD (*Computational Fluid Dynamics* - Dinâmica de Fluidos Computacional) na resolução do campo de escoamento em câmaras de combustão de motores foguetes a propelente híbrido se desenvolveu bastante nos últimos anos. Contudo, modelos abrangentes, que descrevem a complexa interação entre os múltiplos fenômenos relevantes na queima destes motores, ainda são limitados e simulações numéricas são frequentemente consideradas apenas como uma ferramenta qualitativa na determinação do campo termo-fluido-dinâmico do foguete. A presente proposta de trabalho consiste na realização de um estudo teórico da taxa de regressão de propelentes sólidos em motores foguete híbridos, relacionando-a com os principais parâmetros característicos do escoamento. Destaca-se que o objetivo do trabalho é o teste de uma ferramenta comercial de CFD para a simulação do processo de regressão, esta que resolve numericamente as equações de conservação de massa, de energia e de quantidade de movimento. Espera-se

desenvolver um modelo que consiga simular o processo de regressão em geometrias simples de câmaras de combustão de motores a propelente híbrido e aplicá-lo adicionando o efeito da combustão e da troca de calor por radiação, sendo que, uma vez validado para a geometria selecionada e condições de contorno adotadas é possível utilizar como base para geometrias mais complexas e com adição de outros fatores, como correções de erros gerados por aproximações.

2 Introdução e Justificativa

Sistemas de propulsão são responsáveis pelo processo de alteração do estado de movimento de um corpo em relação a um determinado referencial através do uso de diferentes fontes de energia, entre eles a energia química contida nas ligações moleculares, sendo que essa é a mais utilizada em motores de foguetes (1).

Motores foguetes à propulsão química podem ser divididos em três classes de acordo com a fase dos propelentes envolvidos. A primeira classe é de motores foguetes a propelente líquido, que geralmente consiste em usar dois propelentes, um oxidante e um combustível, armazenados em fase líquida, que reagem entre si na câmara de combustão. A segunda classe é de motores foguetes a propelente sólido, que utiliza os propelentes em fase sólida, armazenados na câmara de combustão. O propelente sólido possui todos os elementos químicos para uma combustão completa (2).

A terceira classe, sendo esta a classe de interesse do presente projeto, é de motores foguetes a propelente híbrido com seu modelo base exibido na Figura 1. Nesta classe, combustível e oxidante encontram-se em fases diferentes, geralmente o oxidante em fase gasosa e o combustível em fase sólida. Esses motores-foguetes possuem vantagens em relação às outras classes, como segurança na fabricação, possibilidade de controle de processo e geralmente maior impulso específico do que os motores foguete sólidos (2).

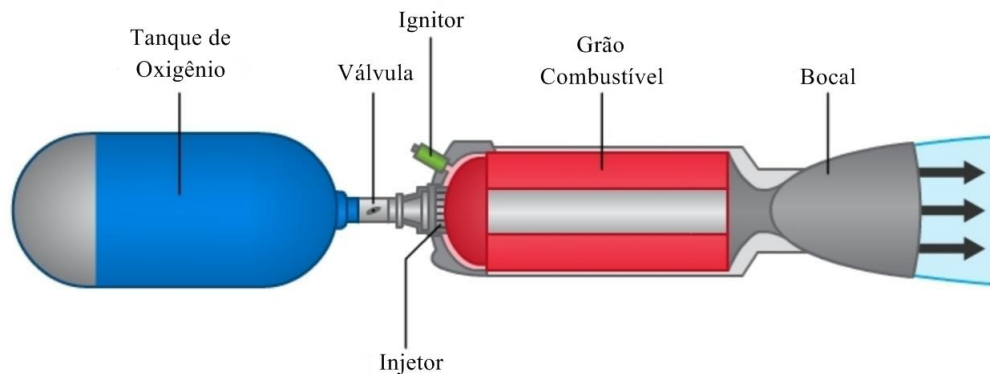


Figura 1: Modelo de motor foguete a propelente híbrido (3)

2.1 Dinâmica de Fluidos Computacional

Essa seção aborda os termos e assuntos relacionados ao tema central deste projeto, sendo criada para auxiliar no entendimento não só dos objetivos como também das atividades realizadas e conclusões.

