



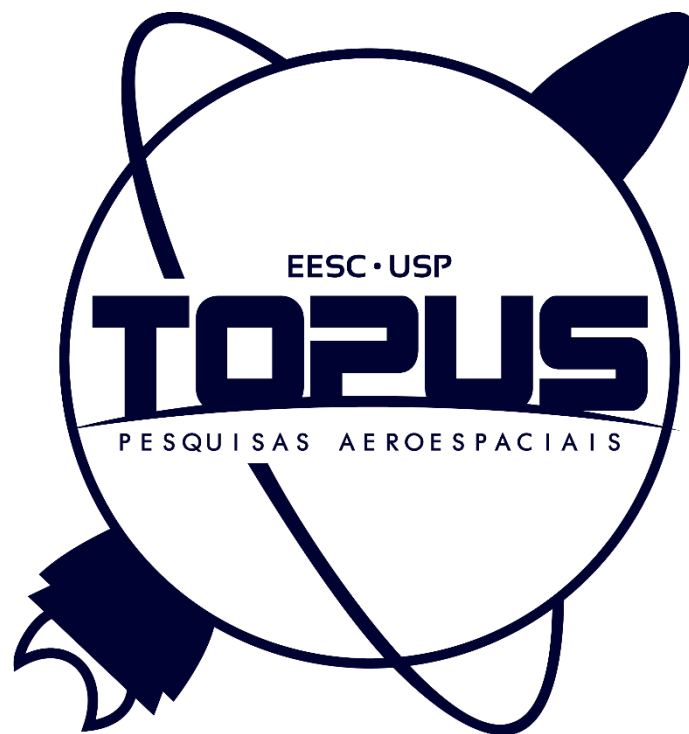
Documentação Técnica

Simulação de Lançamento de Foguetes

MecVoo beta

Gustavo Camargo Teixeira de Almeida
(Cuca)

Simulação de Lançamento de Foguetes



Junho de 2019

Sumário

Introdução	3
Modelo Atmosférico	4
Modelo Aerodinâmico.....	7
Modelo Propulsivo	10
Modelo Dinâmico	11
Implementação em Matlab.....	13
Aplicações e Futuros Aprimoramentos	15
Referências.....	17

Introdução

A simulação computacional revolucionou a forma que se dá o desenvolvimento de projeto, desde a análise estrutural da fuselagem utilizando MEF até a queima e exaustão de gases por meio de CFD de escoamento reativo. O emprego dessa ferramenta ocorre em praticamente todas as áreas de engenharia.

Os softwares de simulação são fundamentais na área aeroespacial, já que a prototipagem e ensaios de teste tomam tempo e recursos importantes de projeto. Sem o desenvolvimento desses programas seria praticamente inviável o desenvolvimento de projetos tão avançados quanto atualmente.

Existem softwares prontos desenvolvidos para as diferentes análises necessárias, porém eles possuem uma desvantagem. Não é possível mudar modelos utilizados nesses softwares, o que impossibilita muitas vezes a sua otimização, forçando a utilização, muitas vezes, de softwares diferentes para complementaridade.

Como um grupo de pesquisa e desenvolvimento de tecnologia aeroespacial, é muito mais vantajoso para o TOPUS desenvolver seus próprios softwares de simulação com modelos adequados para os regimes em que se encontram os sistemas. Esse é o caso dos simuladores de lançamento de foguetes.

A simulação de voo é crucial para as análises de desempenho e estabilidade do projeto de um foguete, sendo o primeiro responsável pela otimização do projeto para a missão especificada e o segundo para garantir a segurança do lançamento. Para isso, é necessário que as pessoas que fazem essas análises saibam um mínimo de todas as áreas de projeto e estejam constantemente em contato com essas áreas.

O projeto deste simulador nasceu da necessidade de uma análise mais completa (com 6 graus de liberdade) para as participações na Spaceport America Cup e na Cobruf de 2017, levando-se em consideração a importância da determinação probabilística do local de queda do foguete dados os perfis de vento de ambas as localizações de lançamento.

A partir disso foi decidido que o software teria três modelos a serem implementados: o modelo atmosférico, responsável pela simulação dos ventos, pressão e densidade do ar em cada altitude, o modelo aerodinâmico, que deveria calcular as forças e momentos aerodinâmicos atuantes no foguete a partir de dados previamente obtidos, e o modelo dinâmico, em que eram obtidas as resultantes que atuam no foguete e determinam a equação de estado do sistema.

Modelo Atmosférico

Um dos principais fatores que influenciam o lançamento de um foguete é o meio em que ele está contido, principalmente no estágio inicial de voo, no qual a menor velocidade o deixa mais suscetível a instabilidades pelos carregamentos aerodinâmicos, além da resistência do ar que detém a aceleração do foguete.

