

Simulação de voo de foguetes de sondagem com 6 graus de liberdade: uma alternativa para projetos a nível universitário.

Wilson Luiz de Oliveira Junior, Heloise Assis Fazzolari, Cesar Monzu Freire *
Carlos Alberto de Paiva Carvalho **

* *Universidade Federal do ABC, CECS, São Bernardo do Campo - SP*
(e-mail: wilson.luiz@ufabc.edu.br)
(e-mail: heloise.fazzolari@ufabc.edu.br)
(e-mail: cesar.freire@ufabc.edu.br)

** *Instituto Tecnológico de Aeronáutica, IEAS, São José dos Campos - SP*
(e-mail: carlos.carvalho@gp.ita.br)

Abstract: Unguided sounding rockets are vehicles that carry scientific experiments and/or sensors to collect data during their trajectory and are also called sub-orbital rockets. Such rockets do not have active control and can get through the Earth's atmosphere. The parameters relating to the flight must be properly analyzed in your preliminary design. The Open Rocket flight simulation software is a widely used open-source project developed by Sampo Niskanen. However, it has some simplifications compared to its documentation which does not specify the calculations of critical parameters for the stability of the rocket during its flight path, and do not calculate data related to dynamic stability, which is associated with the corrections that the system will give to disturbances during its trajectory. Therefore, this work presents a flight simulation of a rocket with 6 degrees of freedom in Matlab/Simulink. The obtained results were compared with the Open Rocket data and show that the proposed simulation is efficient and presents reliable and accurate data. In addition, the developed algorithm allows the expansion of Open Rocket's capabilities, as well as the implementation of a control system.

Resumo: Os foguetes de sondagem não guiados são veículos que embarcam experimentos científicos e/ou sensores que têm por finalidade coletar dados durante sua trajetória. Tais foguetes não possuem controle ativo e podem ultrapassar a atmosfera terrestre. É fundamental que os parâmetros relativos ao voo sejam devidamente analisados em seu projeto preliminar. O *software* de simulação de voo *Open Rocket* é um projeto de código aberto desenvolvido por Sampo Niskanen e amplamente utilizado. No entanto, o programa apresenta algumas simplificações frente a sua documentação e não especifica os cálculos de parâmetros críticos para a estabilidade do foguete durante sua trajetória de voo. Também não calcula os dados relativos à estabilidade dinâmica, esta relacionada às correções que o sistema dará às perturbações durante a sua trajetória. Sendo assim, o presente trabalho apresenta a simulação de voo de um foguete com 6 graus de liberdade realizado no Matlab/Simulink. Os resultados obtidos foram comparados com os resultados do *Open Rocket* e mostram que a simulação proposta é eficiente e apresenta previsões confiáveis e precisas. Além disso, o algoritmo desenvolvido neste trabalho permite a expansão das capacidades do *Open Rocket*, assim como a implementação de um sistema de controle.

Keywords: Flight simulation, Unguided Sounding Rocket, Matlab/Simulink, Open Rocket, 6 degrees of freedom.

Palavras-chaves: Simulação de voo, Foguete de sondagem não guiado, Matlab/Simulink, *Open Rocket*, 6 graus de liberdade.

1. INTRODUÇÃO

A exploração espacial é um dos fatos mais marcantes do século XX, pois a partir dela surgiu uma nova perspectiva para a humanidade e impulsionou 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 como materiais avançados, tecnologias de comunicação, assim como a expansão da fronteira da humanidade (Sellers et al. (2000)).

Desde 1957, a partir do lançamento do Sputnik, primeiro satélite artificial lançado em órbita pela então União Soviética (URSS), o foguetemodélismo, uma atividade 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, também denominados foguetes sub-orbitais, que são veículos que embarcam experimentos científicos e/ou sensores que tem por finalidade coletar dados durante sua trajetória (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.

Foguetes de sondagem 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, a velocidade e as forças atuantes, tanto as de origem gravitacional, quanto as de origem propulsiva e aerodinâmica. Estes parâmetros estão diretamente relacionados com a análise de estabilidade e são críticos para a missão do veículo espacial, uma vez que um foguete de alta potência instável poderia sair de sua rota programada e comprometer a segurança das pessoas envolvidas no lançamento.

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* é um projeto de código aberto

desenvolvido por Sampo Niskanen (Niskanen (2013)) como uma alternativa ao *RockSim*. O *software* em questão teve 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, ele também fornece uma interface gráfica para tornar o *software* intuitivo aos seus usuários.