2.1.1 Definição

A dinâmica de fluidos computacional pode ser definida como a junção de três áreas principais para a resolução de problemas e realização de testes, sendo elas: ciência da computação, matemática e engenharia, esta focando principalmente na relação de dinâmica dos fluidos (4).

Descrevendo brevemente cada setor, tem-se que a parte que corresponde à computação esta relacionada com o estudo do escoamento de fluidos utilizando simulações numéricas com rápido processamento para produzir soluções numéricas (4). A matemática envolvida no processo produz as chamadas equações governamentais, estas que são relacionadas com o processo físico a ser estudado e contam, principalmente, com o uso de derivadas parciais. Já a parte de mecânica dos fluidos diz respeito tanto a interpretação adequada do problema físico ao considerar as corretas condições do fenômeno quanto às equações governamentais que descrevem o problema analisado (4).

2.1.2 Aplicação

O interessante da simulação computacional é que o campo de atuação é praticamente ilimitado, sendo amplamente utilizado principalmente pela indústria e para pesquisas acadêmicas (4). Algumas aplicações possíveis são: testes de condições para a diminuição do coeficiente de arrasto no voo de aeronaves de forma a buscar condições mais eficientes, estudos do escoamento do sangue em corações artificiais de forma a auxiliar na engenharia biomédica, modo de dispersão de poluentes, teste de turbinas em diferentes condições e formatos de modo a se alcançar maior eficiência na indústria de geração de energia e até mesmo estudos relacionados à prática de esporte, como o desenvolvimento de equipamentos de natação e ciclismo de forma a reduzir o arrasto dos esportistas com o fluido (4).

Em resumo, tem-se que a aplicação da dinâmica de fluidos computacional em pesquisas relaciona-se com o estudo de fluidos em condições conhecidas de forma a auxiliar no desenvolvimento de equipamentos que possibilitem a execução de forma mais eficiente e também entender como o fluido interage com diferentes superfícies. Já na indústria há a possibilidade de testar materiais sem gastos com manufatura e materiais, além de testes com diferentes condições em busca de se alcançar maior eficiência antes mesmo da fabricação da componente, gerando economia para a empresa.

2.1.3 Malhas de Análise

A malha de análise consiste em dividir o corpo em unidades de tamanho menores, os chamados elementos. De modo geral, quanto mais elementos maior a acurácia da solução numérica desenvolvida, apesar de depender de outros fatores, a acurácia está fortemente relacionada com a qualidade da malha desenvolvida, pois esse passo é um dos mais importantes da etapa anterior à simulação. Dessa forma, quanto maior o número de elementos, maiores serão os custos computacionais e maior será o tempo de rotatividade de cálculo (4), produzindo resultados mais confiáveis, contudo é necessária a avaliação para que não sejam considerados elementos obsoletos por excesso. As etapas de criação de malha, tipo de malha escolhido e o motivo da escolha serão apresentados no decorrer do relatório.

2.2 Fundamentação Teórica

Diversos estudos vêm sendo desenvolvidos com o objetivo de realizar o aprimoramento e a análise de sistema de propulsão híbrida, de maneira mais específica, a análise da taxa de regressão do propelente sólido. Estes estudos, geralmente, possuem como base as teorias clássicas de análise da camada limite e foram desenvolvidos por Marxman e Majdalani e Vyas (5). De forma geral, é utilizada uma correlação simplificada, apresentada na Equação 1, na qual a taxa de regressão instantânea local é uma função do fluxo de massa local do oxidante, G , e da distância axial da porta, x , no formato da lei de potência.

$$\dot{r} = aG^n x^m \quad (1)$$

Na Equação 1, \dot{r} é a taxa de regressão, a é um coeficiente que pode assumir valor constante para uma dada combinação dos propelentes, G é o fluxo de massa específico do oxidante e os expoentes n e m são números que no modelo clássico possuíam valores, determinados experimentalmente, de 0.8 e -0.2, respectivamente (6).

