



Fundação Universidade Federal do ABC

Pró reitoria de pesquisa

Av. dos Estados, 5001, Santa Terezinha, Santo André- SP

CEP 09210-580

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

iniciacao@ufabc.edu.br

Relatório Final de Iniciação Científica- Edital 2019

Aluno: Leonardo de Carvalho Chicarolli

Orientador: Profº Cesar Monzu Freire

Centro de Engenharia, Modelagem e Ciências Sociais Aplicadas (CECS)-

Universidade Federal do ABC

Área do Conhecimento CNPq: Dinâmica de voo.

Sub-Área do conhecimento CNPq: Estabilidade e Controle.

Bolsista: Sim, PIC.

DESENVOLVIMENTO DE APARATO EXPERIMENTAL PARA REALIZAÇÃO DE ENSAIO DE *SWING TEST* VISANDO ESTUDO DA ESTABILIDADE DINÂMICA DE FOGUETES

SÃO BERNARDO DO CAMPO - SP

2020

Resumo

Uma das características mais importantes em um foguete é a sua estabilidade dinâmica de voo, existindo diversas maneiras de se avaliar essa propriedade. Ao longo deste projeto de Iniciação Científica o aluno projetará e implementará um aparato para a realização de um experimento chamado *Swing Test*, no qual um modelo de foguete é submetido a um movimento circular e verifica-se a sua capacidade para ajustar a sua orientação de forma autônoma de acordo com a direção tangente a cada momento da trajetória. O objetivo do trabalho é desenvolver uma metodologia que permita testar e validar a estabilidade de foguetes fabricados em escala reduzida, mas com a mesma geometria externa de modelos em escala real, para o contexto de competições universitárias. Estes, por sua vez, serão lançados pela equipe de desenvolvimento de foguetes da universidade, a *UFABC Rocket Design*.

Palavras chaves: Foguetes, Estabilidade, Aerodinâmica de aeronaves.

SUMÁRIO

1	Introdução e Objetivo	4
1.1	Contextualização	4
1.2	<i>Swing test</i>	4
1.3	Estudo das Forças	6
1.4	Estudo da estabilidade.	8
2	Metodologia	10
2.1	Coeficiente da Força Normal ($C_{N\alpha}$)	10
2.2	Coeficiente de Momento ($C_{M\alpha}$)	12
2.3	Centro de pressão (CP)	13
2.4	Coeficiente da Força Normal da empena ($C_{N\alpha})_F$:	14
2.5	Coeficiente de Momento da empena ($C_{M\alpha})_F$:	14
2.6	Interferência empena-corpo na Normal	15
2.7	Cálculo do Centro Aerodinâmico	16
2.8	Centro de Massa	16
3	Resultados	18
3.1	Nariz	19
3.2	Corpo.	19
3.3	Motor.	19
3.4	Empenas.	19
3.5	Paraquedas	20
3.6	Coeficientes.	20
3.7	Teste de voo	23
4	Conclusão	26
	Referências Bibliográficas	29

1 Introdução e Objetivo

1.1 Contextualização

A UFABC Rocket Design (1) é uma entidade estudantil que visa, por meio da colaboração entre discentes da Universidade Federal do ABC, o desenvolvimento de foguetes para a participação em competições universitárias e o estudo de novas tecnologias para a área aeroespacial. Por conta disso, meios de simulação e validação dos modelos são sempre necessárias para que os projetos ocorram de maneira segura e adequada. Alguns exemplos são os softwares estruturais e de modelamento (como o *Open Rocket*) e os disponíveis nos laboratórios de pesquisa da universidade (como o túnel de vento).

Tendo isto em vista, o escopo deste trabalho é o estudo de uma metodologia experimental *Swing Test* para análise de estabilidade dos modelos de foguetes desenvolvidos pela UFABC Rocket Design e adaptar este experimento a estruturas que não podem ser testadas em túneis de vento por conta de empecilhos (como o tamanho disponível da área de teste). Apesar das paralisações ocorridas no ano de 2020 e os atrasos consequentes, o projeto pode evoluir com o seu cronograma, onde o último passo foi a construção de um motor como protótipo para o ensaio da estabilidade de modelos escalas menores, de forma que se possa visualizar os efeitos de estabilidade e instabilidades do corpo, bem como a modificação de sua geometria altera o comportamento destes.

1.2 *Swing test*

O estudo dos foguetes é uma das áreas mais profundas da engenharia aeroespacial, pois não basta somente projetá-lo, mas estudar a sua dinâmica, materiais utilizados e comportamento dentro e fora da órbita terrestre. Em razão disso, foi desenvolvida uma metodologia não trivial com o intuito de deixar o comportamento desse meio de transporte o mais previsível possível. Em geral, é feito um estudo da estabilidade do foguete, que é a capacidade de retornar ao estado original após sofrer uma perturbação durante o seu voo.

Tal pesquisa pode ser realizada através de métodos computacionais (softwares como o RocketSim (2) e o Open Rocket (3)), experimentais (através de túneis de vento)

ou analiticamente. O que determina o modelo a ser seguido é o tamanho, aplicação e complexidade da estrutura do foguete.

Figura 1: Simulação de um foguete feita no programa Open Rocket.

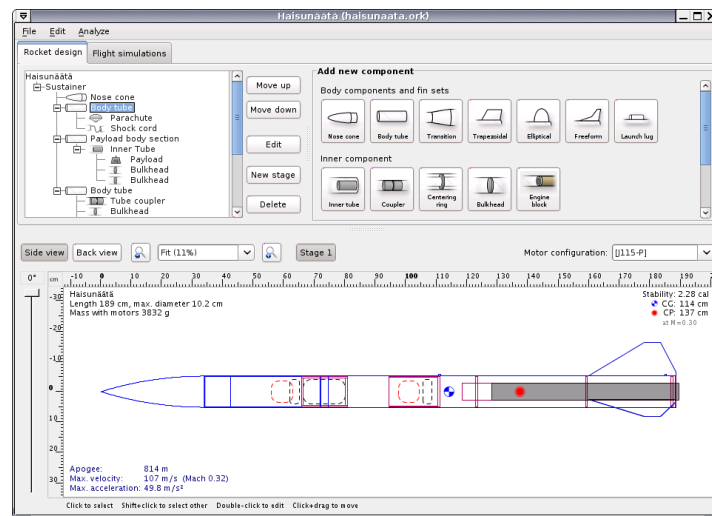


Imagem retirada da fonte (4).

Ainda na análise de métodos de estudo da estabilidade experimentais, se encontra o *swing test* (em uma tradução livre, “teste de oscilação”). Este é utilizado para modelos de foguetes em escala menores e funciona como uma das alternativas para quando a utilização do túnel de vento é descartada (seja por conta da estrutura ou efeito de bloqueio em relação a saída de ar), já que a partir dele se tem uma noção de como a estrutura se comporta em um voo. O experimento basicamente consiste em rotacionar o foguete em uma trajetória circular e, caso esteja com uma estrutura estável, o seu movimento é tangente a trajetória descrita pela circunferência e com o mínimo de oscilações possíveis.

Figura 2: Descrição do movimento circular, onde a velocidade escalar é tangente à trajetória. Em um caso onde o foguete está em condições ideais de estabilidade, espera-se um movimento similar.