A segurança do voo depende muito das condições climáticas do dia do lançamento. Um dia nublado ou com ventos muito fortes tornam o voo muito mais perigoso, podendo até inviabilizar o lançamento. Para isso, é importante saber os limites do envelope de voo do foguete a ser lançado.

A atmosfera é um sistema dinâmico complexo sujeito a variações drásticas devido a pequenas alterações de seu estado inicial, o que é chamado de sistema caótico. Logo, é praticamente impossível simular exatamente os parâmetros atmosféricos de um dia de lançamento.

Por outro lado, é possível basear-se nos dados estatísticos da atmosfera no local de lançamento na dada época do ano. Para tanto, o modelo atmosférico é separado em duas partes, uma para as características termodinâmicas da atmosfera e outra para a determinação do perfil de ventos.

O modelo utilizado para calcular os parâmetros termodinâmicos da atmosfera T , P , ρ e c (temperatura, pressão, densidade e velocidade do som, respectivamente) é o modelo de atmosfera padrão internacional “ISA” desenvolvido pela ICAO ⁽¹⁾ (Organização de Aviação Civil Internacional) e largamente utilizado na área aeronáutica.

No caso, foi utilizado o modelo de troposfera ISA, uma vez que o maior projeto atual do TOPUS tem o apogeu projetado de 10.000 ft, e o modelo é válido abaixo de 11.000 m de altitude. As equações dependentes da altitude h ficam:

$$T(h) = T_0 + \lambda h$$

$$P(h) = P_0 e^a$$

$$\rho(h) = \frac{P(h)}{R T(h)}$$

$$c(h) = \sqrt{\gamma \frac{P(h)}{\rho(h)}}$$

Onde $a = \frac{-h \cdot g}{R T(h)}$, $\gamma = 1,4$, $R = 287.54 \text{ m}^2/\text{s}^2\text{K}$, $\lambda = -6,5 \times 10^{-3} \text{ K/m}$, T_0 , e P_0 são os valores de temperatura e pressão ao nível do mar ($h=0$), ou seja, respectivamente, 288.15 K e 101325 Pa, além da gravidade $g = 9,81 \text{ m/s}^2$.

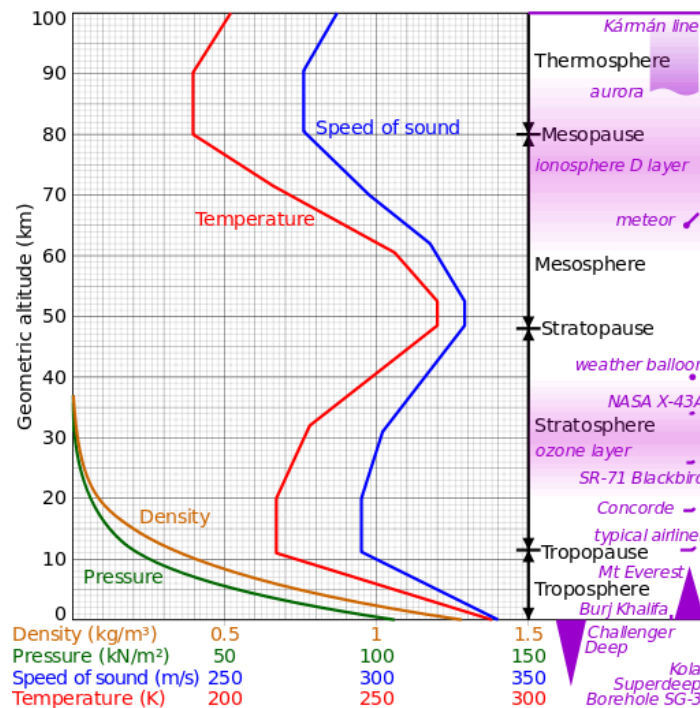


Figura 1 - Relação de parâmetros termodinâmicos atmosféricos do modelo ISA

Para a modelagem dos ventos, como já foi citado, é virtualmente impossível determinar o perfil de ventos no momento de um lançamento. Logo, não é possível implementar um modelo estático para os ventos, baseados em um único parâmetro, porém uma análise probabilística é o que melhor se adequa ao caso.

Os dados necessários para essa simulação devem necessariamente provir de um estudo de longo prazo da área de lançamento, determinando uma velocidade média e um desvio padrão para cada altitude medida. Alguns desses estudos também discretizam os dados por mês, o que ajuda ainda mais a aperfeiçoar a simulação. Também é necessário indicar a direção preferencial do perfil de vento com o azimute θ em relação à direção Norte.

A determinação estatística é dada a partir de uma função que utiliza uma distribuição gama com parâmetros calculados a partir da entrada e seleciona aleatoriamente um valor com a probabilidade de acordo com a função de distribuição.