Chiaverini et al (5) desenvolveram experimentalmente estudos semelhantes aos de Marxman e adicionaram outros fatores para sua análise, sendo que um deles foi o citado fluxo radiativo. Motivados por este trabalho, Sankaran and Merkle (7), aplicaram a esse estudo o modelo bidimensional de RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*, esta utilizada para descrever o escoamento bidimensional e incompressível na camada limite turbulenta), que desenvolveram para o gás oxigênio como oxidante e o HTPB (*hydroxyl-terminated polybutadiene*) como combustível. Trataram dos limites das fases sólida e gasosa com balanços de massa e energia na interface, a taxa de regressão de combustível foi obtida implicitamente como parte da solução do campo de fluxo e adicionaram os efeitos da radiação térmica, calibrados de modo a seguir o modelo proposto por Chiaverini et al (5).

Modelos clássicos podem promover a análise qualitativa das tendências do processo, todavia por serem modelos simplificados são inadequados para o fornecimento de dados quantitativos, sendo assim não podem ser usados para otimização do motor. Buscando resultados quantitativos, Arif et al. (6) realizaram estudos voltados para modelagem matemática da taxa de regressão, onde é considerado, juntamente com os termos citados anteriormente, o comprimento do grão de combustível, o erro relativo à taxa de regressão,

o erro relativo ao tempo de queima e os erros relativo ao diâmetro inicial e final da porta no motor de foguete híbrido.

Nessa linha, tem-se experimentos que utilizam oxigênio gasoso e HTPB, como é o caso de Favaro et al. (8), onde é mostrado o efeito causado pela presença de oxigênio na superfície do combustível, analisando a decomposição térmica do combustível sólido. Além disso, experimentos que juntamente com o HTPB também utilizam o HDPE (*high-density polyethylene*), como o estudo realizado por Lazzarin et al. (9), que realizaram as análises da taxa de regressão por meio de simulações em CFD.

Como alternativa para os combustíveis citados anteriormente, tem-se a parafina, sendo que cresce constantemente os estudos relacionados a este combustível. Como por exemplo, o estudo experimental realizado por Liu et al. (10) e os estudos realizados por Ismail et al. (11) que desenvolveram um estudo teórico utilizando uma ferramenta de CFD para analisar a taxa de regressão em motores foguetes a propelentes híbridos.

Em cada etapa das simulações citadas as malhas criadas foram refinadas, buscando a convergência do fluxo de calor analisado através da comparação em termos de pressão na câmara de combustão e fluxo de calor nas paredes.

3 Objetivos

A presente proposta de trabalho consiste na continuação de um estudo teórico da taxa de regressão de propelentes sólidos em motores foguete híbridos iniciado no Edital 01.2020 de Iniciação Científica da Universidade Federal do ABC. O principal objetivo é testar uma ferramenta comercial de CFD - ANSYS - para simular o escoamento na câmara de combustão de um motor foguete híbrido, visando relacionar a taxa de regressão, analisada de forma simplificada anteriormente, com outros fatores como o uso de modelos turbulentos do tipo $\kappa - \epsilon$ e com escoamento reativo (com combustão).

4 Metodologia

Neste projeto será estudado o combustível sólido parafina e o oxidante será o oxigênio gasoso. Para o estudo teórico da taxa de regressão do combustível sólido serão realizadas simulações utilizando o software Ansys-Fluent para simular o escoamento na câmara de combustão e o Fusion 360, sendo que para simular o escoamento na câmara de combustão

serão consideradas taxas de fluxo de massa predefinidas de oxidante e calculando a taxa de fluxo de massa de combustível em função do fluxo de calor da parede.