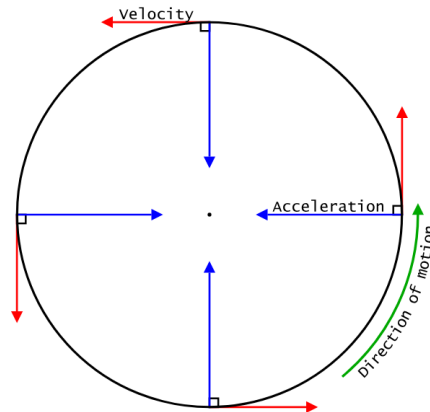


Imagem retirada da fonte (5).

Dentro destas perspectivas, encontra-se a UFABC Rocket Design(1), equipe da Universidade Federal do ABC que tem como foco de estudos a pesquisa, desenvolvimento e construção de foguetes tanto para a participação de competições universitárias quanto a caráter acadêmico. A equipe possui um núcleo de pesquisas que tem como objetivo desenvolver metodologias que aprimorem e otimizem os processos relacionados a construção e testes de voo de foguetes, sendo um desses processos estudados a estabilidade.

1.3 Estudo das Forças

Durante o voo, existem forças que atuam em diferentes partes do foguete em movimento na atmosfera. Nesta seção serão abordadas as forças de tração, gravitacionais e aerodinâmicas (6). A Figura [3] apresenta elas em seus pontos de aplicação.

Quanto a esses locais, são de suma importância o CG, que é o ponto médio onde se concentra toda a massa do corpo (ou o local médio onde se aplicam as forças de peso) quando este se encontra em um campo gravitacional uniforme. É ao redor dele que um corpo oscila em um voo livre (sem empuxo), rotacionando ao seu redor.

O cálculo para o valor do CG pode ser considerado trivial, uma vez que se saiba o peso das componentes do corpo e as distâncias de cada uma delas em relação ao ponto de referência (normalmente, adota-se este como sendo o início do nariz). Esses valores se encontram tabelados para cada geometria.

O CP é o local ao qual se concentram todas as forças aerodinâmicas relacionadas a pressão do fluido em que o foguete se desloca. Estas leva em conta somente

a geometria externa do corpo e podem ser decompostas em duas componentes: Força Normal (\vec{N}) e a de arrasto axial (\vec{T}_a), sendo elas perpendiculares e paralelas ao eixo longitudinal do foguete, respectivamente.

A localização do CP é complexa de ser abordada, sendo um dos passos vitais tratados na metodologia deste trabalho.

Figura 3: A imagem demonstra um modelo de foguete em voo vertical. Nota-se a presença das forças que atuam no foguete e as suas posições de aplicação. Será visto a seguir que este padrão de disposição das forças representa um modelo instável.

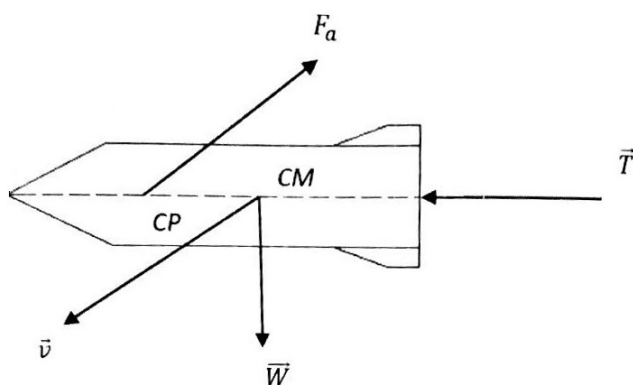


Imagem retirada da fonte (6).

Quanto as forças citadas na imagem [3], as características vitais a esse trabalho são:

- Força de tração \vec{T} (em inglês, thrust) é a produzida pelo motor a fim de se gerar empuxo através da variação da quantidade de movimento dos gases deslocados, sendo atuante na direção longitudinal do foguete. Por normalmente estar alinhado ao eixo de simetria do foguete, não produz momento angular.
- Forças Gravitacionais (sendo representada por \vec{W} , onde “weight” é traduzido do inglês como “peso”) são causadas pela interferência dos corpos. Estas são aplicadas no CG do foguete, afetando todos os seus componentes e não gerando momento angular.
- Forças Aerodinâmicas \vec{F}_a são aquelas exercidas pelo fluido ao qual o corpo se desloca. O ponto ao qual a linha da força aerodinâmica intercepta a linha longitudinal do foguete é o CP(6). Ao contrário das anteriores, esse caso gera momento angular quando a força não é direcionada ao CG.

1.4 Estudo da estabilidade

Durante o voo, é normal que hajam perturbações na trajetória do foguete causadas por forças externas. Nestes casos, o corpo sai de sua posição inicial e se desloca a um ângulo α .

Quando isso acontece, cada componente produz uma força normal a fim de que gere um momento de correção resultante (como visto na figura [5]) de forma que se estabilize o foguete, decrescendo α em função do tempo.

Figura 4: Imagem descreve um foguete deslocando-se sobre um fluxo. Observa-se que o nariz irá gerar um momento contrário ao da empena.

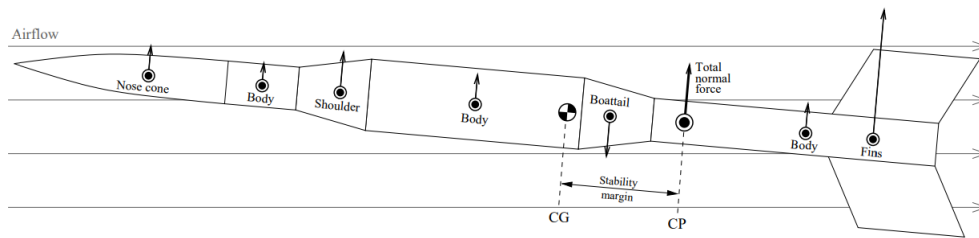


Imagem retirada da fonte (4).

Figura 5: A imagem descreve um gráfico de α em função do tempo de uma oscilação amortecida, sendo dita dinamicamente e estaticamente estável. Observa-se que o ângulo de ataque oscila para intervalos cada vez menores, sendo uma consequência do momento restaurador.

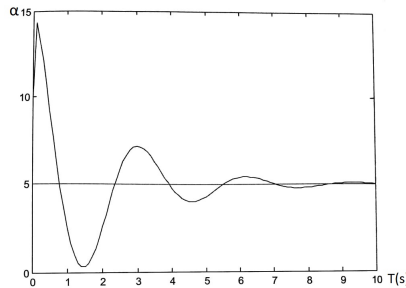


Imagem editada da fonte (6).

Uma das possíveis formas de determinar se o foguete irá oscilar de forma amortecida, reduzindo seu ângulo e denominando-se estável, é vendo o seu valor de margem estática. Dada a configuração da figura [8], observa-se que o momento \vec{M}_A irá decrescer α ao gerar um torque no sentido anti-horário.

Figura 6: A imagem demonstra um modelo de foguete deslocado α . Nota-se a posição do CG anteceder o CP e o momento gerado pela força aerodinâmica em torno do último.

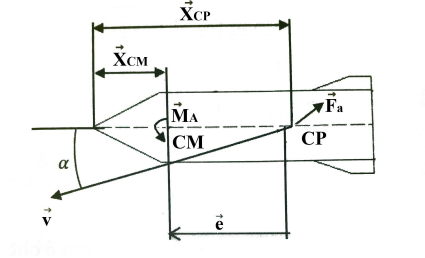


Imagem editada da fonte (6).

