



**Fundação Universidade Federal do ABC**

**Pró Reitoria de Pesquisa**

Av. dos Estados, 5001, Santa Terezinha, Santo André/SP, CEP: 09210-518

Bloco L, 3º Andar, Fone (11) 3356-7617

[iniciacao@ufabc.edu.br](mailto:iniciacao@ufabc.edu.br)

Projeto de Iniciação Científica submetido  
para avaliação no Edital: (1/2022)

**Título do Projeto:** Simulação 6 DOF de um foguete de sondagem não guiado com o Matlab/Simulink®

**Palavras-chave do projeto:** Simulação de voo, Foguete de sondagem não guiado, Simulink, *Open Rocket*, 6 graus de liberdade, Estabilidade dinâmica de um foguete.

**Área do conhecimento do projeto:** Engenharia Aeroespacial

# Resumo

Os foguetes de sondagem não guiados são veículos espaciais que embarcam experimentos científicos e/ou sensores que tem por finalidade coletar dados durante sua trajetória e também são denominados foguetes sub-orbitais. Tais foguetes não possuem controle ativo e podem ultrapassar a atmosfera terrestre, mas não possuem energia suficiente para colocar um satélite em órbita.

É fundamental que os parâmetros relativos ao voo sejam devidamente analisados em seu projeto preliminar. Tais parâmetros estão diretamente relacionados com a análise da estabilidade do veículo durante o voo. Por consequência, esses fatores são críticos no que tange a missão do veículo espacial, uma vez que um foguete instável pode facilmente sair de sua rota programada.

O software de simulação de voo *Open Rocket* é um projeto de código aberto desenvolvido por Sampo Niskanen amplamente usado por entusiastas e equipes de foguetemodelismo no âmbito universitário. No entanto, o mesmo apresenta algumas limitações frente a sua documentação que não especifica os cálculos de parâmetros críticos para a estabilidade do foguete durante sua trajetória de voo. Em complemento, o software também não calcula os dados relativos à estabilidade dinâmica, este relacionado às correções que o sistema dará às perturbações durante a sua trajetória.

Sendo assim o presente projeto de pesquisa tem por finalidade elaborar um algoritmo para simular o voo de um foguete com 6 graus de liberdade no Matlab/ Simulink e posteriormente compará-lo com o *Open Rocket*. Tal abordagem permitirá mapear as limitações de ambos os softwares e documentá-las para suprir a demanda existente, assim como simular os parâmetros relacionados à estabilidade dinâmica.

# Sumário

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>1</b>
1.1	Softwares de simulação de voo . . . . .	3
<b>2</b>	<b>Objetivos</b>	<b>6</b>
<b>3</b>	<b>Metodologia</b>	<b>7</b>
3.1	Atividades a Serem Desenvolvidas . . . . .	14
3.2	Cronograma . . . . .	15
3.3	Materiais a Serem Utilizados . . . . .	15
3.4	Trabalhos Futuros . . . . .	16
	<b>Referências</b>	<b>17</b>

# 1 Introdução

A exploração espacial é um dos fatos mais marcantes do século XX, pois através da mesma, surgiu uma nova perspectiva para a humanidade. Esta por sua vez, trouxe diversos avanços ao desenvolvimento científico e tecnológico. Dentre tais avanços, destacam-se os estudos da atmosfera, uma vez que é possível observá-la de uma perspectiva global, a descoberta de novos recursos, assim como a expansão da fronteira da humanidade [Sellers et al., 2000].

Desde 1957, a partir do lançamento da Sputnik, primeiro satélite artificial lançado em órbita pela então União Soviética (URSS) o foguetemodelismo, um hobby que consiste em projetar, construir e lançar um foguete, tornou-se popular pelos entusiastas da área [Guerrero et al., 2018].

Os modelos de foguetes variam entre si por sua forma, tamanho, massa, potência, dentre outras características. Nesse contexto se encontram os foguetes de sondagem não guiados. São veículos espaciais que embarcam experimentos científicos e/ou sensores que tem por finalidade coletar dados durante sua trajetória e também são denominados foguetes sub-orbitais [Motta Silva, 2015]. Tais foguetes não possuem controle ativo e podem ultrapassar a atmosfera terrestre, mas não possuem energia suficiente para colocar um satélite em órbita.

O modelo em questão também é amplamente utilizado por empresas e agências espaciais, com a finalidade de testar os sistemas que integram um foguete em menor escala. Esses veículos são uma alternativa atraente em relação a custos e são altamente eficientes para algumas finalidades, como experimentos científicos em baixas altitudes, região onde não há a possibilidade do uso de um satélite [NASA, 2017].

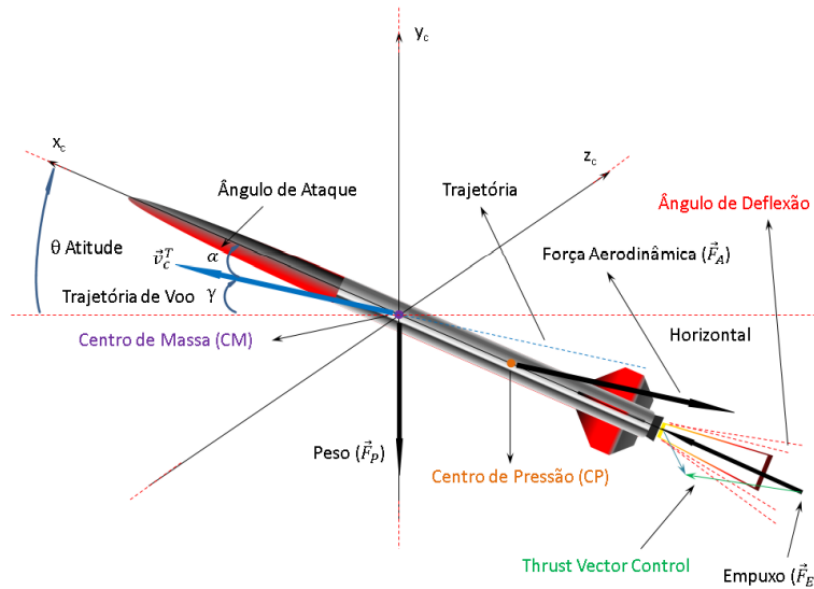
Para alguns casos, o foguete de sondagem não guiado se enquadra na categoria denominada de foguete de alta potência (*High-power rocketry*). Os critérios para tal classificação são estabelecidos pela *National Fire Protection Association* (NFPA), a qual define como tendo a massa total acima de 1,5 Kg, com um ou mais motores possuindo 0,125 Kg de propelente, sendo esse capaz de gerar um impulso total de 160 N/s [Guerrero et al., 2018].