No entanto, o *Open Rocket* apresenta algumas simplificações 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, que 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 sua determinação. Tal abordagem dificulta a análise dos resultados obtidos, uma vez que tais hipóteses são de fundamental importância para a interpretação dos resultados.

Em relação aos critérios de estabilidade, o *Open Rocket* não oferece os parâmetros relacionados à estabilidade dinâmica, ou seja, ângulos de ataque e deslizamento, coeficiente de momento de arfagem (C_m), dentre outros. Embora haja a possibilidade de inserir tais informações 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.

Sendo assim, o presente trabalho tem por objetivo 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. O objetivo principal é auxiliar as equipes universitárias de foguetemodélismo, que tem por finalidade proporcionar uma experiência real com projetos de engenharia aos alunos e, consequentemente, o seu desenvolvimento profissional. É imprescindível 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 de forma a potencializar a participação das equipes nacionais frente a competições internacionais e desenvolver o setor aeroespacial brasileiro.

Os resultados obtidos nas simulações foram comparados com os obtidos pelo *Open Rocket* a fim de validar o modelo apresentado e gerar documentação dos parâmetros relacionados ao voo. 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. Logo, ao desenvolver um simulador que inclua tais parâmetros, torna-se 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.

Por fim, tem-se também a possibilidade da implementação de funcionalidades importantes para dinâmica de voo não

disponíveis no *Open Rocket*, como a análise de sensibilidade da deflexão de superfícies aerodinâmicas, desvio de empuxo, simulação de vários cenários relacionados a ventos e otimização através de simulação Monte Carlo e até mesmo, a implementação de um sistema de controle.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

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

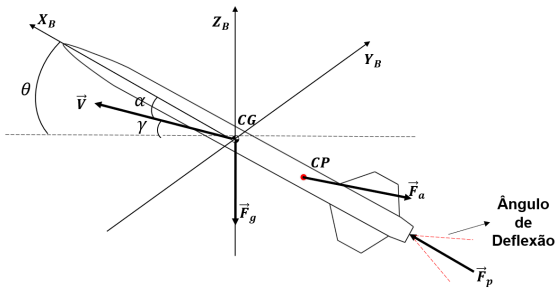


Figura 1. Diagrama de corpo livre de um foguete, adaptado de Mahler et al. (2014).

A simulação de dinâmica de voo com 6 graus de liberdade possibilita analisar as forças e momentos atuantes. A Figura 2 ilustra os 6 graus, sendo 3 relacionados à translação e 3 à rotação.

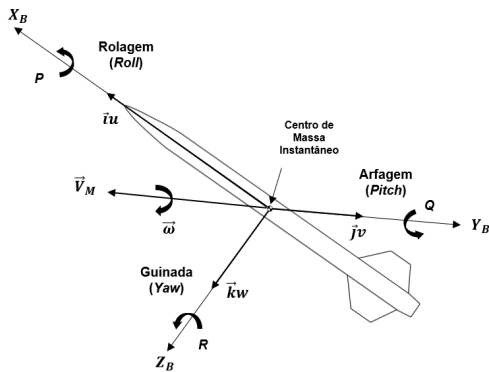


Figura 2. Representações dos movimentos de rotação e translação, adaptado de Siouris (2004).

Com base nas equações de movimento, obtidas via mecânica 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, com base nela é possível analisar a interação da estrutura com a atmosfera e conseqüentemente seu modelo aerodinâmico. Além disso, os parâmetros como

centro de gravidade, distribuição de pressão e momentos são definidos pela geometria e distribuição de massa do foguete. A integração do modelo em questão é exemplificada na Figura 3.

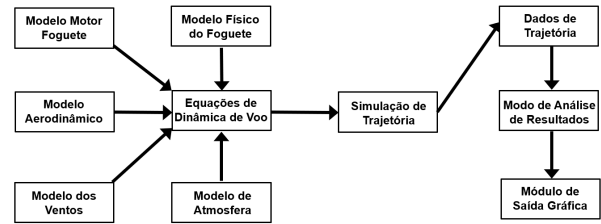


Figura 3. Fluxo de informações do modelo matemático de uma simulação de voo, adaptado de Chowdhury et al. (2011).

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.