Portanto, espera-se que o valor da margem estática (equação [1]) seja um valor positivo, dado quando a localização do CP se encontra posterior ao do CG. Como forma de se medir essa estabilidade, defini-se a margem estática dada por:

$$\varepsilon = \left(\frac{X_{CP} - X_{CG}}{D} \right) \quad (1)$$

Sendo D o valor do diâmetro do corpo e ε geralmente descrita em referências como unidade em calibre. Barrowman descreve em suas teorias que o ideal para que o foguete seja estável é que se tenha um valor mínimo positivo de 1 à 2 calibres.

2 Metodologia

De início, algumas suposições serão feitas a fim de que se possa desenvolver a metodologia aplicada por Barrowman para a determinação do coeficiente da força normal e o coeficiente de momento. Com estes estabelecidos, o passo seguinte será encontrar o CP em velocidades subsônicas para cada um dos componente do foguete e utilizar os valores encontrados para se calcular o CP do foguete em geral. As hipóteses postas são (7, 8):

1. O ângulo de ataque é próximo a zero.
2. O fluxo de ar ao redor do foguete é estável e não rotacional, sem a geração de fricção ou vórtices.
3. O início do nariz é um ponto.
4. O foguete é um corpo rígido.
5. As empenas são placas planas.
6. O corpo do foguete é axialmente simétrico.
7. O escoamento é subsônico.

2.1 Coeficiente da Força Normal ($C_{N\alpha}$)

Tendo isto em mente, o primeiro passo tomado por Barrowman é desenvolver a fórmula do coeficiente da força normal. Tomando um corpo axialmente simétrico em velocidade subsônica (BARROWMAN, 1966 apud MILES, 1955):

$$N(x) = \rho v_o \frac{\partial}{\partial x} [S(x)w(x)] \quad (2)$$

Sendo N a força normal. Em ângulos onde α é próximo de zero, tem-se que $\sin(\alpha) = \alpha$, logo o downwash em um corpo rígido:

$$w(x) = v_o \sin(\alpha) = v_o \alpha \quad (3)$$

Substituindo a Equação [3] em [2] :

$$N(x) = \rho(v_o^2)\alpha \frac{\partial S(x)}{\partial x} \quad (4)$$

Através da definição do coeficiente da força normal, pode-se substituir o valor da área transversal "A" e da pressão dinâmica "q", obtendo-se:

$$C_N(x) = \frac{N(x)}{qA} = \frac{N(x)}{\frac{1}{2}\rho(v_o^2)A} = \frac{N(x)}{\frac{1}{2}\rho(v_o^2)\frac{\pi}{4}d^2} \quad (5)$$

E substituindo a equação [4] na [5]:

$$C_N(x) = \frac{8\alpha}{\pi d^2} \frac{\partial S(x)}{\partial x} \quad (6)$$

Pela referência (7), o coeficiente da força normal em α próximo a zero é dado por:

$$C_{N\alpha}(x) = \frac{\partial C_N}{\partial \alpha} \Big|_{\alpha=0} = \frac{8}{\pi d^2} \frac{\partial S(x)}{\partial x} \quad (7)$$

Assumindo um intervalo definido, pode-se integrar no espaço zero até o comprimento final "L" do corpo para que se encontre $C_{N\alpha}$:

$$C_{N\alpha} = \int_0^L C_N(x) dx = \int_0^L \frac{8}{\pi d^2} \frac{\partial S(x)}{\partial x} dx = \frac{8}{\pi d^2} [S(L) - S(0)] \quad (8)$$

A equação final obtida em [8] possibilita que se encontre o $C_{N\alpha}$ para diferentes geometrias nas dadas condições estabelecidas no início desta seção. Aplicando-se a geometria do nariz, obtém-se:

$$(C_{N\alpha})_{nariz} = \frac{8}{\pi d^2} [S(L) - S(0)] \quad ; \quad S(L) = \frac{\pi d^2}{4} \quad (9)$$

Assumindo que no início do nariz $S(0) = 0$, a equação [9] resulta que $(C_{N\alpha})_{nariz} = 2$. Pela equação [8] não depender do formato do corpo no intervalo de "0"até "L", o resultado em [9] é válido tanto para o nariz em formato de ogiva, quanto em cone ou parábola.

Aplicando-se a equação [8]em um corpo cilíndrico, obtém-se que $(C_{N\alpha})_{corpo} = 0$, pois a área $S(L) = S(0)$, uma vez que o cilindro não varie. Caso hajam variações, o tubo deve ser dividido de forma que o intervalo da transição seja calculado a parte, dessa forma:

$$(C_{N\alpha})_{transicao} = \frac{8}{\pi d^2} [S_2 - S_1] \quad (10)$$

2.2 Coeficiente de Momento ($C_{M\alpha}$)

A força Normal $N(x)$ produz um momento de arfagem definido por:

$$M(x) = x \cdot N(x) = x \rho (v_o^2) \alpha \frac{\partial S(x)}{\partial x} \quad (11)$$

Onde em [11] substituiu-se o valor de $N(x)$ obtido na equação [4]. De forma similar ao coeficiente da Normal, pode-se obter o Coeficiente de Momento por:

$$C_x(x) = \frac{M(x)}{qAd} = \frac{2\alpha x}{Ad} \frac{\partial S(x)}{\partial x} = \frac{8\alpha x}{\pi d^3} \frac{\partial S(x)}{\partial x} \quad (12)$$

Da mesma forma obtida por Barrowman em [7], o coeficiente de momento em α próximo a zero é dado por:

$$C_{M\alpha}(x) = \frac{\partial C_m(x)}{\partial \alpha} \Big|_{\alpha=0} = \frac{8x}{\pi d^3} \frac{\partial S(x)}{\partial x} \quad (13)$$

Novamente, ao se assumir um intervalo definido, pode-se integrar no espaço de "zero"até "L"afim de se obter $C_{M\alpha}$:

$$C_{M\alpha}(x) = \int_0^L \frac{8x}{\pi d^3} \frac{\partial S(x)}{\partial x} dx = \frac{8x}{\pi d^3} [L \cdot S(L) - v] \quad (14)$$

Com a equação [14], pode se obter o valor do CP, visto na próxima seção.

2.3 Centro de pressão (CP)

Da referência (8), o valor da distância do CP em relação ao início do nariz para o caso em que α se aproxima de zero:

$$X_{CP} = d \cdot \left(\frac{\frac{\partial C_{M\alpha}}{\partial \alpha}}{\frac{C_{N\alpha}}{\partial \alpha}} \right) \Big|_{\alpha=0} = d \cdot \left(\frac{C_{M\alpha}}{C_{N\alpha}} \right) \quad (15)$$

Substituindo-se no resultado final da equação [15] os resultados em [14] e [8], pode-se desenvolver a fórmula a ponto de se obter:

$$X_{CP} = \frac{L - \frac{v}{S(L)}}{1 - \frac{S(0)}{S(L)}} \quad (16)$$

A equação [16] pode ser aplicada para se obter os valores de X_{CP} para diferentes componentes. Ao contrário da fórmula anterior, esta leva em consideração o formato (visto que cada geometria possui uma fórmula própria de volume. No caso do nariz em formato de cone, o volume e a equação final ficam:

$$v = \frac{\pi L r^2}{3} = \frac{L \cdot S(L)}{3} \quad ; \quad \frac{v}{S(L)} = \frac{L}{3} \quad (17)$$

$$(X_{CP})_{cone} = \frac{L - \frac{L}{3}}{1 - 0} = \frac{2L}{3} \quad (18)$$

Quanto o nariz em ogiva, o resultado obtido numericamente da equação [18] é apresentado em [18] (BARROWMAN, 1966 apud MAYO, 1965):

$$(X_{CP})_{nariz} = 0.466L \quad (19)$$

2.4 Coeficiente da Força Normal da empena $(C_{N\alpha})_F$:

Pela referência (7), usando como base (9), o coeficiente da normal é dado por:

$$(C_{N\alpha})_F = \frac{4 \cdot b \cdot \left(\frac{S}{d}\right)^2}{1 + \left[1 + \left(\frac{2L}{C_r + C_t}\right)^2\right]^{0.5}} \quad (20)$$

Sendo b o número de empenas no foguete, podendo ser 3 ou 4 e sendo aplicada a casos trapezoidais ou elípticas.