É de extrema importância simular e avaliar os parâmetros considerados críticos para o voo de um foguete. São eles a altitude, velocidade, forças atuantes: gravitacionais, propulsivas e aerodinâmicas e seus impactos. Esses, diretamente relacionados com a análise da estabilidade do veículo durante o voo. Tais fatores são críticos para a missão do veículo espacial, uma vez que um foguete de alta potência instável pode facilmente sair de sua rota programada e comprometer a segurança das pessoas

envolvidas no lançamento.

Para analisar os parâmetros supracitados, faz-se necessário identificar as forças atuantes em um foguete durante sua trajetória. A Figura 1 mostra o diagrama de corpo livre de um foguete de sondagem não guiado de alta potência.

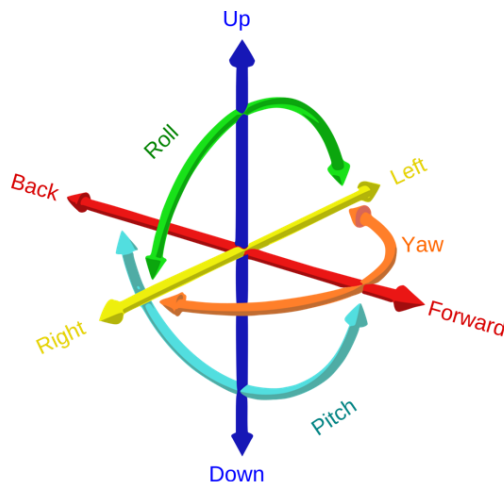
Figura 1: Diagrama de corpo livre de um foguete



Fonte: Mahler et al., s.d.

A simulação de dinâmica de voo com 6 graus de liberdade denominada 6 DOF (*Degree of Freedom*), possibilita analisar as forças e momentos atuantes. A Figura 2 ilustra os 6 graus, sendo 3 relacionados à translação e 3 à rotação.

Figura 2: Representações dos movimentos de rotação e translação



Fonte: Wikipedia, 2021.

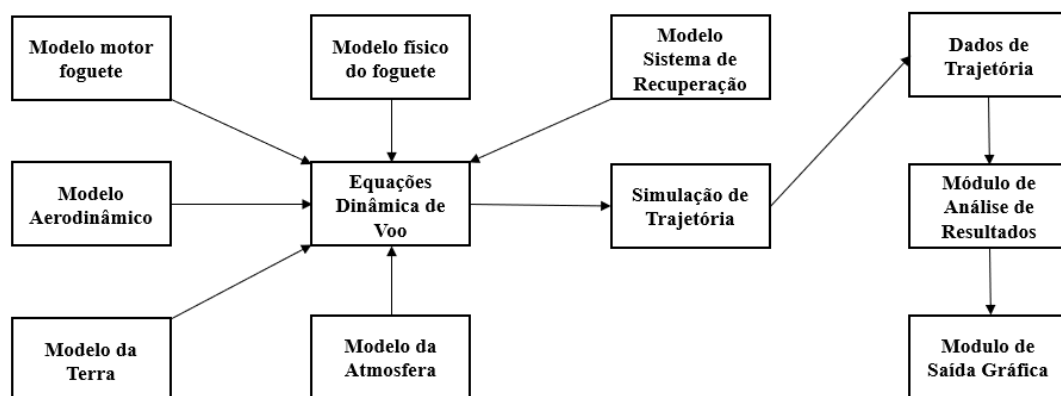
Os movimentos de rotação *Roll*, *Pitch* e *Yaw* correspondem aos movimentos de rolagem, arfagem

e guinada respectivamente.

Com base nas equações de movimento, obtidas através da aplicação da dinâmica Newtoniana, é possível estabelecer um modelo matemático que integra todos os parâmetros relacionados ao voo de um foguete. Além das equações de movimento, estão também relacionados ao voo: a atmosfera terrestre, a geometria do veículo espacial e o modelo da terra [Chowdhury et al., 2011].

A geometria do foguete é de fundamental importância para a simulação, pois através dela é possível analisar a interação da estrutura com a atmosfera e consequentemente seu modelo aerodinâmico. Além disso, os parâmetros como centro de gravidade, pressão e momentos são definidos pela geometria e distribuição de massa do foguete. A integração do modelo em questão é exemplificada no diagrama contido na Figura 3.

Figura 3: Fluxo de informação do modelo matemático de uma simulação



**Fonte:** Adaptado de Chowdhury et al., 2011.

Conforme ilustra a Figura 3, todos os parâmetros são integrados por um simulador (solução numérica) e a partir das entradas relacionadas às condições de lançamento e geometria do foguete, gera-se uma base de dados, que são analisados e dão aos envolvidos uma perspectiva de resposta do sistema que posteriormente será avaliada.

## 1.1 Softwares de simulação de voo

Para verificar os parâmetros de voo de um foguete de sondagem não guiado, há duas opções de simuladores disponíveis: o *Open Rocket* e o *RockSim* [Fossey, 2003]. O último é um software proprietário que possui um custo significativo, tornando-se em muitos casos, uma alternativa inviável.

O *Open Rocket* (ou *Open Source*) é um projeto de código aberto desenvolvido por Sampo Niskanen [Niskanen, 2013] como uma alternativa ao *RockSim*. O software em questão teve também como motivação para o seu desenvolvimento uma extensiva documentação que traz um maior entendimento sobre os parâmetros que envolvem o voo de um foguete. Em complemento, o mesmo também fornece uma interface gráfica para tornar o software intuitivo aos seus usuários.