Determinados os valores, que estão descritos em coordenadas cilíndricas, é necessário convertê-los para as coordenadas cartesianas alinhadas com o referencial da terra, em que \hat{x} é a direção Norte, \hat{y} é a direção Leste e \hat{z} é a direção vertical para baixo. Assim, as equações de transformação ficam:

$$u_{wind} = V_{wind} \cos \theta$$

$$v_{wind} = V_{wind} \sin \theta$$

$$w_{wind} = 0$$

Onde u_{wind} , v_{wind} , e w_{wind} são os componentes em \hat{x} , \hat{y} e \hat{z} , respectivamente, do vetor velocidade do vento V_{wind} .

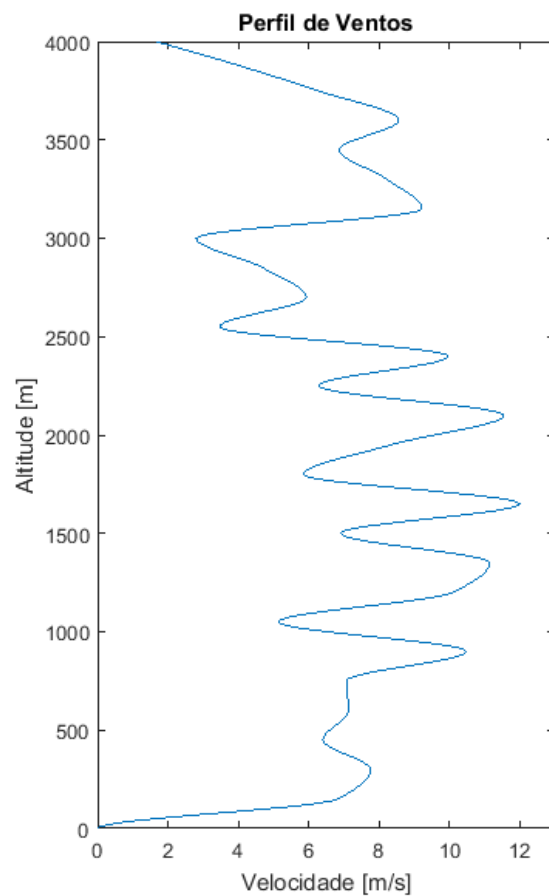


Figura 2 - Perfil de ventos gerado estatisticamente ao longo da altitude

A única condição imposta ao modelo é a de que a velocidade em solo deve ser igual à zero, para obedecer à condição de não deslizamento, provinda dos princípios da mecânica dos fluidos.

Como é possível ver acima, podem ocorrer algumas mudanças abruptas de intensidade do vento, assim como sua direção. Essas variações são equivalentes a rajadas, às quais o foguete está sujeito a enfrentar durante seu voo. Assim, pode-se ver que o modelo se atém fiel à realidade sem a necessidade da implementação de cálculos para rajadas, o que tornaria o processamento numérico mais demorado.

Modelo Aerodinâmico

Por mais que se saiba como se comporta a atmosfera ao longo do tempo, de nada adianta se não for conhecido o modo como o ar influencia o voo do foguete.

O fluxo de ar ao redor de um corpo é o que dita como a pressão se distribui ao seu redor, gerando forças e momentos nesse corpo. As principais características que influenciam o fluxo de ar são o formato do corpo, suas dimensões, a velocidade do ar ao redor desse corpo e a rugosidade das superfícies.

O cálculo da distribuição de pressão ao longo do corpo do foguete é um processo computacionalmente custoso, logo não é vantajoso incorporá-lo ao simulador de voo. Portanto é necessário obter os dados necessários a partir de um programa próprio para isso (i.e. *Aerolab*).

Na área aeroespacial não é comum trabalhar com forças e momentos aerodinâmicos, mas sim com coeficientes aerodinâmicos adimensionais devido às dificuldades de reprodutibilidade experimentais. Esses coeficientes são afetados por parâmetros do fluxo, como o número de Mach e o número de Reynolds, e a orientação entre o vetor de velocidade do ar V_b e a orientação espacial do corpo.

Para definir a orientação espacial do foguete, foram definidos três eixos ortogonais centrados no centro de gravidade do foguete⁽²⁾ \hat{x}_b , \hat{y}_b e \hat{z}_b , sobre os quais estão as velocidades em relação ao ar u , v e w , respectivamente, assim como as rotações p , q e r . Matricialmente tem-se $V_b = \{u \ v \ w\}^T$ e $\omega_b = \{p \ q \ r\}^T$.