2.1 Simulação de voo com o *Open Rocket*

O *Open Rocket* é amplamente usado por equipes universitárias para projetar e simular seus foguetes. Para algumas categorias de voo, os parâmetros críticos obtidos pelo *software* demonstram um nível de precisão em comparação com os dados reais de voo. 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 Rocket* 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 caracterizado e calculado mediante a combinação de uma velocidade constante ao longo da altitude com uma velocidade de turbulência de média zero, que varia de forma aleatória com um desvio padrão definido;
- A gravidade é considerada constante 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 Rocket* precisa também de outros parâmetros como as condições de lançamento para realizar as simulações.

2.2 Equações de Movimento

A dinâmica de um foguete de sondagem está incluída no campo da mecânica de voo atmosférica sobre a influência do campo gravitacional terrestre. Logo, faz-se necessário determinar o sistema de coordenadas que será adotado para a modelagem com 6 graus de liberdade e suas simplificações. Para o desenvolvimento das equações de movimento, assume-se a Terra como um sistema inercial, cujo sistema de coordenadas está associado às características envolvidas no deslocamento dos corpos relativo ao seu ponto de partida. A origem do sistema e a fixação do triedro inercial é dado no centro de massa da Terra e posteriormente transladado para a superfície terrestre (Wilson et al. (2023)). A Figura 4 ilustra a translação descrita.

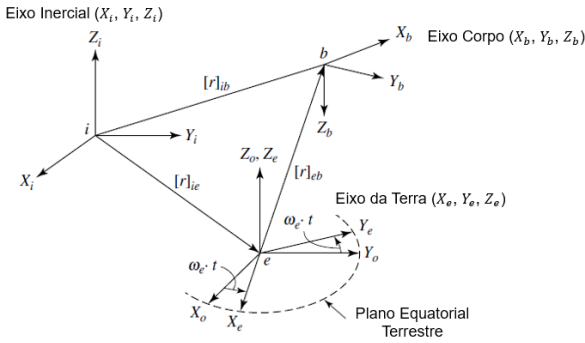


Figura 4. Representação do sistema de coordenadas inercial, adaptado de Siouris (2004).

Considerando o modelo apresentado, assume-se também o foguete como um corpo rígido. Por consequência, os efeitos da aeroelasticidade são desconsiderados, permitindo que o movimento da fuselagem do foguete seja descrito por uma translação a partir do centro de gravidade e rotação em torno do mesmo (Siouris (2004)).

Para obter as equações de movimento, os parâmetros apresentados na Tabela 1 resumam os eixos, nomenclaturas e direções apresentadas em relação ao voo de um foguete.

Eixo	Veloc. Linear	Veloc. Angular	Ângulos de Euler	Momento de Inércia	Momento
OX	u	p	ϕ	I_{xx}	L
OY	v	q	θ	I_{yy}	M
OZ	w	r	ψ	I_{zz}	N

Tabela 1. Sumarização dos parâmetros relacionados ao voo de um foguete, adaptado de Siouris (2004).

Os termos L, M e N correspondem aos momentos aerodinâmicos. Para a presente abordagem, considerou-se apenas estes como fonte de momento aplicado ao foguete, uma vez que as deflexões na tubeira são desconsideradas. Dado o

excerto, o movimento de translação de um corpo rígido é descrito pelo teorema do baricentro, dado por:

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mv) \quad (1)$$

Sendo assim, analisando nas 3 componentes, da expansão da equação 1, obtém-se:

$$\begin{cases} \dot{u} = \frac{F_{xb}}{m} - (qw - rv) \\ \dot{v} = \frac{F_{yb}}{m} - (ru - pw) \\ \dot{w} = \frac{F_{zb}}{m} - (pv - qu) \end{cases} \quad (2)$$

Para um foguete de sondagem, em geral tem-se que a força resultante pode ser dividida em suas componentes aerodinâmicas (F_A), propulsivas (F_P) e gravitacionais (F_g). A equação 3 mostra as componentes em questão.

$$F = F_A + F_P + F_g \quad (3)$$

Para o movimento de rotação, tem-se o Teorema do Momento Angular (TMA), que relaciona a variação do momento angular com a soma dos momentos externos aplicados e é definido por:

$$\sum M = \frac{d}{dt}(h) \quad (4)$$

Assumindo que o Sistema Corpo seja coincidente com os eixos principais de inércia, tem-se do desenvolvimento da equação 4:

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{L - qr(I_z - I_y)}{I_x} \\ \dot{q} = \frac{M - pr(I_x - I_z)}{I_y} \\ \dot{r} = \frac{N - pq(I_y - I_x)}{I_z} \end{cases} \quad (5)$$