O *Open Rocket* é amplamente usado por equipes universitárias para projetar e simular seus foguetes. Para algumas categorias de voo, os parâmetros críticos dados pelo software apresentam acurácia satisfatória. Para fazer uma simulação no *Open Rocket* é preciso ter um modelo de foguete definido. A massa é determinada pelo volume do veículo projetado e a densidade dos materiais constituintes [Niskanen, 2013]. O centro de pressão é definido pelo método de Barrowman, o qual se baseia nas dimensões geométricas do modelo [Barrowman, 1970].

O *Open Source* faz simulações do regime subsônico ao supersônico, mas apresenta uma limitação para o regime transônico. Tal limitação se dá pela interpolação dos valores de velocidade do regime em questão, já que o software utiliza funções de interpolação para determinar as propriedades do fluxo. O *Open Rocket* usa as seguintes abordagens para as simulações [Pinto, 2017]:

- O arrasto calculado vem de 2 fontes: arrasto de fricção e arrasto de distribuição de pressão (corpo, parasita e arrasto de pressão de base);
- O modelo de atmosfera é o *International Standard Atmosphere* (ISA);
- Toda a camada limite na superfície do foguete é dada como turbulenta, dado que o erro ao calcular a altitude (apogeu) é inferior a 5%;
- O vento é modelado e determinado somando uma velocidade constante ao longo da altitude com uma média zero aleatória velocidade de turbulência;
- O modelo da Terra Plana é utilizado e os efeitos de Coriolis são ignorados;
- Os efeitos da umidade são ignorados, pois a diferença na densidade do ar e na velocidade do som entre o ar seco e saturado é inferior a 1%.

O *Open Source* precisa também de outros parâmetros como as condições de lançamento para realizar as simulações. No entanto, o software apresenta algumas limitações frente a sua documentação

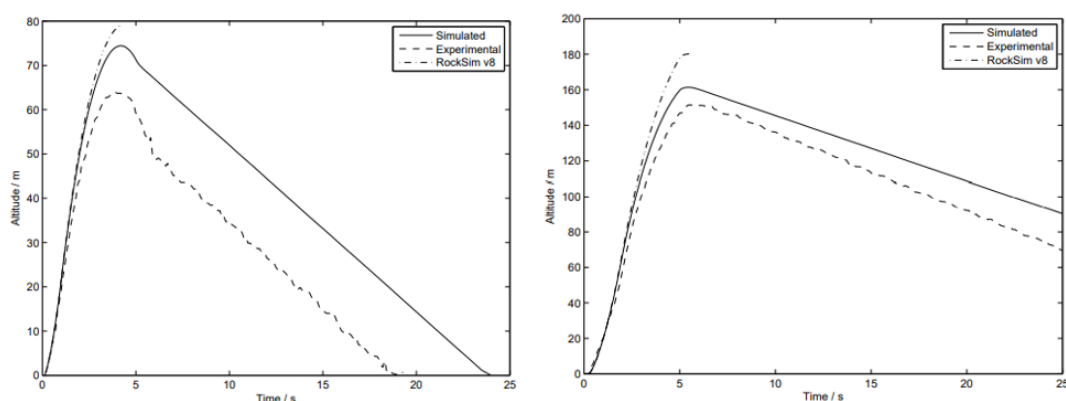
e parâmetros de voo que são de fundamental importância para a estabilidade do foguete durante sua trajetória de voo.

Ao exemplo do cálculo dos momentos de inércia, o parâmetro em questão tem apenas uma indicação de como são calculados em sua documentação, não mostrando o sistema de referências adotado e quais hipóteses foram utilizadas para a determinação dos mesmos. Tal abordagem dificulta a análise dos resultados obtidos, uma vez que tais hipóteses são de fundamental importância para a interpretação dos dados.

Em relação aos critérios de estabilidade, o *Open Rocket* não oferece os parâmetros relacionados à estabilidade dinâmica. Embora haja a possibilidade de inserir tal informação no software, a abordagem em questão torna-se crítica, uma vez que para o cálculo da estabilidade dinâmica, suas variáveis dependem de outros parâmetros que também não estão especificados em sua documentação.

Outro fator crítico que o software apresenta é a validação da sua simulação com um modelo experimental baseado em um foguete que não se enquadra na classificação de um foguete de alta potência. A validação compara os valores teóricos do *Open Rocket* e do *RockSim* com o voo experimental, sendo ambos superestimados. No entanto os valores para o Open Source obtiveram um menor erro percentual em relação aos dados experimentais [Niskanen, 2013]. A Figura 4 apresenta um comparativo entre as simulações.

Figura 4: Comparação entre as simulações dos software *Open Rocket* e *RockSim* e um voo experimental



**Fonte:** Niskanen, 2013.

A figura da esquerda representa os dados do foguete com um motor da classe B4-4 e a da direita com um motor da classe C6-3. Vale ressaltar que os dados relativos a um foguete de alta potência não são apresentados em [Niskanen, 2013] e o autor deixa em aberto o trabalho para posteriores desenvolvimentos.



A presente proposta se justifica em primeira instância pela demanda atual de um simulador 6 DOF que auxiliará no projeto de foguetes de alta potência, com ênfase para as equipes universitárias de foguetemodelismo. Tais equipes tem por finalidade proporcionar uma experiência real com projetos de engenharia aos alunos e consequentemente, o seu desenvolvimento profissional.

Os projetos desenvolvidos são submetidos a competições, tanto nacionais como internacionais com a finalidade de reunir as principais universidades do ramo e fazer um intercâmbio tecnológico. Tais competições, ao exemplo da *SpacePort America Cup*, possuem categorias nas quais todos os projetos envolvidos são foguetes de alta potência.