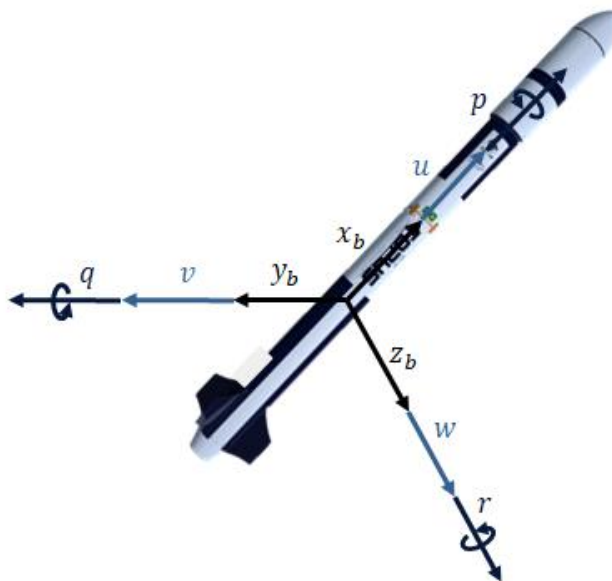


Figura 3 - Orientação dos eixos de referência no foguete F_b

Importante ressaltar que, como será explicado mais profundamente na seção seguinte, trata-se de uma simulação de seis graus de liberdade, sendo três graus de translação e três graus de rotação. Portanto, teremos forças f_x , f_y e f_z e momentos L , M e N atuantes nesses três eixos definidos anteriormente.

Entretanto, como os foguetes desenvolvidos tem uma simetria radial, pode-se trabalhar com apenas duas forças e dois momentos: um ao longo do eixo principal \hat{x} do corpo e outro ortogonal a esse eixo, no plano yz .

Essa simplificação permite que sejam utilizados apenas dois ângulos entre a orientação do foguete e o fluxo aerodinâmico que passa por ele: o *ângulo de ataque* α , entre o eixo \hat{x} e a velocidade do ar V_b , e o *ângulo de inclinação* β , entre o eixo \hat{y} e a projeção da velocidade V_b no eixo yz . Pode-se calcular os ângulos da seguinte forma:

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{u}{V_b} \right)$$

$$\beta = \cos^{-1} \left(\frac{v}{V_t} \right)$$

onde $V_t = \{0 \quad v \quad w\}$.

Outra simplificação comumente utilizada é o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos a partir das derivadas aerodinâmicas, o que simplifica os cálculos e diminui os dados de entrada para o modelo, sendo os coeficientes calculados por uma série de Taylor (praticamente todas com apenas a primeira derivada sendo relevante).

É importante ressaltar que há “derivadas cruzadas” que influenciam no comportamento do voo, que serão levadas em consideração para o cálculo dos coeficientes.⁽³⁾ Como o modelo em questão leva em consideração apenas dois ângulos, estes já são utilizados no cálculo dos coeficientes aerodinâmicos.

$$C_D = C_{D0} + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 C_D}{\partial \alpha^2} \alpha^2$$

$$C_Y = \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \alpha \right) \sin \beta + \frac{\partial C_L}{\partial q} q$$

$$C_L = \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \alpha \right) \cos \beta + \frac{\partial C_L}{\partial q} r$$

$$C_l = \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \beta + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 C_l}{\partial \beta^2} \beta^2$$

$$C_m = - \left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \alpha \right) \sin \beta + \frac{\partial C_m}{\partial q} q$$

$$C_n = \left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \alpha \right) \cos \beta + \frac{\partial C_m}{\partial q} r$$

Após o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos, é necessário aplicar um fator de correção devido à compressibilidade do ar, uma vez que isso não é levado em conta nos cálculos acima. ⁽⁴⁾ Uma boa aproximação é multiplicar o coeficiente do caso incompressível por um fator γ dado por:

$$\gamma = \frac{1}{\sqrt{|1 - M^2|}}$$

em que M é o número de Mach do foguete, calculado com a simples razão entre a norma de V_b e a velocidade do som no ar c , dado pelo modelo atmosférico.

Finalmente, aplicando os coeficientes para obter as respectivas forças e momentos, é possível obter as seguintes fórmulas:

$$\begin{cases} f_x = q_b S (C_D \cos \alpha + (C_Y + C_Z) \sin \alpha) \\ f_y = q_b S (C_D \sin \alpha + C_Y \cos \alpha) \\ f_z = q_b S (C_D \sin \alpha + C_L \cos \alpha) \end{cases}$$

$$\begin{cases} L = q_b S d C_l \\ M = q_b S d C_m \\ N = q_b S d C_n \end{cases}$$

onde a pressão dinâmica é $q_b = \frac{1}{2} \rho V_b^2$, S é a área de referência e d é o diâmetro de referência do foguete. É importante ressaltar que cada força aerodinâmica é aplicada no sentido contrário das velocidades u , v e w .

O modelo aerodinâmico também é responsável por fornecer as forças aerodinâmicas a partir do momento em que o sistema de recuperação é acionado, quando o foguete deixa de ser um corpo rígido e tem um comportamento mais complexo.

Para fins de simplificação, o foguete com seu sistema de recuperação foram tratados como um único corpo rígido, cuja orientação é sempre a mesma, não há momentos e a única força atuante é o arrasto, com direção oposta a V_b . Esse comportamento é similar ao de uma esfera, no qual há uma simetria radial em todos os eixos.