2.5 Coeficiente de Momento da empena $(C_{M\alpha})_F$:

Pela teoria em fluidos subsônicos, o CP em um aerofólio bidimensional é localizado a um quarto do comprimento da sua corda (10). Segundo Barrowman, tomando esta informação, o CP de uma empena tridimensional se localizará ao longo do quarto da linha de corda.

Por definição, o CP está ao longo da corda aerodinâmica média, logo, pelo argumento anterior, ele se localiza na interseção do quarto da linha de corda com este.

Figura 7: A figura representa uma empena, sendo "quarter chord" o quarto da corda e MAC a corda aerodinâmica média. Pela teoria proposta por Barrowman, a localização do CP será na interseção de ambas.

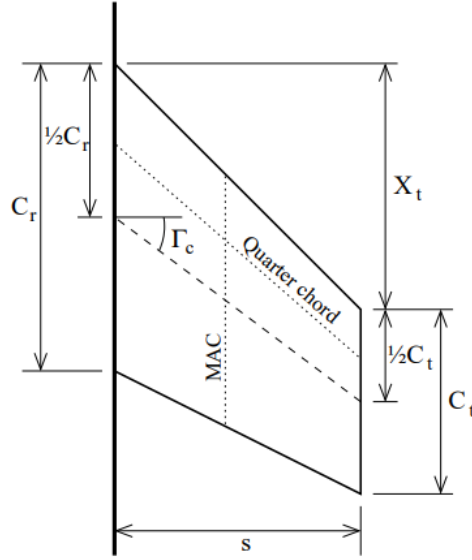


Imagem retirada da fonte (8).

A equação [21] rege a distância da aerodinâmica média:

$$C_{MA} = \frac{1}{A_f} \int_0^S c^2 dy \quad ; \quad c = c_r \left[1 + \left(\frac{\frac{C_t}{C_r} - 1}{S} \right) \cdot y \right] \quad (21)$$

Sendo A_f a área de uma empena, "S" a altura total da empena, "c" a corda generalizada e "y" a distância de MAC até o eixo vertical em C_r . Resolvendo a integral através de manipulações geométricas e pelo conceito introduzido no início dessa sub-seção, chega-se em:

$$(X_{CP})_{empena} = \frac{c_t c_r + 2c_t}{3 c_r + c_t} + \frac{1}{6} \left[c_r + c_t - \frac{c_r \cdot c_t}{c_r + c_t} \right] \quad (22)$$

2.6 Interferência empena-corpo na Normal

Um problema apresentado através desse método é a correção necessária ao $(C_{N\alpha})$ por conta da força normal aplicada pela empena sobre o corpo e o oposto. Por métodos numéricos, chega-se que o fator de correção será dado por:

$$(C_{N\alpha})_{empena-corrigida} = (C_{N\alpha})_{empena} \cdot K_c \quad ; \quad K_c = 1 + \frac{r_t}{S + r_t} \quad (23)$$

Sendo K_c o fator de correção, r_t o raio do corpo do foguete.

2.7 Cálculo do Centro Aerodinâmico

Por fim, ao se analisar todos os componentes de maneira separada, pode-se chegar ao resultado final através de um balanço de momentos através do foguete através da somatória a seguir.

$$(X_{CP})_{foguete} = \frac{\sum_{i=1}^n X_i (C_{N\alpha})_i}{\sum_{i=1}^n (C_{N\alpha})_i} \quad (24)$$

2.8 Centro de Massa

Por conta da simetria do foguete, é possível adotar o caso como um corpo em 2 dimensões. Caso o eixo horizontal do plano cartesiano esteja localizado exatamente no eixo que intercepta o modelo, é possível deferir que no eixo vertical:

$$(Y_{CM})_{foguete} = \frac{\int_0^L y dm}{M_{assa}} = 0 \quad (25)$$

Em relação ao eixo horizontal:

$$(X_{CM})_{foguete} = \frac{\int_0^L x dm}{M_{assa}} = 0 \quad (26)$$

Sendo a equação [26] calculável para cada componente do foguete e obtida de maneira direta ou através de referências para cada geometria. A fórmula final para a localização do centro de massa total do foguete é apresentada por:

$$(X_{CM})_{fogete} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i m_i}{\sum_{i=1}^n (m)_i} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i m_i}{M_{assa}} \quad (27)$$

3 Resultados

Através dos materiais disponíveis em (11), quatro modelos de foguetes foram montados para a realização do Swing Test. Foi confeccionado um motor de forma que o foguete rotacionassem ao seu redor em uma velocidade controlada através de um dimmer.

O motor consiste em um rotor de bateadeira (escolhido por resistir a forças aplicadas) acoplado em um suporte e soldado uma haste de formato T . Esta teve sua geometria escolhida de forma a se posicionar tanto o foguete de um lado quanto um contra peso do oposto. A importância do corpo oposto ao foguete é de equilibrar as forças aplicadas a haste, de forma a amenizar as oscilações.

A esfera escolhida possui uma massa de 36,78 gramas e o comprimento em relação ao centro da haste varia de acordo com a massa total do foguete através da relação $M_{esfera} \times D_{esfera} = M_{foguete} \times D_{foguete}$, sendo M_{esfera} a massa da esfera, D_{esfera} a distância da esfera, $M_{foguete}$ a massa do foguete e $D_{foguete}$ a distância do foguete.

Figura 8: A imagem demonstra o motor confeccionado pelo autor. Nota-se que em uma ponta da haste se localiza uma esfera. No centro, o suporte para a câmera que registrará o comportamento do modelo.



Imagem própria do autor do projeto.

De início, foram montados quatro foguetes de diferentes configurações com o intuito de averiguar os resultados da metodologia experimentalmente e comparando com o programa *OpenRocket*.

3.1 Nariz

Foi utilizado nos quatro casos um nariz ogival com $L = 11,5cm$, $r_t = 2,5cm$ e $massa = 10,28g$. Para o seu Cg, foi utilizada a equação [26], e no caso do Cp, a fórmula [19].

3.2 Corpo

Foi utilizado nos quatro casos um corpo cilíndrico sem transições com $L = 20,2cm$, $r_t = 2,5cm$ e $massa = 8,8g$. Para o seu Cg, foi utilizada a equação [26], e no caso do Cp, a fórmula [10].

3.3 Motor

Foi utilizado nas configurações 2 e 4 o motor. Apesar de não interferir no cálculo do Cp, sua interferência é grande no Cg. Os componentes deste são de formato circular, podendo se encontrar o Cg de maneira similar ao corpo. O $L_{motor} = 7cm$ e $m_{motor} = 16g$, $L_{bloco-motor} = 1cm$ e $m_{bloco-motor} = 0,9g$, $L_{anel-centralizador} = 4cm$ e $m_{anel-centralizador} = 2,8g$ e $L_{tubo-interno} = 8cm$ e $m_{tubo-interno} = 3,32g$.