É de fundamental importância que os projetos estejam com sua fundamentação teórica bem consolidada em relação aos parâmetros críticos relacionados ao voo de um foguete. Tal abordagem auxilia no desenvolvimento de projetos e consequentemente, novas tecnologias que poderão ser implementadas e potencializar a participação das equipes nacionais frente ao intercâmbio tecnológico.

A estabilidade dinâmica é de fundamental importância para o voo de um foguete, uma vez que os foguetes da categoria em questão não possuem controle ativo. Sendo assim, ao desenvolver um simulador que inclua tais parâmetros, será possível prever se o sistema projetado responderá de maneira satisfatória às perturbações que o foguete pode sofrer durante o voo e consequentemente, garantir tanto que o foguete atingirá sua missão de maneira satisfatória, quanto ao critério de segurança dos envolvidos. Os parâmetros em questão também são fundamentais para um sistema de controle, que é proposto como projeto futuro.

Por fim, o projeto também torna-se relevante no critério de documentação dos parâmetros críticos para o voo de um foguete. Tal fato não somente supre a demanda com relação aos critérios de estabilidade, como também tem relação direta com o desenvolvimento dos alunos e entusiastas para uma análise crítica dos resultados obtidos através das simulações.

## 2 Objetivos

O presente projeto tem por objetivo geral a elaboração de um algoritmo no Matlab/Simulink para simular os parâmetros relacionados ao voo de um foguete de sondagem não guiado de alta potência. Os objetivos específicos são:

- Avaliação das capacidades de modelos em Simulink;

- Comparação dos dados de simulação do Simulink com o Open Rocket para validação do modelo apresentado;
- Documentação extensiva dos parâmetros relacionados ao voo.

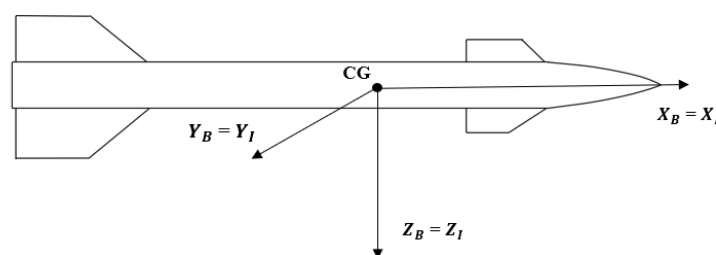
### 3 Metodologia

A fim de atingir os objetivos, propõe-se como metodologia uma revisão bibliográfica ampla sobre simulações com 6 graus de liberdade e modelagem do vento e análise dos manuais do *Open Rocket* e *Missile Datcom* - algoritmo que será utilizado para a definição dos coeficientes aerodinâmicos. Por fim, faz-se necessária também a fundamentação teórica sobre os blocos de simulação utilizados para a modelagem dos parâmetros de voo no Simulink.

Após essa revisão e fundamentação, propõe-se um estudo de caso com o foguete projetado pela UFABC Rocket Design, equipe que desenvolve foguete no âmbito universitário na universidade federal do ABC. Sendo este idealizado para um apogeu de 3 km de altitude com um motor de alta potência. Os parâmetros que caracterizam e descrevem a geometria, massa e as condições de lançamento a serem aplicadas serão programados no Open Rocket e Simulink.

Para as simulações 6 DOF de um foguete de sondagem não guiado de alta potência, utiliza-se as equações de movimento relacionadas a translação e rotação do foguete. Adotando um sistema de coordenadas, tem-se que a origem do Sistema Corpo (SI) está no centro de massa instantâneo do foguete e o eixo  $X_B$  aponta para frente, na direção da coifa. Os eixos  $Y_B$  e  $Z_B$  são perpendiculares ao eixo  $X_B$ , fixos em relação ao corpo do foguete. O Sistema Inercial (SB), cuja origem está sobre a Terra passa imediatamente abaixo do Centro de Massa do foguete no instante de lançamento. A Figura 5 ilustra o sistemas Inercial e Corpo.

Figura 5: Sistemas de coordenadas Inercial e Corpo



**Fonte:** Autor.

O movimento de translação é dado por:

$$\vec{F} = m \cdot \dot{\vec{V}} = m \cdot (\vec{\dot{V}} + \vec{\omega} \times \vec{V}) \quad (1)$$

Sendo:

$\vec{V}$ : velocidade do corpo em relação ao Inercial, expressa no Sistema do Corpo;

$\vec{\dot{V}}$ : derivada do vetor  $\vec{V}$  no referencial do corpo;

$\dot{\vec{V}}$ : derivada do vetor  $\vec{V}$  no referencial inercial;

$\vec{\omega}$ : Velocidade angular do corpo em relação ao Inercial, expressa no referencial do corpo;

$m$ : Massa do corpo.

Para o movimento de rotação, o vetor de momento angular de um corpo em rotação é dado por 2.

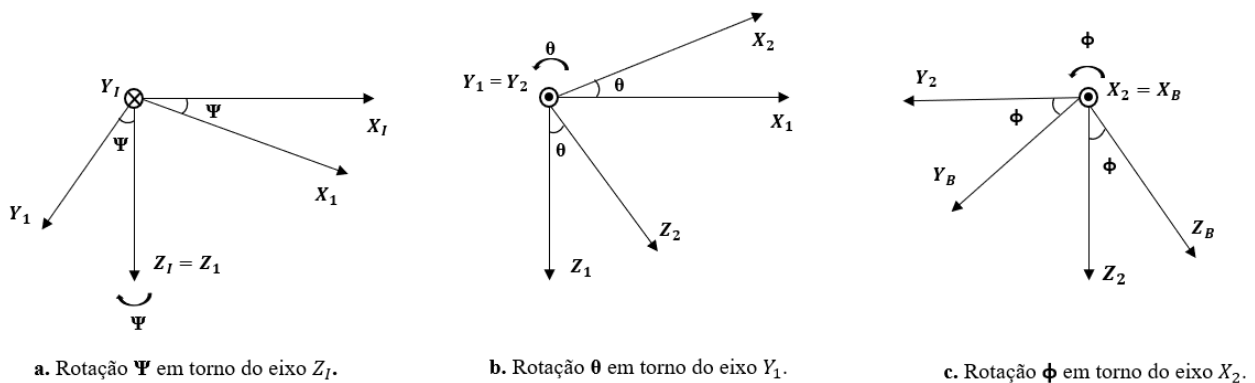
$$\vec{h} = [I] \cdot \vec{\omega} \quad (2)$$