Há uma intenção de melhorar o modelo físico utilizado para essa fase do voo, porém, como não se trata de uma fase onde a simulação deve ser muito fidedigna, é uma aproximação muito simplificada e razoável para o propósito do simulador.

Modelo Propulsivo

Outro modelo necessário para descrever o comportamento correto do foguete durante o voo é o referente à propulsão, que interfere tanto nas forças que atuam no corpo quanto na sua massa.

Os modelos de motor-foguete atualmente utilizados pelo grupo são todos motores de propelente sólido, o que significa que as características da queima se dão pela geometria do propelente, sua composição química e a geometria da câmara de combustão. Portanto, não há como alterar as propriedades da propulsão durante o voo (exceto pelo efeito da rarefação atmosférica conforme o foguete sobe, que pode ser desprezado no caso).

A partir disso é possível utilizar a curva de empuxo no tempo, obtida pela área de propulsão (seja ela teórica ou experimental) e a massa inicial de propelente como únicas entradas necessárias para os cálculos.

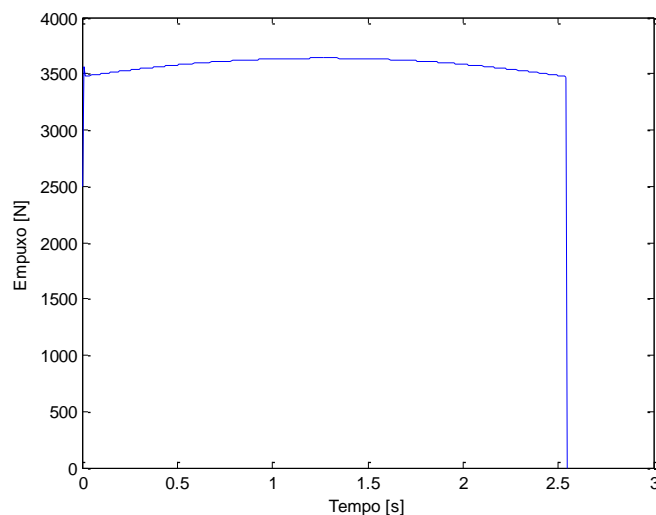


Figura 4 - Curva de empuxo no tempo

Partindo do pressuposto que a massa de propelente diminui na mesma taxa com a qual o empuxo varia, pode-se comparar as seguintes relações:

$$I_T = \int_0^{t_q} T dt, \quad m_{p0} = \int_0^{t_q} \dot{m}_p dt$$

Onde I_T é o impulso total do foguete, m_{p0} é a massa inicial de propelente e t_q é o tempo de queima do propelente. Por analogia, pode-se chegar a seguinte equação para a variação de massa do foguete em um determinado momento:

$$m_p(t) = m_{p0} \left(1 - \frac{1}{I_T} \right) \int_0^t T dt$$

A mudança dos momentos de inércia foi desprezada, assim como o passeio do CG durante o voo (ver o capítulo seguinte).

Modelo Dinâmico

O modelo dinâmico trata o comportamento do corpo de acordo com as forças e momentos aos quais ele está submetido. As hipóteses assumidas para o modelo dinâmico são as seguintes:

- O foguete é um corpo rígido;
- CG fixo (ignorando o passeio do CG, mas variando a massa);
- Seis graus de liberdade (3 de translação e 3 de rotação ao redor dos eixos);
- Terra plana e infinita (ignorando os efeitos de curvatura e rotação da Terra);
- O foguete tem uma simetria radial (o que implica em $I_{yy} = I_{zz}$).

Com isso, é necessário definir dois referenciais: um referencial inercial, centrado na rampa de lançamento (caracterizado no Modelo Atmosférico) e considerado o referencial da terra F_e , e um referencial não inercial, centrado no CG do foguete (caracterizado no Modelo Aerodinâmico) F_b .

Assim, podem-se utilizar as equações de Newton-Euler para o movimento do foguete no referencial F_b :

$$\begin{cases} m(\dot{\mathbf{V}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times \mathbf{V}_b) = \mathbf{f}_{res} \\ \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_b) = \mathbf{M}_{res} \end{cases}$$

Onde \mathbf{I} é o tensor de inércia do foguete.

Para caracterizar a atitude do foguete, utilizou-se os ângulos de Euler para guinada (ψ), arfagem (θ) e rolagem (ϕ). Este método exige uma matriz de transformação entre os dois referenciais utilizados:

$$\mathbf{L}_{eb} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

A maior vantagem oferecida por esse método é que a matriz de transformação $\mathbf{L}_{be} = \mathbf{L}_{eb}^{-1} = \mathbf{L}_{eb}^T$, o que simplifica as operações do modelo. Por outro lado, a matriz de transformação é grande e complexa, o que exige muita atenção quando escrita e mais poder computacional.