Para analisar os movimentos e obter a transformação de coordenadas do sistema corpo para o inercial, faz-se uso dos ângulos de Euler. Tais ângulos descrevem a orientação de um corpo rígido girante em um espaço euclidiano tridimensional (Mahler et al. (2014)). Para cada rotação há uma matriz relacionada aos ângulos Ψ , θ e Φ , dadas pela decomposição vetorial. Sendo assim a primeira matriz responsável pela transferência do sistema $S1 = [\hat{X}_1, \hat{Y}_1, \hat{Z}_1]^T$ para o sistema $S1 = [\hat{X}_1, \hat{Y}_1, \hat{Z}_1]^T$. Analogamente para a transferência de $S1$ para $S2$ em relação à θ e por fim de $S2$ para o Sistema Inercial SB .

Para a presente análise, utiliza-se a sequência de rotação 3-2-1, ou seja, a primeira rotação em torno do eixo \hat{Z} , seguida de uma rotação \hat{Y} e \hat{X} , respectivamente. Destas operações, tem-se a matriz de transformação de coordenadas expressas no Sistema Corpo para o Sistema Inercial C_{IB} dada por:

$$C_{IB} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\theta c\psi & -c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ s\theta s\psi & c\theta s\psi & c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & c\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

Para simplificar as equações adotou-se c como abreviação de cosseno e s , como abreviação de seno. A matriz de transformação do sistema Inercial para o Sistema Corpo é dada por:

$$C_{BI} = C_{IB}^T \quad (7)$$

Tem-se que as derivadas no tempo dos ângulos de Euler como definido anteriormente, são dadas por:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = \frac{q \sin \phi - r \cos \phi}{\cos \theta} \end{cases} \quad (8)$$

3. METODOLOGIA

A fim de implementar as simulações de trajetórias para o foguete de sondagem não guiado de alta potência com 6 graus de liberdade, considerou-se trajetórias balísticas sem a incidência de ventos (Wilson et al. (2023)). Os dados obtidos foram comparados com os da simulação do modelo do foguete no *Open Rocket* utilizando a metodologia apresentada em Niskanen (2013). O modelo computacional do foguete utilizado foi desenvolvido pela *UFABC Rocket Design*¹ e os detalhes do projeto são apresentados na Figura 5.

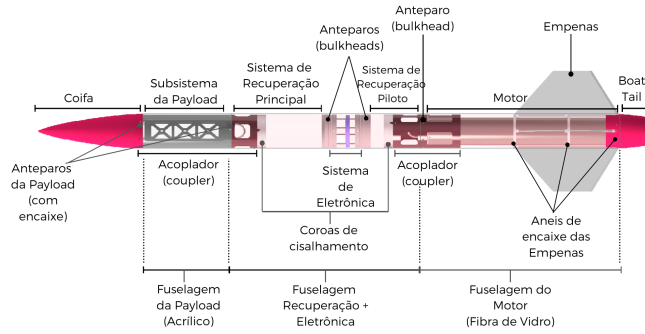


Figura 5. Representação da estrutura e subsistemas do projeto de um foguete, adaptado de Wilson et al. (2023).

O foguete tem um apogeu programado de 10.000 pés (3.048 metros) e possui um sistema de recuperação duplo, motor KNSB (geometria BATES), classe N, eletrônica de telemetria de voo com redundância dupla. A fuselagem do foguete é de material composto e seu projeto estrutural foi considerado para resistir a todos os carregamentos aerodinâmicos. No foguete há uma carga paga com formato CubeSat 3U, com aproximadamente 4 kg embarcada.

Um foguete é um sistema de massa variável de acordo com a taxa de queima do propelente. Por consequência, seu centro de gravidade e momentos de inércia também são variáveis no tempo. Para contabilizar tais variações durante a simulação, a massa e o empuxo são interpolados no tempo a partir destes 3 pontos notáveis: o início da queima no qual as propriedades de massa são definidas considerando a massa total do sistema; o instante em que há metade da massa de propelente e por fim, o sistema após a queima total do propelente.