Sendo  $\vec{h}$  o momento angular e  $[I]$  a diádica de inércia do corpo. Aplicando a segunda lei de Newton para o movimento angular, obtém-se:

$$\vec{M} = \dot{\vec{h}} = \vec{\dot{h}} + \vec{\omega} \times \vec{h} \quad (3)$$

Sendo  $\vec{M}$  o momento resultante das forças externas. Para analisar os movimentos e obter a transformação de coordenadas do sistema corpo para o inercial, faz-se uso dos ângulos de Euler os quais descrevem a orientação de um corpo rígido girante em um espaço euclidiano tridimensional. A Figura 6 mostra sua representação.

Figura 6: Representação dos ângulos de Euler



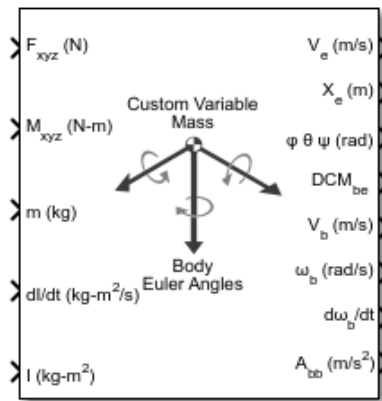
**Fonte:** Autor.

As Figuras 6a, 6b e 6c ilustram as rotação em torno dos eixos  $Z_I$ ,  $Y_1$  e  $X_2$ . Para cada rotação há uma matriz relacionada aos ângulos  $\Psi$ ,  $\theta$  e  $\Phi$  relacionadas com a decomposição vetorial. Sendo assim a primeira matriz faz a transferência do sistema  $SI = [\hat{X}_I, \hat{Y}_I, \hat{Z}_I]$  para o sistema  $S1 = [\hat{X}_1, \hat{Y}_1, \hat{Z}_1]$ . Analogamente para a transferência de  $S1$  para  $S2$  em relação à  $\theta$  e por fim de  $S2$  para o Sistema Inercial  $SB$ . Destas operações, tem-se a matriz de transformação de coordenadas expressas no Sistema Corpo para o Sistema Inercial  $C_{IB}$  dada por:

$$C_{IB} = \begin{vmatrix} (\cos\theta\cos\psi) & (\sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi) & (\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi) \\ (\sin\theta\sin\psi) & (\sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi) & (\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi) \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{vmatrix} \quad (4)$$

Para a representação das equações no *Simulink*<sup>®</sup> [MathWorks, 2021], faz-se uso da biblioteca *Aerospace Blockset/Movements Equations of Motion / 6DOF*. O bloco utilizado para as simulações é o bloco *Custom Variable Mass 6DOF (Euler Angles)*, ilustrado na figura 7.

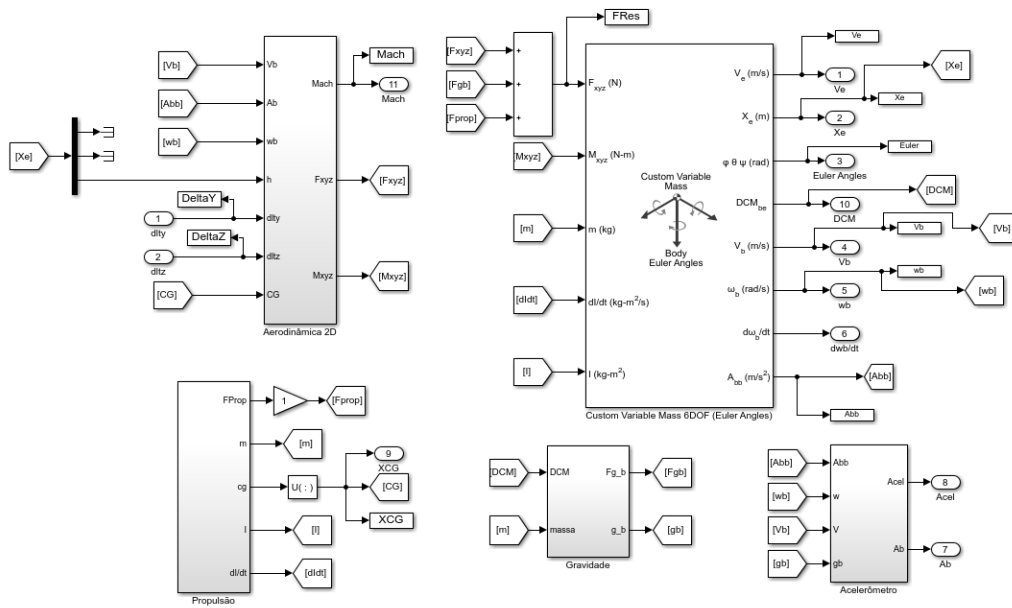
Figura 7: Bloco *Custom Variable Mass 6DOF (Euler Angles)*



Fonte: MathWorks, 2006.

Com os parâmetros de entrada: forças, momentos, taxa de variação de massa, a matriz de tensor de inércia e sua derivada, o bloco implementa a representação dos ângulos de Euler para os 6 graus de liberdade com massa variável. A Figura 8 mostra a implementação do bloco em questão na dinâmica 6 DOF para um foguete.