Com isso é possível obter as expressões da aceleração $\dot{\mathbf{V}}_b$ e $\dot{\boldsymbol{\omega}}_b$ em função das forças atuantes no foguete.

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{V}}_b = -(\boldsymbol{\omega}_b \times \mathbf{V}_b) + \frac{1}{m}(\mathbf{T} - \mathbf{f}) + \mathbf{L}_{be}\mathbf{g} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_b = \mathbf{I}^{-1}(-(\boldsymbol{\omega}_b \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_b) - \mathbf{M}) \end{cases}$$

Nas quais $\mathbf{T} = \{T \ 0 \ 0\}^T$ é o vetor de empuxo, $\mathbf{g} = \{0 \ 0 \ g\}^T$ é o vetor da gravidade no referencial da Terra, $\mathbf{f} = \{f_x \ f_y \ f_z\}^T$ é o vetor das forças aerodinâmicas e $\mathbf{M} = \{L \ M \ N\}^T$ é o vetor dos momentos aerodinâmicos.

Também pode-se escrever a variação da posição do foguete em relação à Terra como sendo:

$$\dot{\mathbf{r}}_e = \mathbf{L}_{eb}\mathbf{V}_b + \mathbf{V}_{wind}$$

Em que $\dot{\mathbf{r}}_e = \{\dot{x}_e \ \dot{y}_e \ \dot{z}_e\}^T$ é o vetor da velocidade do foguete em relação à Terra. Lembrando que é necessária essa soma, pois a velocidade \mathbf{V}_b é referente ao ar, e \mathbf{V}_{wind} é a velocidade do ar em relação à Terra.

Para encontrar a variação da atitude do foguete em termos dos ângulos de Euler, é necessário introduzir a matriz de rotação \mathbf{R} em relação à rotação $\boldsymbol{\omega}_b$ do foguete.

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix}$$

Portanto, pode-se escrever a variação da atitude $\dot{\mathbf{e}} = \{\dot{\psi} \ \dot{\theta} \ \dot{\phi}\}^T$ como sendo:

$$\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{R}\boldsymbol{\omega}_b$$

Onde $\boldsymbol{\omega}_b = \{p \ q \ r\}^T$ é o vetor de rotação na orientação do corpo e $\mathbf{e} = \{\psi \ \theta \ \phi\}^T$ é o vetor atitude do foguete.

Desta forma, seja $\mathbf{X} = \{u \ v \ w \ p \ q \ r \ \psi \ \theta \ \phi \ x_e \ y_e \ z_e\}$ o vetor de estado, o problema pode ser escrito na forma $\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{X}, t)$, onde $\mathbf{f}(\mathbf{X}, t)$ é uma função $\mathbb{R}^{12} \times \mathbb{R} \mapsto \mathbb{R}^{12}$, que é a forma padrão para o tratamento no Matlab. Dadas as condições iniciais $\mathbf{X}_0 = \mathbf{X}(t = 0)$, tem-se um problema de valor inicial.

Implementação em Matlab

A linguagem de programação escolhida para o desenvolvimento do simulador de 6 graus de liberdade foi o Matlab, que já possui uma vasta biblioteca inclusa em seu código fonte, assim como a sua facilidade no tratamento de matrizes e EDOs.

Para tal, o simulador foi dividido em blocos, cada um responsável por uma parte dos cálculos da simulação, recursivamente interligados, com o intuito de simplificar o desenvolvimento e possíveis mudanças nos modelos físicos utilizados, assim como testá-los separadamente na fase de debug.

Todos os modelos são responsáveis por fornecer dados para que o Modelo Dinâmico possa montar o vetor de variação de estados em um dado instante, como explicitado no capítulo anterior.

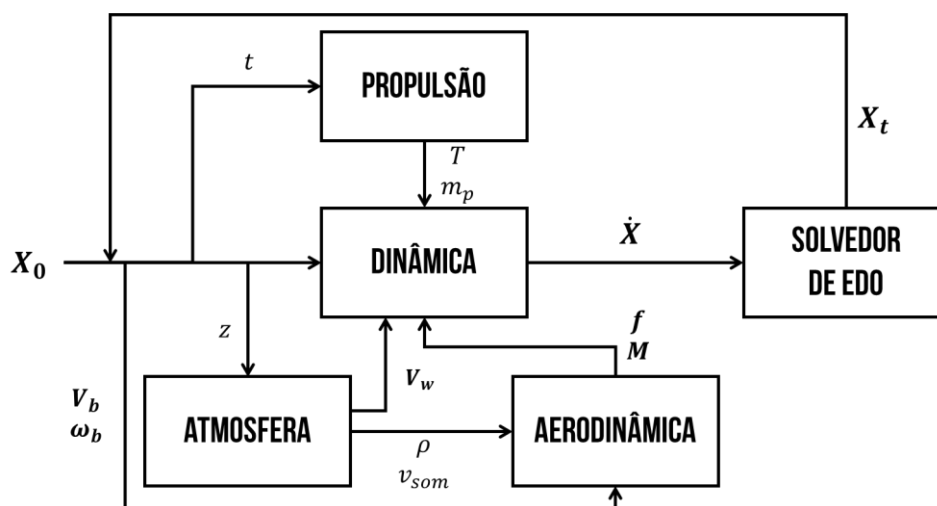


Figura 5 - Esquema de blocos da programação do simulador

O Modelo Atmosférico, como é recursivamente calculado, foi dividido para que o perfil de vento não seja afetado com variações bruscas, uma vez que pequenas variações na altura poderiam causar grandes variações na direção e na intensidade do vento.