Figura 9: A imagem demonstra as medidas dos componentes montados pelo Open-Rocket.

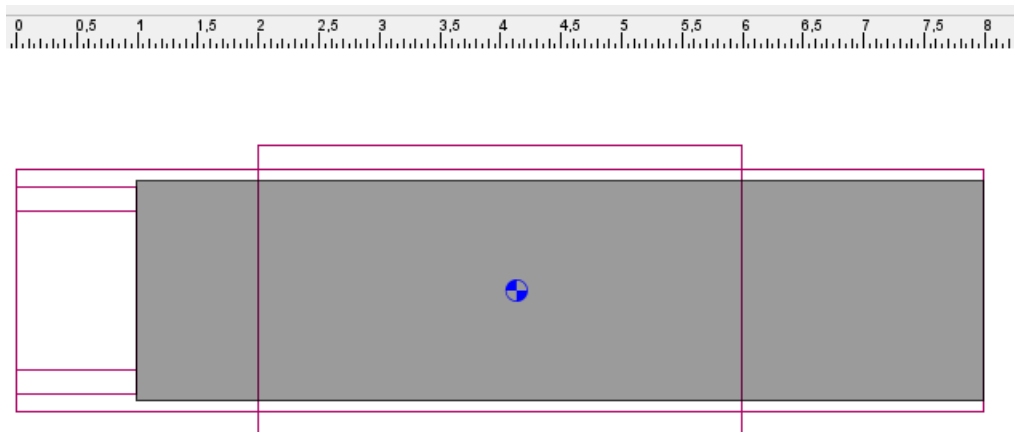


Imagem própria do autor do projeto.

3.4 Empenas

Foi utilizadas um modelo de quatro empenas com $C_r = 5cm$, $s = 3,5cm$, $C_t = 5cm$ e $X_t = 4,95cm$. Para o coeficiente de interferência da empena, $r_t = 2,5cm$.

Para o seu C_g , foi utilizada a equação [26], e no caso do C_p , a fórmula [22] com o fator de correção [23] incluso neste. Os casos onde foram utilizadas as empenas foram o 1 e 4.

3.5 Paraquedas

Foi utilizado um paraquedas no interior dos quatro corpos, localizando-se após 2,5 cm do nariz, tendo $L = 6,5\text{cm}$ e $massa = 3,5\text{g}$. Nota-se que este componente irá alterar a posição do C_g , sendo calculado por [26], porem não terá efeito no C_p por não estar exposto ao fluido ao qual o foguete se desloca.

3.6 Coeficientes

Através das equações na Metodologia, é possível obter os seguintes coeficientes, já considerando o efeito de interferência para as empenas:

Tabela 1: Localizações dos centros, coeficientes e massa dos componentes do foguete

Componente	$X_{CP}[\text{cm}]$	$X_{CG}[\text{cm}]$	$(C_{N\alpha})$
Nariz em ogiva	5,35	7,87	2,00
Corpo	21,6	21,6	0
Empenas (4x)	29,7	31,74	16,45
Paraquedas interno	-	14	-
motor	-	28,2	-
Bloco-motor	-	24,2	-
Anel centralizador	-	27,2	-
Tubo interno	-	27,2	-

Através da equação [24] e [27], obtém-se respectivamente a localização final do centro de pressão e gravidade. Baseando-se nisto, foi criado um programa via python afim de se comparar com uma maior precisão e agilidade os resultados para os seguintes casos:

1. Foguete sem motor interno e com aletas:

Figura 10: Reprodução no Openrocket do modelo utilizado no teste 1. O valor do CG está localizado em 21 cm e o Cp em 27,1 cm, com uma margem estática de 5,04 cal.

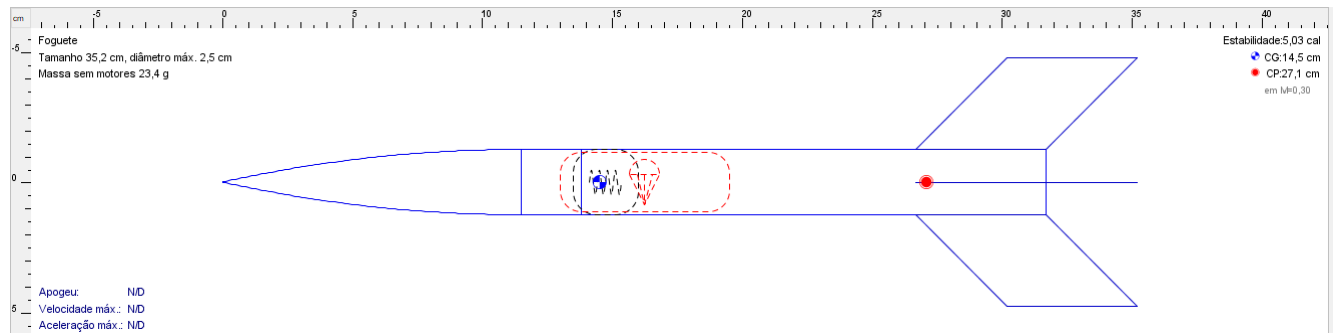


Imagem própria do autor do projeto.

Figura 11: Resultados via python da configuração no caso 1, comparando-se com o experimental e via OpenRocket.

```
In [13]: runfile('C:/Users/Leoch/Desktop/Cod_IC.py', wdir='C:/Users/Leoch/Desktop')
O Cp total é: 27.06 cm
O erro com o valor do OpenRocket foi de 0.1476% em relação ao calculado.
O Cg do foguete está em 14.56 cm. O erro com o experimental foi de 5.0%. O erro com o Open Rocket foi de -0.0%.
```

Imagem própria do autor do projeto.

2. Foguete com motor interno e sem aletas:

Figura 12: Reprodução no Openrocket do modelo utilizado no teste 2. O valor do CG está localizado em 20,9 cm e o Cp em 5,35 cm, com uma margem estática de -6,44 cal.

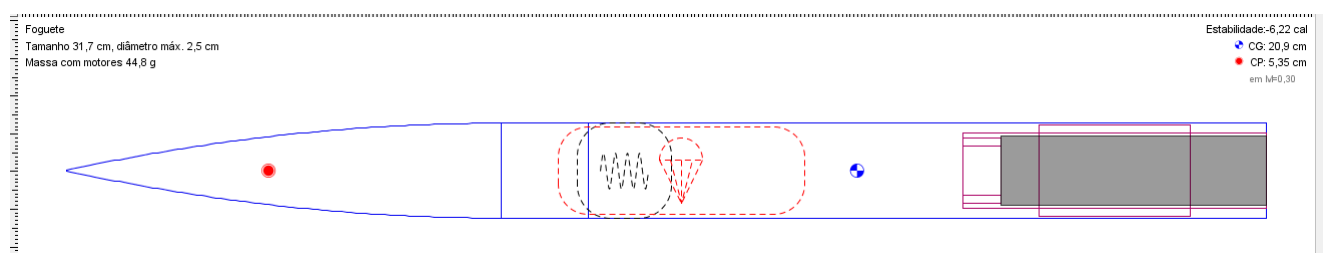


Imagem própria do autor do projeto.