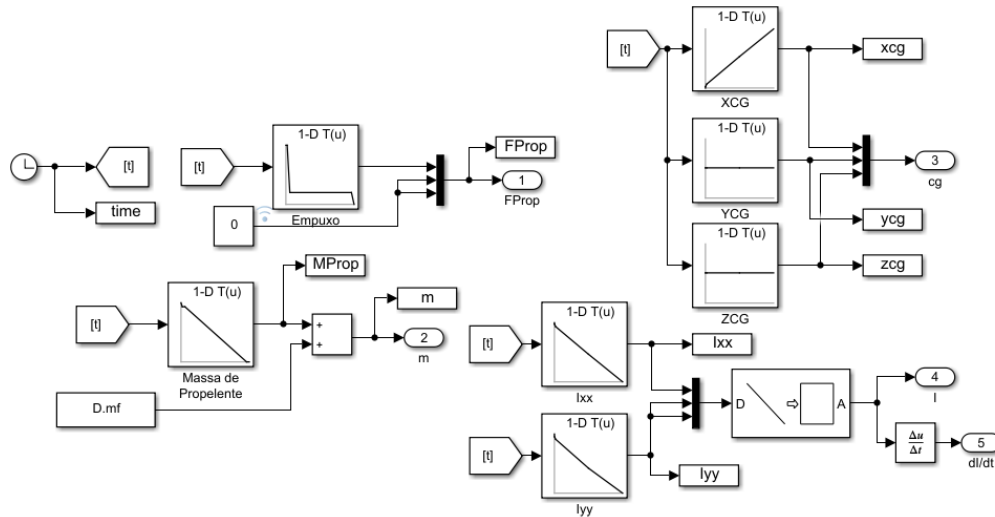
Figura 8: Modelo de simulação 6 DOF Simulink



Fonte: Autor.

O bloco *Propulsão* realiza com base nos dados do motor foguete, a interpolação no tempo das tabelas de empuxo do motor, massa de propelente, momentos de inércia e posição do centro de gravidade CG conforme ilustra a Figura 9.

Figura 9: Bloco de simulação *Propulsão*



Fonte: Autor.

O bloco *Aerodinâmica 2D* faz o cálculo das forças ( $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$ ) e momentos aerodinâmicos ( $L$ ,  $M$ ,  $N$ ) conforme mostra a Figura 10.

O diagrama de bloques ilustra o fluxo de dados para a automação de testes. Os dados de entrada são organizados em grupos numerados:

- Grupo 1:**  $V_b$  (1),  $V_a$  (5),  $d_{t1}$  (6).
- Grupo 2:**  $A_b$  (2),  $A_a$  (7).
- Grupo 3:**  $h$  (4).
- Grupo 4:**  $I_L$  (0),  $F_x$  (1),  $F_y$  (2),  $F_z$  (3).
- Grupo 5:**  $I_L$  (1),  $M$  (7),  $N$  (8).

Os blocos de processamento realizam as seguintes operações:

- Processamento Inicial:** Os dados do Grupo 1 são processados para gerar  $[a]$ ,  $[b]$  e  $[c]$ . Os dados do Grupo 2 são processados para gerar  $[a]a$ ,  $[b]a$ ,  $[a]a^2$ ,  $[b]a^2$ ,  $[c]a$  e  $[c]a^2$ . O Grupo 3 é processado para gerar  $h$ .
- Bloco F1:** Recebe  $[a]a$ ,  $[b]a$ ,  $[a]a^2$ ,  $[b]a^2$ ,  $[c]a$  e  $[c]a^2$  e gera  $[F_x]$ .
- Bloco F2:** Recebe  $[F_x]$  e  $[F_y]$  e gera  $[F_z]$ .
- Bloco M:** Recebe  $[F_z]$  e  $[F_y]$  e gera  $[M]$ .
- Bloco N:** Recebe  $[M]$  e  $[N]$  e gera  $[N]$ .

Os resultados finais são  $[F_x]$ ,  $[F_y]$ ,  $[F_z]$ ,  $[M]$  e  $[N]$ .

O bloco *Parametros AED* calcula os parâmetros ambientais e geométricos necessários para os cálculos aerodinâmicos. Os blocos das forças e momentos aerodinâmicos são calculados com base nas equações descritas em [Chin, 1961].

Para o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos, o *Datcom* utiliza o referencial no sistema corpo dado pela figura 11.

The diagram illustrates a missile with various coordinate systems and angles. The body-fixed axis system is defined by  $C_{NB}$ ,  $C_{NB}$ , and  $Z_B$ . The reference frame is defined by  $C_A$ ,  $C_l$ , and  $X_B$ . The angles shown include roll ( $\phi$ ), pitch ( $\theta$ ), yaw ( $\psi$ ), and various angles of attack ( $\alpha$ ) and sideslip ( $\beta$ ). The diagram also shows the missile's internal structure, including the nose cone, body, and fins.