Então o perfil de ventos no local do lançamento é gerado antes da simulação, para que este seja homogêneo e sem grandes variações em pequenas distâncias. Há também a possibilidade de simular o voo sem vento.

Para solucionar o P.V.I. da simulação numérica, utilizou-se a função “ode45”⁽⁵⁾, já presente na biblioteca do Matlab, que é um solucionador de equações diferenciais ordinárias com passo variável, o que significa que ele pode aumentar ou diminuir a resolução da solução de acordo com a necessidade, levando em consideração o gradiente do vetor de estados.

A grande vantagem de utilizar o solucionador de EDOs do Matlab é a sua capacidade de definir eventos de parada, dividindo o voo em fases com características físicas diferentes, que necessitam de alterações nos modelos utilizados.

Com isso, é possível dividir a simulação nas fases necessárias do voo de acordo com os requerimentos da missão. Para o caso do TOPUS One, o foguete desenvolvido para a Spaceport America Cup, havia a necessidade de utilizar uma recuperação em dois eventos: um paraquedas drogue, que se abria no apogeu, e um paraquedas principal, que seria ativado quando o foguete atingisse uma altitude de 300 metros acima do solo (1000 ft AGL).

Para tal, a simulação foi dividida em três fases: voo em ascensão, descida com o drogue e descida com o principal. A principal diferença entre as três fases é as características aerodinâmicas do foguete em voo livre e sob um paraquedas. Também há duas fases distintas no voo de ascensão, mas elas podem ser simplificadas com o funcionamento ou não do motor, o que simplifica a implementação do código.

Deste modo, como estado inicial da fase seguinte era utilizado o vetor de estados quando a condição de parada da fase inicial era atingida. A condição final da simulação é quando o foguete atinge o solo na mesma altitude em que foi lançado.

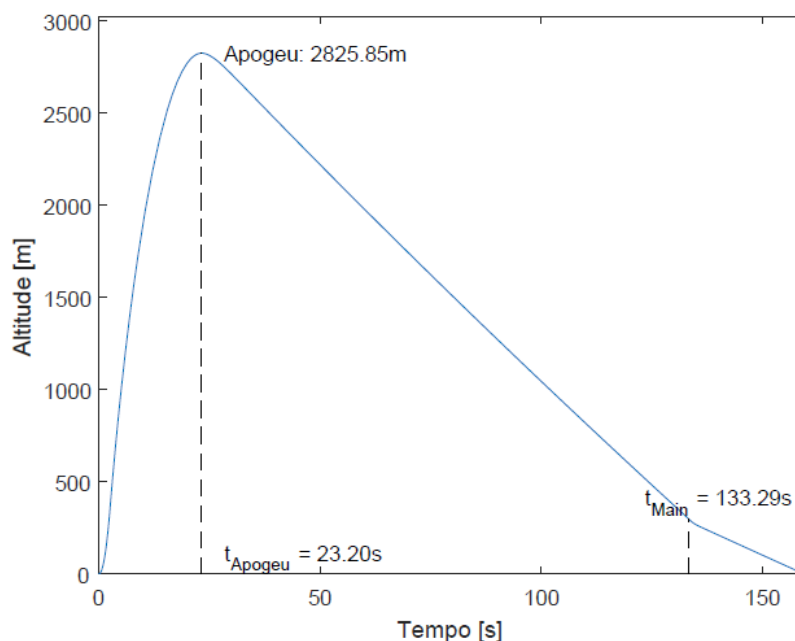


Figura 6 - Resultado da simulação de voo

Após a simulação é necessário unir os resultados da simulação, uma vez que o output da função `ode45` é uma matriz de tamanho $n \times 12$ com os estados em cada instante de tempo e um vetor de tempo de tamanho n , assim como o tempo e o vetor de estados na condição de parada da solução.

Como há três soluções, uma para cada fase, deve-se unir os vetores de tempo e as matrizes de estado, assim como separar os instantes e vetores de estado nos eventos que separam as diferentes fases de voo.

Aplicações e Futuros Aprimoramentos

O simulador de voo tem uma grande versatilidade, sendo utilizado em diferentes análises durante o projeto e operação de um foguete, uma vez que é a melhor ferramenta para caracterizar o voo.