Figura 13: Resultados via python da configuração no caso 2, comparando-se com o experimental e via OpenRocket.

```
In [26]: runfile('C:/Users/leoch/Desktop/Cod_IC.py', wdir='C:/Users/leoch/Desktop')
O Cp total é: 5.36 cm
O erro com o valor do OpenRocket foi de -0.1869% em relação ao calculado.
O Cg do foguete está em 21.28 cm. O erro com o experimental foi de -5.87%. O erro com o Open Rocket foi de -2.0%.
```

Imagem própria do autor do projeto.

3. Foguete sem motor interno e sem aletas:

Figura 14: Reprodução no Openrocket do modelo utilizado no teste 3. O valor do CG está localizado em 14,4 cm e o Cp em 5,35 cm, com uma margem estática de -3,55 cal.

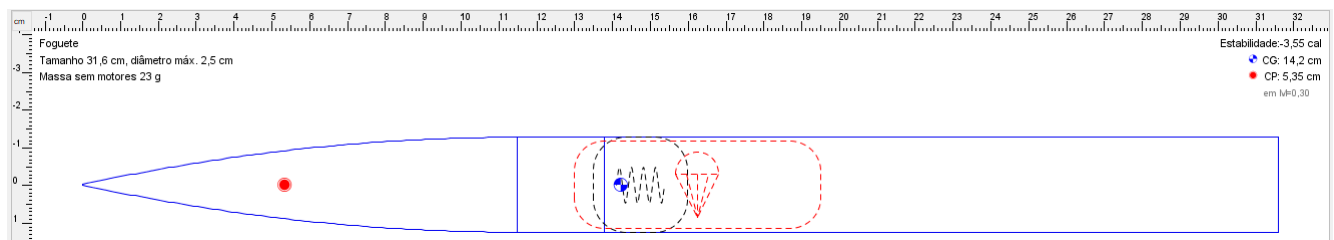


Imagem própria do autor do projeto.

Figura 15: Resultados via python da configuração no caso 3, comparando-se com o experimental e via OpenRocket.

```
In [9]: runfile('C:/Users/leoch/Desktop/Cod_IC.py', wdir='C:/Users/leoch/Desktop')
O Cp total é: 5.36 cm
O erro com o valor do OpenRocket foi de -0.1869% em relação ao calculado.
O Cg do foguete está em 13.59 cm. O erro com o experimental foi de -4.0%. O erro com o Open Rocket foi de 4.0%.
```

Imagem própria do autor do projeto.

4. Foguete com motor interno e com aletas:

Figura 16: Reprodução no Openrocket do modelo utilizado no teste 4. O valor do CG está localizado em 21 cm e o Cp em 27,1 cm, com uma margem estática de 2,44 cal.

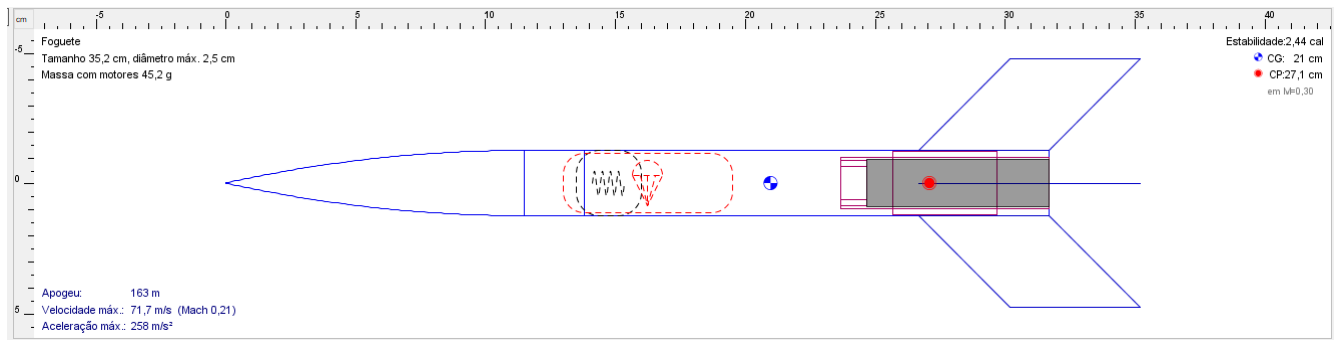


Imagem própria do autor do projeto.

Figura 17: Resultados via python da configuração no caso 4, comparando-se com o experimental e via OpenRocket.

```
In [20]: runfile('C:/Users/Leoch/Desktop/Cod_IC.py', wdir='C:/Users/Leoch/Desktop')
O Cp total é: 27.06 cm
O erro com o valor do OpenRocket foi de 0.1476% em relação ao calculado.
O Cg do foguete está em 21.57 cm. O erro com o experimental foi de -0.33%. O erro com o Open Rocket foi de -3.0%.
```

Imagem própria do autor do projeto.

Nota-se nos quatro casos houve uma aproximação considerável entre os valores obtidos via python e os experimentais/OpenRocket. Outro ponto a se analisar é que espera-se um voo estável para os casos 1 e 4 e instável para o 2 e 3, por conta dos valores da margem estática.

3.7 Teste de voo

Foi realizado os teste de voo dos modelos da seção anterior nos moldes da referencia (12).

1. Foguete sem motor interno e com aletas: Observou-se tanto pelo teste quanto pelas imagens [18a], [18b] e [18c] pouca instabilidade e uma rápida recuperação do modelo, por conta do seu valor positivo e aceitável de margem estática, além do corpo manter o sentido e ângulo de ataque próximo a tangente do movimento.

Figura 18: Imagens do teste do modelo na configuração 1.

(a) Tempo de 8 segundos de gravação.

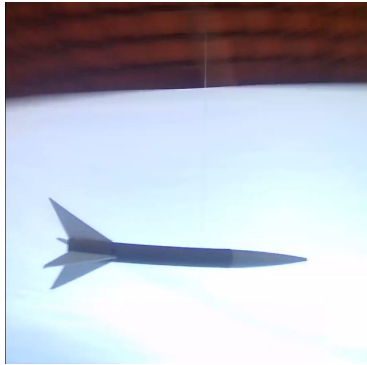


Imagem própria do autor do projeto.

(b) Tempo de 11 segundos de gravação.

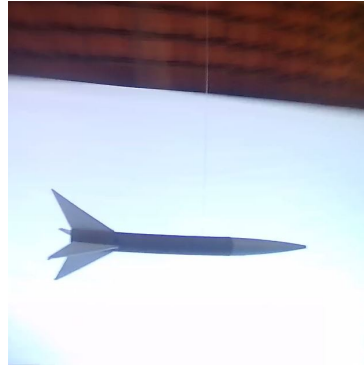


Imagem própria do autor do projeto.

(c) Tempo de 14 segundos de gravação.

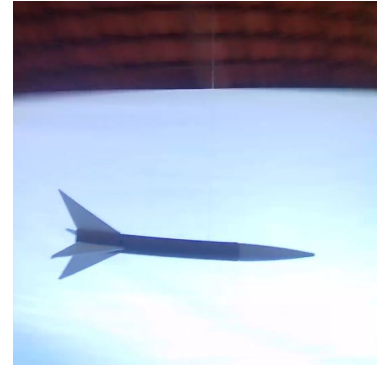


Imagem própria do autor do projeto.