Para a obtenção dos dados aerodinâmicos utiliza-se o *Missile Datcom*. Ele apresenta a formulação de um design

¹ A *UFABC Rocket Design* é uma organização estudantil que desenvolve projetos de foguete de sondagem na Universidade Federal do ABC.

aerodinâmico de fácil adaptação para aplicações específicas que visa gerar os principais coeficientes aerodinâmicos através da aplicação de equações aerodinâmicas que, como valores de entrada, recebem os parâmetros geométricos do foguete, levando em consideração subsistemas presentes no corpo (Rosema et al. (2011)).

Por fim, a Tabela 2 mostra a identificação, massa e comprimento dos subsistemas para a determinação das propriedades de massa.

Substema	Massa [g]	Comprimento [mm]
Coifa	934	400
Carga Paga	8.704	390
Eletrônica/Sistema de Recuperação	8.182	740
Fuselagem Motor	5.534	760
Casing/Propelente	14.532	760
Empenas	631	400
Boat Tail	226	100
Total	40.636	2.390

Tabela 2. Dados de massa e comprimento dos subsistemas.

Vale ressaltar que a massa do substema *Casing/Propelente* contabilizada na Tabela 2 refere-se à massa total, sendo desta 9.360 gramas de propelente e 5.172 gramas de *casing*, totalizando 14.532 gramas. Vale ressaltar que as estimativas de massa e de comprimento do foguete foram feitas com o *software* de CAD.

Por fim, em complemento ao fluxograma apresentado na Figura 3, a Figura 6 ilustra a integração do algoritmo desenvolvido com o Matlab.

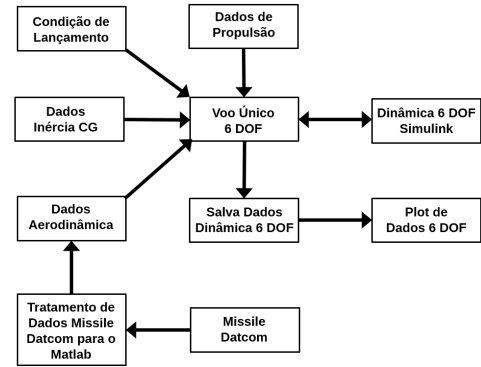


Figura 6. Fluxo de informação da simulação dinâmica 6 DOF Simulink, adaptado de Wilson et al. (2023).

O algoritmo é composto por 7 blocos de simulação, sendo eles: Ângulos de Euler, Aerodinâmica 2D, Propulsão, Gravidade, Acelerômetro, Modelagem do Vento e Impacto com o Solo. Os mesmos são integrados com o Matlab que possui os parâmetros necessários para a simulação: definição das condições iniciais, tabelas com os dados de aerodinâmica, massa e propulsão. Esses dados são unificados na função principal “Voo Único 6DOF”, que realiza, salva os dados de simulação e os exporta para uma interface gráfica.

4. RESULTADOS

A Figura 7 mostra a trajetória tridimensional do foguete, sendo os dados do *Open Rocket* representados pela trace-

jada vermelha e os dados do algoritmo, em linha contínua preta.

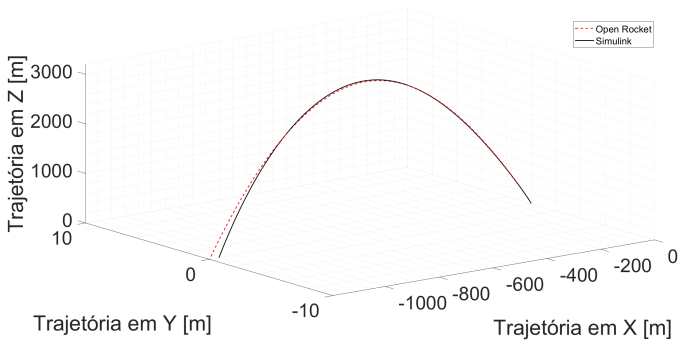


Figura 7. Trajetória tridimensional com a haste de lançamento apontada na direção sul.

A Figura 8 mostra em detalhes a altitude em função do tempo.

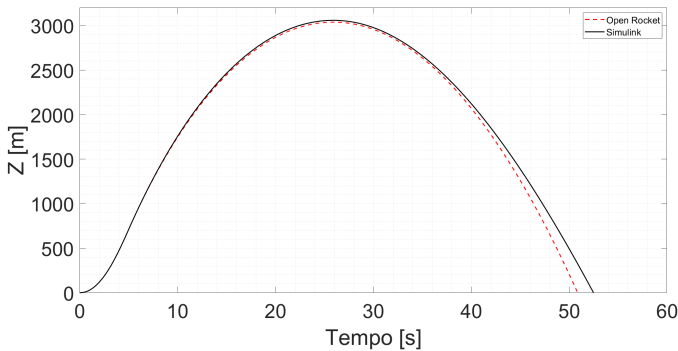


Figura 8. Altitude em função do tempo.