Destaca-se que, em primeira aproximação, será desprezado o fluxo de calor radiativo de acordo com diversas literaturas, como em (12) e (11), mas considerando o fluxo de calor tanto por condução como por convecção. Destaca-se que esse fator pode ser acrescentado ao fim do processo de análise considerando somente a combustão no escoamento reativo. Como, por exemplo, a equação principal para a taxa de regressão utilizada para o desenvolvimento do trabalho realizado por Ismail et al. (11) é dada por:

$$\dot{r} = \frac{\dot{q}_{parede}}{\rho_c \cdot h_v} \quad (2)$$

Sendo \dot{q}_{parede} o fluxo de calor por condução, ρ_c a densidade do grão combustível e h_v o calor de decomposição do combustível.

Além disso, tem-se que as condições que viabilizam esse estudo são abordados nas simulações são descritas por Sutton et al (13), Banno *et. al.* (14), Mahottamananda *et. al.* (15) e Ismail et al. (11), ou seja, deve-se considerar o seguinte modelo simplificado e as seguintes características para o combustível:

1. Composição homogênea do fluido;
2. Será considerado apenas o estado gasoso dos componentes;
3. O fluido obedece à Lei dos Gases Ideais;
4. O comportamento do fluido se dá de forma adiabática;
5. O fluxo é contínuo;
6. Vazão do propulsor é constante;
7. A velocidade, pressão, temperatura e densidade do gás são uniformes em qualquer seção normal ao eixo do bocal;
8. Escoamento reativo considerando os efeitos da combustão;
9. Temperatura de entrada de oxigênio gasoso 300 K;
10. Pressão manométrica nula entre os pontos de entrada e saída;

11. Temperatura de pirólise da parafina valor 673 K,
12. Modelo de turbulência $k - \epsilon$.

As literaturas que servirão de base para comparação dos resultados obtidos neste projeto são, principalmente, Ismail et al. (11) e Liu et al. (10), um para validar o modelo computacional desenvolvido e o outro para a validação do projeto com relação aos resultados obtidos em laboratório, para isso também serão criadas, com o uso do Fusion 360 (16), as geometrias simplificadas apresentadas nos trabalhos destacados. Para a confecção da malha, tem-se que o trabalho seguirá o modelo abordado por Tian H. (17), levando em consideração a simetria adotada além de um estudo de convergência, também realizado por Lazzarin et al. (9).

Após a quarta etapa do projeto, tem-se como foco adicionar melhorias às simulações, sendo elas baseadas no modelo inicial descrito por Chiaverini et al (5), no qual é acrescido, na análise do escoamento, os efeitos do fluxo radioativo, tendo os modelos matemáticos de Sankaran and Merkle (7) como literatura de apoio, além do trabalho realizado por Lazzarin et al. (9) e Ismail et al. (11).

A metodologia para a execução deste projeto está dividida em 6 etapas, são elas:

1. Primeira Etapa:
 - a. Revisão bibliográfica;
 - b. Estudo do equacionamento do escoamento e da taxa de regressão;
2. Segunda Etapa:
 - a. Familiarização com o software de análise (ANSYS - Fluent) envolvendo processos reativos;
3. Terceira Etapa:
 - a. Desenvolvimento das duas geometrias simples do motor foguete híbrido com escoamento interno;
 - b. Desenvolvimento da malha de análise e estudo de convergência;
4. Quarta Etapa:
 - a. Realização das simulações;

- b. Análise dos resultados e comparação com dados de simulação e experimentais da literatura;
- 5. Quinta etapa:
 - a. Acréscimo dos efeitos radioativos
 - b. Comparações considerando a taxa de regressão desprezando e levando em conta o efeito da radiação;
 - c. Nova análise dos resultados e comparação com dados de simulação e experimentais da literatura;
- 6. Sexta Etapa:
 - a. Escrita do relatório final.