2. Foguete com motor interno e sem aletas: Observou-se tanto pelo teste quanto pelas imagens [19a], [19b] e [19c] pouca estabilidade e uma inversão de sentido do corpo, sendo este oposto ao de movimento. Tais fatores se devem tanto pela margem estática negativa quanto pela falta da presença das empenas, o que faz com que não haja um momento corrigindo as oscilações.

Figura 19: Imagens do teste do modelo na configuração 2.

(a) Tempo de 36 segundos de gravação.



Imagem própria do autor do projeto.

(b) Tempo de 37 segundos de gravação.

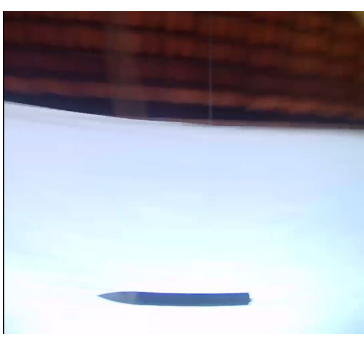


Imagem própria do autor do projeto.

(c) Tempo de 40 segundos de gravação.

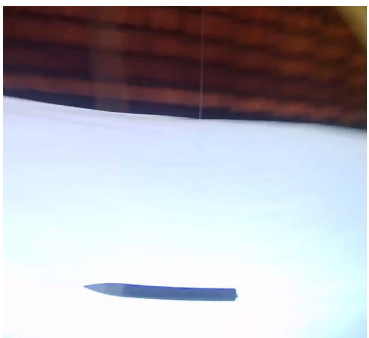


Imagem própria do autor do projeto.

3. Foguete sem motor interno e sem aletas: Observou-se tanto pelo teste quanto pelas imagens [20a], [20b] e [20c] pouca estabilidade e oscilações bruscas, porém sem inversão de sentido do corpo. Nota-se nas imagens que há ângulos de ataques em extremos opostos para posições próximas e em tempos distintos. Tais fatores se devem tanto pela margem estática negativa quanto pela falta da presença das empenas, o que faz com que não haja um momento corrigindo as oscilações.

Figura 20: Imagens do teste do modelo na configuração 3.

(a) Tempo de 33 segundos de gravação.



Imagem própria do autor do projeto.

(b) Tempo de 33 segundos de gravação.



Imagem própria do autor do projeto.

(c) Tempo de 34 segundos de gravação.

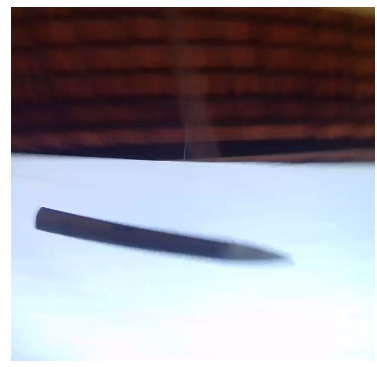


Imagem própria do autor do projeto.

4. Foguete com motor interno e com aletas: Observou-se tanto pelo teste quanto pelas imagens [21a], [21b] e [21c] pouca instabilidade e uma rápida recuperação do modelo, por conta do seu valor positivo e aceitável de margem estática, além do corpo manter o sentido e ângulo de ataque próximo a tangente do movimento. Nota-se que em ambas as imagens o corpo está em posições próximas e com um ângulo de ataque próximo a tangente da trajetória.

Figura 21: Imagens do teste do modelo na configuração 4.

(a) Tempo de 1 minuto e 22 segundos de gravação.

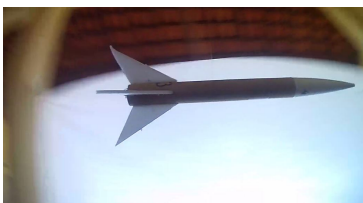


Imagem própria do autor do projeto.

(b) Tempo de 1 minuto e 24 segundos de gravação.

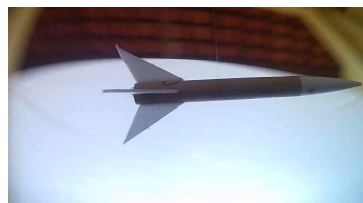


Imagem própria do autor do projeto.

(c) Tempo de 1 minuto e 25 segundos de gravação.

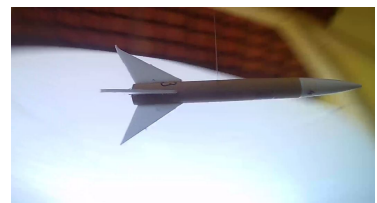


Imagem própria do autor do projeto.

4 Conclusão

A análise dos resultados demonstra uma aproximação considerável da metodologia apresentada por Barrowman ao método computacional do *OpenRocket* e o experimental do *Swing Test*. Tanto o procedimento físico quanto o calculado na seção dos resultados apresentam possibilidades alternativas para o estudo de análise da estabilidade de foguetes quando se tem geometrias complexas em termos de tamanho e que não podem ser analisadas em túneis de vento sem suporte para tais (como o modelo da UFABC), por apresentarem uma área de blocagem de ar que interfere nos dados.

O *Swing Test* possibilita ao pesquisador a visualização das teorias estudadas em curso através de um recurso simples, onde um aparato (no caso, o motor) facilmente controlável auxilia os testes de modelos em escalas menores com geometrias similares aos de tamanho real. Tal comodidade auxilia em estudos rápidos; onde o pesquisador não dispõe de tempo, e didáticos, pois apresentam de forma visual conceitos complexos para que estuda a estabilidade de foguetes (como o momento de correção, centro de pressão e gravidade ou análise do fluido ao qual o corpo se desloca).

Foi possível constatar a eficácia da metodologia de Barrowman para os cálculos dos centros de pressão e gravidade, uma vez que possibilita ao estudante/pesquisador uma melhor compreensão dos efeitos de cada componente na estabilidade. Dessa forma, este poderá fazer um melhor planejamento das disposições das peças no corpo do modelo, como por exemplo, se é mais vantajoso aumentar a massa em uma determinada seção (tendo como consequência um peso desnecessário maior e menos aproveitamento) ou o aumento/diminuição de uma dada característica de um componente. Tais visualizações são de suma importância no planejamento de foguetes, uma vez que a sua produção em escala maior requer recursos financeiros nem sempre disponíveis.

Destaca-se também a observação da ação das empenas no processo de estabilização, visto que nos testes onde não havia a mesma, o foguete se comportou de maneira atípica. Em casos em que o nariz requer um tamanho maior do que o esperado ou uma mudança no *payload*, a alteração da geometria da empena pode ser uma possibilidade viável para a correção da estabilidade. Algumas possibilidades são citadas na referência (13) para técnicas de otimização da estabilidade através de mudanças de geometrias, como:

1. Manter uma proporção de comprimento-diâmetro máximo do foguete próxima ou

maior a 10 para 1, de forma a fornecer um amortecimento adequado.

2. Manter uma margem estática maior que 1 calibre, mas evitar valores altos de forma que não haja um super-amortecimento das oscilações.
3. Evitar ao máximo o movimento de "roll"(rolagem) do corpo através do alinhamento das empenas.
4. Se houver a necessidade de acréscimo da geometria da empena para que se corrija a margem estática, opte por aumentar a altura (pois é a dimensão que melhor aumentará o momento restaurador sem que haja um deslocamento do C_p).

Sendo que a metodologia apresentada possibilita as suas aplicações e constatações.