Conforme evidenciado nos resultados apresentados, a trajetória simulada com a haste de lançamento apontada na direção sul, tanto na Dinâmica 6DOF quanto no *Open Rocket* apresentam boa concordância. Nas Figuras 7 e 8, observa-se que os desvios sofridos e as respectivas diferenças entre as trajetórias simuladas pelo *Open Rocket* e pelo programa 6DOF são pequenas em relação ao deslocamento total do foguete.

Constatou-se também que a metodologia adotada para a modelagem das propriedades de massa (centro de gravidade e momentos de inércia) e determinação dos coeficientes aerodinâmicos, com base no *Missile Datcom* foram adequadas. Os desvios observados nas trajetórias simuladas pelo *Open Rocket* foram associados aos erros numéricos, uma vez que em ambas as simulações foram utilizados os mesmos critérios em relação à discretização temporal.

5. CONCLUSÃO

A simulação e análise dos parâmetros de voo do foguete apresentadas neste artigo buscaram estabelecer uma alternativa ao simulador *Open Rocket*, de forma a obter de forma mais detalhada as informações sobre cada parâmetro de voo analisado.

Verificou-se pela análise da trajetória que os dados obtidos apresentam concordância, sendo os desvios observados desprezíveis em relação à ordem de grandeza da análise, estes

associados a erros numéricos do *Open Rocket*. Constatou-se também que a metodologia adotada para a modelagem das propriedades de massa e determinação dos coeficientes aerodinâmicos, com base no *Missile Datcom*, foram adequadas.

Portanto, este trabalho apresentou um grau de acurácia satisfatório em relação ao *software* de referência, validando as hipóteses feitas e modelagem adotada. A partir do algoritmo desenvolvido, abre-se a possibilidade para a implementação de novas e importantes funcionalidades para a dinâmica de voo como a análise de sensibilidade através da simulação Monte Carlo e, até mesmo, a implementação de um sistema de controle.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à *UFABC Rocket Design* pelo fornecimento dos dados do foguete utilizado e ao CNPQ (Processo no. 23006.000029/2022-51), pelo fomento à pesquisa.

REFERÊNCIAS

- Barrowman, J. (1970). *Calculating the center of pressure of a model rocket*. Centuri Engineering Company.
- Chowdhury, S., Pitot de La Beaujardiere, J., Brooks, M., and Roberts, L. (2011). An integrated six degree-of-freedom trajectory simulator for hybrid sounding rockets. In *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 1223.
- Fossey, P.L. (2003). *Rocksim program guide*.
- Guerrero, V.A., Barranco, A., and Conde, D. (2018). Active control stabilization of high power rocket.
- Mahler, W.F.C., dos Santos, D.P.S., de Almeida Prado, A.F., and Bertachini (2014). *Projeto de foguetes para lançamento de nano satélites*.
- NASA (2017). Sounding rockets overview. URL https://www.nasa.gov/mission_pages/sounding-rockets/missions/index.html.
- Niskanen, S. (2013). *Openrocket technical documentation. Development of an Open Source model rocket simulation software*.
- Pinto, T.M. (2017). *Sounding rockets modeling and simulation with mathematica*.
- Rosema, C., Doyle, J., Auman, L., Underwood, M., and Blake, W.B. (2011). *Missile datcom user's manual-2011 revision*. Technical report, Army Aviation and Missile Research Development ENG CTR Redstone Arsenal AL
- Sellers, J.J., Astore, W.J., Giffen, R.B., and Larson, W.J. (2000). *Understanding space: An introduction to astronautics*. Primis.
- Silva, F.M. (2015). *Uma proposta para o ciclo de vida de missões de foguete de sondagem*. dissertação (mestrado).
- Siouris, G.M. (2004). *Missile guidance and control systems*. Springer Science & Business Media.
- Wilson, Luiz Oliveira Junior, H.A., Fazzolari, C.M., Freire, C.A.d.P., and Carvalho (2023). *6 degrees of freedom simulation of an unguided sounding rocket using Matlab/Simulink*. Aceito para publicação em Society of Automotive Engineers (SAE) Brasil.