4.1 Condições de Contorno

Sendo o principal objetivo deste trabalho testar uma ferramenta comercial de CFD (ANSYS) para simular o escoamento na câmara de combustão de um motor foguete híbrido, visando relacionar a taxa de regressão com os outros parâmetros envolvidos na simulação do escoamento, as condições que viabilizam esse estudo através das simulações são descritas por Sutton et al (13), Banno *et. al.* (14) e Mahottamananda *et. al.* (15), ou seja, deve-se considerar o seguinte modelo simplificado e as seguintes características para o combustível:

- 1. Composição homogênea do fluido;
- 2. Fases sólidas e líquidas adicionam uma quantidade de massa desprezível ao sistema, ou seja, será considerado apenas o estado gasoso dos componentes;
- 3. O fluido obedece à Lei dos Gases Ideais;
- 4. O comportamento do fluido se dá de forma adiabática;
- 5. O fluxo é contínuo;
- 6. Vazão do propulsor é constante;

7. Não serão considerados os efeitos transitórios, ou seja, início e fim do escoamento são considerados de curta duração;
8. Escoamento laminar de todos os gases na saída do bocal do foguete;
9. A velocidade, pressão, temperatura e densidade do gás são uniformes em qualquer seção normal ao eixo do bocal;
10. Escoamento reativo considerando os efeitos da combustão;
11. Temperatura de entrada de oxigênio gasoso 300 K;
12. Pressão manométrica nula entre os pontos de entrada e saída;
13. Temperatura de pirólise da parafina valor 673 K;
14. Modelo de turbulência $k - \epsilon$,
15. Dentro da câmara de combustão anterior o equilíbrio químico é estabelecido e a composição do gás não muda no bocal.

4.2 Etapas Iniciais de Simulação

De forma geral, a simulação computacional pode ser desenvolvida em seis etapas, sendo elas (18):

1. Definição dos objetivos
 - 1.1 Determinação das condições de contorno e considerações necessárias para a simplificação do problema.
2. Criação do Sólido
 - 2.1 Essa fase incluir não só a criação da geometria, mas também a sua simplificação através da simetria.
3. Criação da malha
 - 3.1 Processo explicado na seção 2.1.3.
4. Configuração da simulação

4.1 Esta que consiste em acrescentar os materiais no sólido criado e inserir no software as condições de contorno e simplificações determinadas;

5. Cálculo da solução.

6. Análise dos resultados

6.1 Comparação com os dados apresentados pela literatura base e definição das conclusões a partir do resultados computacionais.

4.2.1 Escolha do Software de Simulação

Para o presente projeto foi escolhido o software da ANSYS - Fluent, pois este foi amplamente validado e apresenta diversas aplicações para a análise e estudos de problemas que envolvem os fenômenos de fluidos (19). Como pontos de destaque o Fluent tem: interface amigável e intuitiva, fluxo de trabalho simplificado e capacidade paralela que permite a criação de malhas e resolução do problema (19).

5 Cronograma de Atividades

As etapas descritas a seguir são as determinadas visando o melhor desenvolvimento de projeto. Conforme o esperado, até a entrega do Relatório Parcial as etapas de 1 a 3 foram executadas, sendo que o restante será desenvolvido até o entrega do Relatório Final, etapas de 4 a 6.