Referências

- 1 UFABC Rocket Design. [S.l.: s.n.], Data de acesso: 03 de fevereiro de 2020.
www.ufabcrocketdesign.com.br/.
- 2 ROCKSIM. [S.l.: s.n.], Data de acesso: 03 de fevereiro de 2020.
https://www.apogeerockets.com/RockSim/RockSim_Information.
- 3 OPEN Rocket. [S.l.: s.n.], Data de acesso: 03 de fevereiro de 2020.
www.openrocket.info.
- 4 OPEN Rocket- Screenshots and features. [S.l.: s.n.], Data de acesso: 03 de fevereiro de 2020. www.openrocket.info/features.html.
- 5 WIKIMEDIA. [S.l.: s.n.], Data de acesso: 03 de fevereiro de 2020.
commons.wikimedia.org/wiki/File:Circular_motion_velocity_and_acceleration2.svg.
- 6 PAULA SANTOS ZANARDI, Maria Cecília França de. **Dinâmica do voo espacial**. [S.l.]: Editora UFABC, 2018.
- 7 BARROWMAN, James S.; BARROWMAN, Judith A. The theoretical prediction of the center of pressure. **NARAM-8 R&D Project**, 1966.
- 8 ISKANEN, Sampo. OpenRocket technical documentation, 2013.
- 9 DIEDERICH, F. **A plan-form parameter for correlating certain aerodynamic characteristics of swept wings**. [S.l.]: NACA-TN-2335, 1951.
- 10 ANDERSON, John D. **Fundamentals of Aerodynamics**. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2010. 5^a edição.
- 11 BANDEIRANTE Modelismo. [S.l.: s.n.], Data de acesso: 29 de fevereiro de 2020.
https://www.boavistamodelismo.com.br/detalhes_produto?produto_id=9.
- 12 TESTE de Swing Test do modelo de foguete. [S.l.: s.n.], Data de acesso: 2 de março de 2020. https://youtu.be/hxFxuQHv_xQ.
- 13 STINE, G. Harry. **Handbook of Model Rocketry**. [S.l.]: Wiley; 4th Edition, 1951.

- 14 ON a solid profitable growth path- 2018 Global Aerospace and defense industry outlook. [S.l.]: The Creative Studio at Deloitte, 2018. Disponível em:
<<https://www2.deloitte.com/content/dam/Deloitte/global/Documents/Manufacturing/gx-manufacturing-2018-global-ad-outlook.pdf>>.
- 15 WINDTUNNEL tests of Advanced Control Team. [S.l.: s.n.], Data de acesso: 03 de fevereiro de 2020. www.dare.tudelft.nl/2014/09/windtunnel-tests-of-advanced-control-team/.
- 16 TESTE de Swing Test do modelo de foguete instável. [S.l.: s.n.], Data de acesso: 2 de março de 2020. https://youtu.be/QiWoiaQ_R54.

Apêndice A

No anexo, o programa feito em *python* pelo autor, de forma a otimizar o erro e o tempo de cálculo dos resultados, podendo-se já nele avaliar a diferença obtida com o *OpenRocket*.

```

1 from numpy import *
2 import math
3 L_corpo = 19.9 #Comprimento do corpo [cm]
4 L_ogiva = 6.5 #Comprimento da ogiva [cm]
5 M_coifa = 4.80 #Massa ogiva [g]
6 M_corpo = 8.0 #Massa corpo [g]
7 M_aleta = 0.39 #Massa aleta [g]
8 #calculos_corpo
9 def corpo():
10     global L_corpo, L_ogiva
11     X_cg = 0.5*L_corpo + L_ogiva
12     X_cp = 0.5*L_corpo + L_ogiva
13     C_nc = 0
14     return X_cg,X_cp,C_nc
15
16 X_corpocg, X_corpocp , C_ncorpo = corpo()
17
18 #calculos_ogiva
19 def ogiva():
20     global L_ogiva
21     X_cg = (0.685)*L_ogiva
22     X_cp = (0.466)*L_ogiva
23     C_nc = 2
24     return X_cg,X_cp,C_nc
25
26 X_ogivacg, X_ogivacp , C_nogiva = ogiva()
27
28 #calculos_aleta
29 def aleta_delta():
30     global L_ogiva , L_corpo
31     m = 3.5
32     a = 5
33     b = 5
34     n = 4

```

```

35     S = 3.5
36     l = 4.94
37     r = 1.25 #raio_corpo
38     d = r*2
39     X_cg = (((b**2)+((2/3)*(m**2))+(2*m*b))/((2*b)+m)) + (L_ogiva +
L_corpo -a)
40     X_cp = (((m*a)+(2*m*b))/(3*(a+b))) + ((1/6)* (a+b-((a*b)/(a+b))) ) +
(L_ogiva + L_corpo -a)
41     C_nc = (4*n*((S/d)**2))/(1+ sqrt(1+(((2*l)/(a+b))**2)))
42     K = 1 +(r/(S+r)) #coeficiente da interferencia do corpo
43     C_ncK = K * C_nc
44     return X_cg,X_cp,C_ncK
45
46 X_aletacg, X_aletacp , C_naleta = aleta_delta()
47
48 #calculos_Coef_normal
49 def soma_Cn():
50     global C_naleta, C_nogiva, C_ncorpo
51     C_ntotal = [C_naleta, C_nogiva, C_ncorpo]
52     return sum(C_ntotal)
53 C_ntotal = soma_Cn()
54
55 #calculos_Cp
56 def calc_Cptotal():
57     global C_naleta, C_nogiva, C_ncorpo, X_corpocp,X_ogivacp, X_aletacp,
C_ntotal
58     Cp = round((((C_naleta * X_aletacp)+( C_nogiva* X_ogivacp)+(C_ncorpo
*X_corpocp)))/(C_ntotal), 2)
59     return Cp
60 Cp_total = calc_Cptotal()
61 print(f'0 Cp total foi: {Cp_total} cm')
62 #calculos_erro_Cp
63 def erros_Cp():
64     global Cp_total
65     valor_open_rocket = 22.2
66     erro = (valor_open_rocket - Cp_total)/valor_open_rocket
67     return erro
68 Erro_cp = round(erros_Cp(),4)
69 print(f'0 erro com o valor do Open Rocketo foi de {Erro_cp}% em relacao
ao calculado.')
```

```

70
71 #Calculo Cg
72 def Cg_total():
73     global X_corpocg, X_ogivacg, X_aletacg, M_coifa, M_corpo, M_aleta
74     M_total = round((M_coifa + M_corpo + M_aleta),4)
75     cg = round( ((X_corpocg *M_corpo ) + (X_ogivacg * M_coifa) + (
76         X_aletacg *M_aleta)) / (M_total) ,2)
77     return cg
78
79 Cg_foguete = Cg_total()
80 #calculos_erros_Cg
81 def erros_Cg_open():
82     global Cg_foguete
83     valor_open_rocket = 18.8
84     erro = round( (valor_open_rocket - Cg_foguete) / valor_open_rocket ,2)
85     return erro
86 erro_cgopen = erros_Cg_open()
87
88 def erros_Cg():
89     global Cg_foguete
90     valor_exp = 22.2
91     erro = round( (valor_exp - Cg_foguete) / valor_exp ,2)
92     return erro
93 erro_cg = erros_Cg()
94
95 print(f'O Cg do foguete esta em {Cg_foguete}%. O erro com o experimental
96     foi de {erro_cg}%. O erro com o OpenRocket foi de {erro_cgopen}cm.')
```

Listing 4.1: Cálculo dos valores de C_p e C_g via *Python*.