Não há muitos outros métodos de análise de desempenho de foguetes, e dificilmente algum é mais completo do que a simulação computacional de voo. Ela é necessária para confirmar o trabalho das áreas de maneira integrada, unindo todo o trabalho de projeto.

Juntamente com a análise de desempenho, pode-se extrair da simulação de voo informações sobre os esforços sofridos durante o voo, o que ajuda no refinamento dos cálculos de projeto e na otimização do foguete.

Outro uso para as simulações computacionais é a análise de dispersão de queda do foguete influenciada pelo vento. Diferentemente dos usos anteriores, que podem recorrer a simulações com 3 G.L. (mais comuns em simuladores comerciais), a dispersão necessita de uma análise com 6 G.L. .

A partir de diversas iterações, com pequenas variações estocásticas nos parâmetros do foguete, nas condições iniciais e ambientais é possível fazer uma análise de dispersão da área de queda a partir do método de Monte Carlo, uma ferramenta estatística muito poderosa para eventos determinísticos e sensíveis a perturbações. ⁽⁶⁾

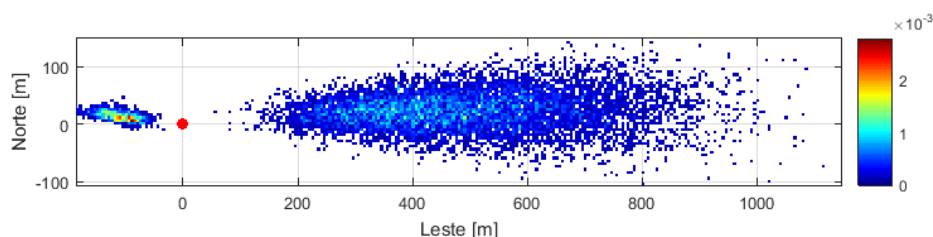


Figura 7 - Densidade de probabilidade de queda do foguete

Com a análise da dispersão, é possível determinar qual a melhor região para espectadores se posicionarem, estabelecer zonas de exclusão (onde nenhuma pessoa deve estar presente) e prováveis regiões de busca. É importante ressaltar que a principal região levada em consideração é a referente aos impactos de voo balístico, quando o sistema de recuperação não é acionado e o foguete colide com a maior energia com o solo.

Esse último processo é o que mais consome recursos computacionais, uma vez que necessita de milhares de simulações de lançamentos para obter uma boa resolução. Uma sugestão de aprimoramento para ser feito futuramente é a implementação em uma linguagem de programação com processamento mais rápido (C, Python ou Fortran) para minimizar o tempo de computação.

Outro possível aprimoramento que deve ser implementado futuramente é um modelo mais realista de translação e rotação do foguete após o paraquedas abrir, uma vez que o modelo de corpo rígido não é o ideal para o caso, além das mudanças de momento de inércia e coeficientes aerodinâmicos.

Também pode-se melhorar o modelo aerodinâmico em relação à variação dos coeficientes aerodinâmicos em função do Mach, uma vez que a correção de compressibilidade é válida para velocidades baixas, mas se torna incoerente quando o foguete atinge velocidades próximas à do som.

Uma das possibilidades é processar as curvas da variação dos coeficientes pelo Mach e transformá-las em funções de interpolação antes do início da simulação, do mesmo modo que é feito com o perfil de ventos, dando maior fidelidade à simulação.

Por fim, a adequação e validação dos modelos devem feitas em comparação com dados obtidos em voos nominais dos foguetes desenvolvidos pelo grupo, melhorando a qualidade da simulação para futuras aplicações cada vez mais fiéis à realidade.

Referências

1. Atmosfera Padrão Internacional. *Wikipedia, a enciclopédia livre*. [Online] [Citado em: 31 de Janeiro de 2018.] https://pt.wikipedia.org/wiki/Atmosfera_padr%C3%A3o_internacional.
2. **Bernard Etkin, Lloyd D. Reid.** *Dynamics of Flight, Stability and Control*. Toronto, Ontario : John Wiley & Sons, 1995. 0-47 1-0341 8-5.
3. **Zipfel, Peter H.** *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*. Gainesville, Florida : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000. 1-56347-456-5.
4. Aerodynamic for Students. [Online] [Citado em: 4 de Janeiro de 2019.] <http://www.aerodynamics4students.com/subsonic-aerofoil-and-wing-theory/subsonic-compressibility-corrections.php>.
5. **Shampine, Lawrence F. e Reichelt, Mark W.** The Matlab ODE Suite. *SIAM Journal on Scientific Computing*. 1997, Vol. 18.
6. *The Analysis of Dispersion for Trajectories of Fire-extinguishing Rocket*. **Mihailescu, Cristina, Radulescu, Marius e Coman, Florentina**. Florence, Italy : WSEAS Press, 2011. 978-1-61804-026-8.