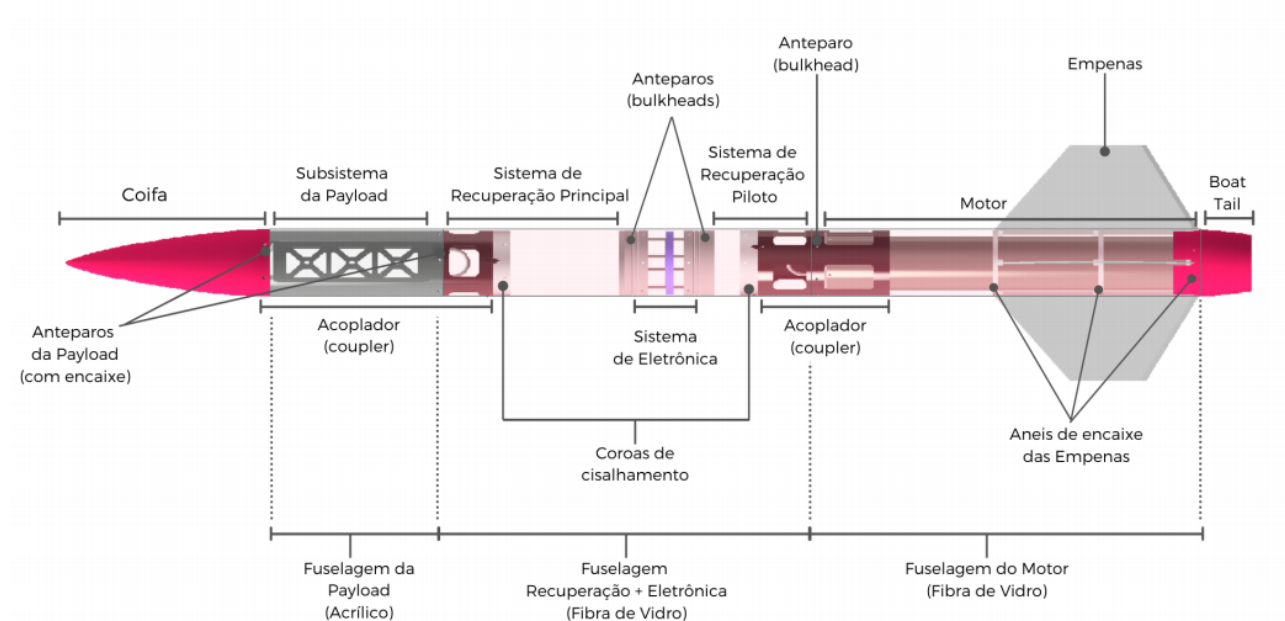
11

O *Datcom* calcula os parâmetros aerodinâmicos a partir da variação dos ângulos de ataque  $\alpha$  e o número de Mach. Para uma análise completa, deve-se levar em consideração a variação da deflexão das superfícies aerodinâmicas  $\delta$ . Para essa finalidade, é necessário a utilização de um algoritmo externo para o cálculo dos coeficientes, além das variações já dadas pelo *Datcom*.

O bloco *Calcula Momentos no CG* faz a transformação dos momentos calculados no CRM (Centro de Referência de Momentos), como calculado pelo DATCOM, para o CG instantâneo. Por fim, os blocos *Gravidade* e *Acelerômetro* calculam o vetor peso no Sistema do Corpo e a aceleração resultante no Sistema do Corpo retirando a componente da gravidade, que não pode ser lida por acelerômetros, respectivamente.

Para o presente projeto, será utilizado o modelo computacional desenvolvido pela UFABC Rocket Design, o projeto Polo. A Figura 12 ilustra a estrutura do projeto em questão.

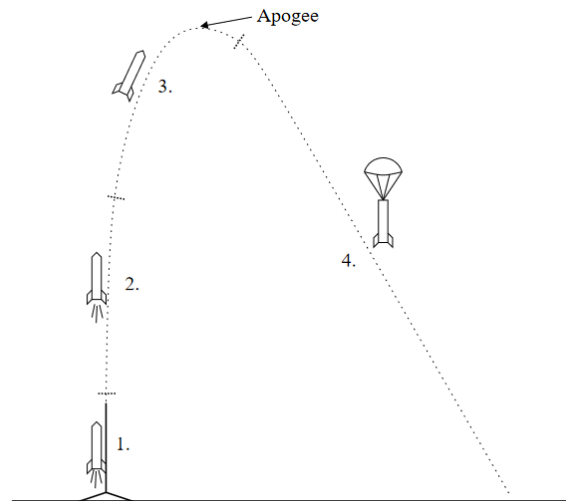
Figura 12: Representação da estrutura do projeto de um foguete



**Fonte:** Autor.

O foguete tem um apogeu programado de 10000 pés (3048 metros). O mesmo possui um sistema de recuperação *dual-deployment*, motor KNSB (geometria BATES), classe N, eletrônica de telemetria de voo com redundância dupla. A figura 13 mostra uma visão geral do voo programado.

Figura 13: Fases do voo de um foguete: 1. Propulsionada, 2. Cruzeiro, 3. Apogeu e 4. Recuperação



**Fonte:** Niskanen, 2013.

A fuselagem do foguete é de material compósito e seu projeto estrutural foi projetado para resistir a todos os carregamentos aerodinâmicos. No foguete irá embarcado uma *Payload* com formato CubeSat 3U, com aproximadamente 4Kg.

A hipótese que fundamenta a presente proposta de projeto de pesquisa é uma investigação dos principais parâmetros do voo de um foguete de sondagem não guiado de alta potência com 6 graus de liberdade. Sendo assim, após a modelagem dos parâmetros de voo no Simulink, com base nas equações de movimento, serão obtidos os dados críticos de voo. Os parâmetros a serem investigados são:

- Forças e momentos: gravitacionais, propulsivos e aerodinâmicos;
- Coeficientes aerodinâmicos;
- Trajetória do foguete;
- Velocidades e acelerações angulares e lineares;
- Estabilidade estática e dinâmica.

Dada as simulações, os dados obtidos serão comparados com os da simulação do modelo do foguete no *Open Rocket*. Para os resultados obtidos que não convergirem, os mesmos serão investigados para entender quais hipóteses e/ou limitações que o *Open Rocket* e o modelo no Simulink possuem que levaram a divergência dos dados.



Para os parâmetros relacionados à estabilidade dinâmica, limitação do *Open Rocket*, será feita uma documentação específica analisando os resultados e fundamentação teórica para que haja uma base para analisar os dados obtidos. Vale ressaltar que os dados em questão são de extrema importância para a implementação de um sistema de controle, proposto como projeto futuro.

Além da comparação de dados, faz-se necessário uma extensiva documentação da modelagem matemática e da implementação dos blocos de simulação via Simulink. Uma vez que o modelo do foguete para a abordagem dada será apenas numérico, não tendo uma interface gráfica para visualização dos componentes do foguete. Ao utilizar o algoritmo, os envolvidos poderão acessar a documentação fundamental para a análise críticas dos resultados.