1. Primeira Etapa:

- a. Revisão bibliográfica;
- b. Estudo do equacionamento de escoamento reativo;
- c. Estudo do equacionamento de escoamentos turbulentos;

2. Segunda Etapa:

- a. Familiarização com a modelagem de escoamento reativo no software de análise (ANSYS - Fluent);

3. Terceira Etapa:

- a. Modelagem das geometrias do motor foguete híbrido com escoamento interno destacado;
4. Quarta Etapa:
 - a. Criação da Malha;
 - b. Refinamento da Malha e Realização das simulações;
 - c. Análise dos resultados e comparação com dados de simulação e experimentais da literatura;
 5. Quinta etapa:
 - a. Definição de melhorias a serem introduzidas na simulação;
 - b. Novas simulações adotando as melhorias;
 - c. Nova análise dos resultados e comparação com dados de simulação e experimentais da literatura;
 6. Sexta Etapa:
 - a. Escrita do relatório final;

Para a melhor visualização, tem-se a Tabela 1, onde é exibido o cronograma previsto para a realização deste projeto.

Etapas	Meses											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x
2			x	x	x	x						
3			x	x	x	x	x	x	x	x		
4						x	x	x	x	x		
5									x	x	x	x
6	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x

Tabela 1: Cronograma das atividades.

Referências

- 1 INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **PROPULSÃO**. Data de Acesso: 24 mar. 2020. INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS, INPE. 2018. Disponível em:
<<http://www.lcp.inpe.br/linhas-pesquisa/propulsao/#topo>>.
- 2 SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **ROCKET PROPULSION ELEMENTS**. [S.l.]: JOHN WILEY SONS, INC., Edição 7. 2001.
- 3 SCIENCE LEARNING HUB. **TYPES OF CHEMICAL ROCKET ENGINES**. Data de Acesso: 24 mar. 2020. SCIENCE LEARNING HUB. 2011. Disponível em:
<<https://www.sciencelearn.org.nz/resources/393-types-of-chemical-rocket-engines>>.
- 4 TU, J.; YEOH, G. H.; LIU, C. **COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS - A PRACTICAL APPROACH**. [S.l.]: BUTTERWORTH-HEINEMANN, 3^a Ed.
- 5 CHIAVERINI, M. J.; KOU, K. K. **FUNDAMENTALS OF HYBRID ROCKET COMBUSTION AND PROPULSION**. [S.l.]: AMERICAN INSTITUTE OF ASTRONAUTICS e AERONAUTICS, Inc., Volume 218.
- 6 KARABEYOGLU, M. A.; CANTWELL, B. J.; ZILLIAC, G. **DEVELOPMENT OF SCALABLE SPACE-TIME AVERAGED REGRESSION RATE EXPRESSIONS FOR HYBRID ROCKETS**. [S.l.]: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE EXHIBIT, 2005.
- 7 SANKARAN, V.; MERKLE, C. L. **ANALYSIS OF PRECONDITIONING METHODS FOR THE EULER AND NAVIER-STOKES EQUATIONS**. [S.l.]: VON KARMAN INST. LECTURE SERIES, VKI LS 1999-03, RHODE SAINT-GENESE, mac. 1999.
- 8 FAVARÓ, F. M. et al. **SOLID FUEL REGRESSION RATE MODELING FOR HYBRID ROCKETS**. [S.l.]: EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS e SPACE SCIENCES (EUCASS), 2013.