### 3.1 Atividades a Serem Desenvolvidas

A execução do projeto pode ser dividida nas seguintes etapas:

#### 1. Revisão bibliográfica

- (a) **6 DOF:** Levantamento das equações de movimento com 6 graus de liberdade para o voo de um foguete;
  - (b) **Missile Datcom:** Estudo do manual do *Datcom* com a finalidade de levantar as hipóteses que o algoritmo utiliza para o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos assim como as suas limitações;
  - (c) **Manual do *Open Rocket*:** Estudo do manual do *Open Rocket* com a finalidade de levantar as hipóteses que o algoritmo utiliza para o cálculo dos parâmetros relacionados ao voo de um foguete assim como as suas limitações;
  - (d) **Modelagem do vento:** Levantamento das equações e modelagem do vento para implementação no modelo Simulink com a finalidade de simular diversos cenários relativos às condições de lançamento e voo do foguete.
2. **Desenvolvimento do programa 6 DOF:** Essa etapa abrangerá a implementação das equações de movimento, modelagem do vento e algoritmos externos para a simulação 6 DOF;
  3. **Elaboração dos casos de teste:** Elaboração dos casos de teste que serão simulados no *Open Rocket* e Simulink com a finalidade de gerar a base de dados para análise;

4. **Voo no trilho:** Modelagem matemática da fase de voo correspondente ao voo no trilho do foguete e posterior implementação no algoritmo para comparação com o *Open Rocket*;
5. **Validação com o *Open Rocket*:** Dada a revisão, modelagem e simulação dos casos testes elaborados, essa etapa corresponde à comparação dos dados obtidos no Simulink com o *Open Rocket* para posterior análise dos resultados;
6. **Redação do Relatório Científico:** Etapa correspondente a escrita do relatório final de projeto contendo a revisão bibliográfica, modelagem, elaboração dos casos testes para simulação e análise dos resultados obtidos, assim como a conclusão do projeto.

### 3.2 Cronograma

Com base nas tarefas enumeradas na Seção 3.1, é mostrado na Tabela 1 o cronograma a ser executado durante a realização deste projeto.

Tabela 1: Cronograma das atividades.

Fases	Meses											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
<b>1a. Revisão bibliográfica 6 DOF</b>	x	x	x	x	x							
<b>1b. Revisão bibliográfica Datcom</b>	x	x	x	x	x							
<b>1c. Revisão bibliográfica manual <i>Open Rocket</i></b>	x	x	x	x	x							
<b>1d. Revisão bibliográfica modelagem do vento</b>	x	x	x	x	x							
<b>2. Desenvolvimento do programa 6 DOF</b>			x	x	x							
<b>3. Elaboração dos casos de teste</b>					x	x	x					
<b>4. Voo no trilho</b>						x	x	x				
<b>5. Validação com o <i>Open Rocket</i></b>							x	x	x	x	x	
<b>Redação do Relatório Científico</b>	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x

### 3.3 Materiais a Serem Utilizados

Para a realização do presente projeto será necessário a utilização do Matlab/Simulink<sup>®</sup>. O software em questão é proprietário e possui os recursos necessários para a modelagem da dinâmica 6 DOF. Será utilizada uma versão estudantil que viabiliza a implementação da simulação e posterior análise dos dados obtidos.

O *Missile Datcom*, responsável pelo cálculo dos parâmetros aerodinâmicos a partir da variação dos ângulos de ataque e o número de Mach é um algoritmo programado em C. Logo, para viabilizar

seu uso, será utilizado o CodeBlocks, ambiente que integra um editor de textos a um compilador para linguagem C e é *Open Source*.

### **3.4 Trabalhos Futuros**

Os trabalhos futuros que poderão ser realizados com a base da presente proposta de pesquisa são:

- Expansão das capacidades do Open Rocket incluindo as seguintes análises:
  - Análise de dispersão de trajetória através das simulações Monte Carlo;
  - Análise de dispersão das superfícies aerodinâmicas;
  - Análise de deflexão de tubeira do motor foguete.
- Metodologia para análise de dados para o foguetemodelismo;
- Implementação de um sistema de controle ativo para um foguete de sondagem de alta potência.

## Referências

- Barrowman, J. (1970). *Calculating the center of pressure of a model rocket*. Centuri Engineering Company (ver p. 4).
- Chin, S. S. (1961). *Missile configuration design*. McGraw-Hill (ver p. 11).
- Chowdhury, S., J. Pitot de La Beaujardiere, M. Brooks e L. Roberts (2011). “An integrated six degree-of-freedom trajectory simulator for hybrid sounding rockets”. Em: *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p. 1223 (ver p. 3).
- Fossey, P. L. (2003). “RockSim Program Guide”. Em: (ver p. 3).
- Guerrero, V. A., A. Barranco e D. Conde (2018). “Active Control Stabilization of High Power Rocket”. Em: (ver p. 1).
- Mahler, W. F. C., D. P. S. dos Santos e A. F. B. de Almeida Prado (s.d.). “Projeto de foguetes para lançamento de nano satélites”. Em: () (ver p. 2).
- MathWorks (2006). *Custom Variable Mass 6DOF (Euler Angles)*. URL: <https://www.mathworks.com/help/aeroblks/customvariablemass6dofeulerangles.html> (ver p. 9).
- (2021). *MathWorks*. URL: <https://www.mathworks.com/> (ver p. 9).
- Motta Silva, F. da (2015). “Uma proposta para o ciclo de vida de missões de foguete de sondagem. Dissertação (Mestrado)”. Em: (ver p. 1).
- NASA (ago. de 2017). *Sounding Rockets Overview*. URL: [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/sounding-rockets/missions/index.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/sounding-rockets/missions/index.html) (ver p. 1).
- Niskanen, S. (2013). “OpenRocket technical documentation”. Em: *Development of an Open Source model rocket simulation software* (ver pp. 4, 5, 13).
- Pinto, T. M. (2017). “Sounding Rockets Modeling and Simulation with Mathematica.” Em: (ver p. 4).
- Rosema, C., J. Doyle, L. Auman, M. Underwood e W. B. Blake (2011). *Missile DATCOM User's Manual-2011 Revision*. Rel. técn. Army Aviation e Missile Research Development ENG CTR Redstone Arsenal AL ... (ver p. 11).
- Sellers, J. J., W. J. Astore, R. B. Giffen e W. J. Larson (2000). *Understanding space: An introduction to astronautics*. Primis (ver p. 1).
- Wikipedia (2021). *Six Degree of Freedom*. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Six\\_degrees\\_of\\_freedom](https://en.wikipedia.org/wiki/Six_degrees_of_freedom) (ver p. 2).