- 9 LAZZARIN, M. et al. **CFD SIMULATION OF REGRESSION RATE IN HYBRID ROCKETS**. [S.l.]: JOURNAL OF PROPULSION e POWER, 2013.
- 10 LIU, L. et al. **REGRESSION RATE OF PARAFFIN-BASED FUELS IN HYBRID ROCKET MOTOR**. [S.l.]: Aerospace Science e Technology 107 (2020) 106269.
- 11 ISMAIL, I. et al. **MODELLING OF HYBRID ROCKET FLOW-FIELDS WITH COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS**. [S.l.]: CFD Letters 14, Issue 3 (2022) 53-67.
- 12 CARMICINO, C. **HYBRID ROCKET TECHNOLOGY AND RELATED ANALYSIS METHODOLOGIES**. [S.l.]: PRINTED EDITION OF THE SPECIAL ISSUE PUBLISHED IN AEROSPACE, 2020.
- 13 SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **ROCKET PROPULSION ELEMENTS**. [S.l.]: JOHN WILEY SONS, INC., Edição 9. 2017.
- 14 BANNO, A. et al. **INFLUENCE OF HEATING RATE ON PYROLYSIS PROCESS OF PARAFFIN OIL FOR ROCKET FUEL**. [S.l.]: 8TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS e SPACE SCIENCES (EUCASS), DOI: 10.13009/EUCASS2019-618, 2019.
- 15 MAHOTTAMANANDA, S. N.; KADIRESH, P. N. **MECHANICAL CHARACTERISTICS OF PARAFFIN WAX-HTPB BASED HYBRID ROCKET FUEL**. [S.l.]: DOI: 10.1007/978-981-15-4756-0₉, 2020.
- 16 FUSION 360, LEARN SUPPORT. [S.l.: s.n.], 2020.
- 17 TIAN, H.; GUO, Y.; WANG, P. **COMBUSTION CHARACTERISTICS OF HYBRID ROCKET MOTOR WITH SEGMENTED GRAIN**. [S.l.]: H. TIAN ET AL./AEROSPACE SCIENCE e TECHNOLOGY, 2015.
- 18 ESSS. **PROCESSO DE SIMULAÇÃO FLUIDODINÂMICA (CFD)**. Data de Acesso: 07 mar. 2022. ESSS. 2016. Disponível em: <<https://www.esss.co/blog/processo-de-simulacao-fluidodinamica-cfd/>>.
- 19 ANSYS. **ANSYS FLUENT HELPS MAKE BETTER, FASTER DECISIONS THROUGH INNOVATION**. Data de Acesso: 06 mar. 2022. ANSYS, Inc. Disponível em: <<https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent>>.

- 20 ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. **FLUID MECHANICS - FUNDAMENTALS AND APPLICATIONS**. [S.l.]: MCGRAW-HILL, 3^a Ed.
- 21 HAMI, A. E.; RADI, B. **FLUID-STRUCTURE INTERACTIONS AND UNCERTAINTIES - ANSYS AND FLUENT TOOLS**. [S.l.]: ISTE LTD e JOHN WILEY SONS, INC., 6^a Ed.
- 22 ANSYS. **ANSYS FLUENT USER'S GUIDE**. [S.l.]: 2018 ANSYS, INC, 19.2.
- 23 SPORSCHILL, G. **NUMERICAL APPROACH OF A HYBRID ROCKET ENGINE BEHAVIOUR - MODELLING THE LIQUID OXIDIZER INJECTION USING A LAGRANGIAN SOLVER**. [S.l.]: ONERA - MULTI-PHYSICS FOR ENERGETICS DEPARTMENT, 2017.
- 24 HUI, T.; YIJIE, L.; PENG, Z. **TRANSIENT SIMULATION OF REGRESSION RATE ON THRUST REGULATION PROCESS IN HYBRID ROCKET MOTOR**. [S.l.]: CHINESE JOURNAL OF AERONAUTICS, 27(6): 1343–1351, 2014.
- 25 MAZZETTI, A. **NUMERICAL MODELING AND SIMULATIONS OF COMBUSTION PROCESSES IN HYBRID ROCKET ENGINES**. [S.l.]: POLITECNICO DI MILANO - MATHEMATICS DEPARTMENT "F. BRIOSCHI- DOCTORAL PROGRAMME IN MATHEMATICAL MODELS e METHODS IN ENGINEERING, 2013.
- 26 ANSYS, INC, THEORY REFERENCE: FLUID FLOW. [S.l.: s.n.], 2003.
- 27 ZILLIAC, G.; A., KARABEYOGLU. **HYBRID ROCKET FUEL REGRESSION RATE DATA AND MODELING**. [S.l.]: 42ND AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE EXHIBIT 9-12 JULY 2006, SACRAMENTO, CALIFORNIA.