



Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

Modelo de análise de trajetória de foguete experimental

Autor: Douglas Alves Brandão
Orientador: PhD. William Reis Silva

Brasília, DF
2021



Douglas Alves Brandão

Modelo de análise de trajetória de foguete experimental

Monografia submetida ao curso de graduação em (Engenharia Aeroespacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aeroespacial).

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: PhD. William Reis Silva

Brasília, DF

2021

Douglas Alves Brandão
Modelo de análise de trajetória de foguete experimental/ Douglas Alves Brandão. – Brasília, DF, 2021-
67 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD. William Reis Silva

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2021.

1. Análise de trajetória e estabilidade. 2. Foguete experimental. I. PhD. William Reis Silva. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Modelo de análise de trajetória de foguete experimental

CDU 02:141:005.6

Douglas Alves Brandão

Modelo de análise de trajetória de foguete experimental

Monografia submetida ao curso de graduação em (Engenharia Aeroespacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aeroespacial).

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 01 de junho de 2013:

PhD. William Reis Silva
Orientador

Thiago Felipe Kurudez Cordeiro
Convidado 1

Ronne Toledo
Convidado 2

Brasília, DF
2021

“Na adversidade, uns desistem, enquanto outros batem recordes”.

(Ayrton Senna)

Agradecimentos

Primeiramente, agradeço à Deus por ter me concebido todo o aparato físico, fisiológico, emocional e espiritual em perfeitas condições para escrever um trabalho de grande valor acadêmico como este. Ele me constitui uma base forte para que eu tenha firmeza e coragem de superar meus desafios a cada dia.

Agradeço à minha família que me apoiou e confiou em meu potencial em quaisquer circunstâncias, me oferecendo sempre muito carinho e amor. À minha mãe Marisa por me fazer procurar sempre extrair evolução, conhecimento e aprendizado independentemente da situação, por cuidar da casa em que vivo, fazendo tarefas domésticas e me deixando com o maior tempo possível de dedicação aos meus estudos. Ao meu pai Norisvaldo que mostrou me desde pequeno uma grande referência paterna em quem eu podia confiar, dedicando o máximo de esforço a mim, me ensinando a viver uma vida leve, sendo simpático, alegre e sempre disposto a sorrir. Ao meu irmão mais velho Diogo, o qual tenho grande admiração, uma pessoa intelectual em diversos aspectos, me ensinou o grande benefício em se ter uma vida mais saudável. À minha irmã caçula Lara Letícia, que transmite a alegria e boa ingenuidade que só uma criança consegue fazer. À minha cunhada Karina que traz mais harmonia e felicidade ao nosso ambiente familiar. É um enorme privilégio estar dentro deste lar.

Aos meus amigos de infância Mateus Rufino, Túlio Junqueira, Pedro Igor, Henrique Damasceno (Stuart) que me apoiaram bastante durante todos os momentos difíceis que passei. Sempre acreditaram no meu potencial e comemoram comigo cada conquista que eu tenho. A vida com certeza não seria a mesma sem a amizade de vocês.

Ao meu irmão de outra mãe, Ícaro Martins, por me ensinar sobre várias questões subjetivas e ter reflexões e indagações que me fazem mais forte a cada dia. Por ter dividido momentos de tristeza, amenizando minha dor e também dividido momentos de alegria, maximizando a felicidade.

Aos meus amigos e colegas de faculdade por ter passado todos esses anos de graduação me ensinando e também me distraíndo em momentos de tensão. À Zenit Aerospace, momento no qual tive mais contato com professores e colegas de classe que despertaram ainda mais meu interesse pela Engenharia Aeroespacial. À Capital Rocket Team por ter me concebido experiências únicas na construção de foguetes experimentais e ter me despertado um profundo interesse pelo assunto tratado aqui neste trabalho.

Agradeço ainda aos integrantes da COBRUF Rockets e aos militares do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno por nos proporcionar uma experiência grandiosa no lançamento de foguetes, instigando-nos a paixão pelo setor aeroespacial. Em especial

ao Capitão Philipe Freire de Araújo Patrício, pela colaboração, atenção e ensinamentos compartilhados ao longo de minha estada no CLBI. Guardo em um lugar especial na minha memória todos os dias em que estive presente ali.

Por fim, ao meu orientador professor Dr. William Reis, por ter agarrado meu trabalho com todas as forças e fornecido as ferramentas para que eu aprimorasse e desenvolvesse o meu trabalho por completo.

Resumo

Durante o lançamento de um foguete experimental existe a preocupação em se garantir a segurança das pessoas e dos bens materiais ali presentes. Além disso, a análise de trajetória tem como objetivo propiciar o êxito da missão, levando o foguete a seguir por um caminho pré-definido. Esses requisitos demandam um estudo detalhado do comportamento de voo do foguete. A teoria necessária para compreender a análise é explicada detalhadamente e, ao longo do trabalho, é discorrido sobre os fatores que influenciam a trajetória de voo, começando quando o foguete se encontra no trilho de lançamento, onde é calculado o vento transversal máximo permitido no instante de lançamento responsável por garantir que o foguete saia estável do trilho. Durante o voo propriamente dito é explicitado, através de gráficos, de que maneira a direção e a intensidade do vento afetam a trajetória. Também durante o voo são calculados os parâmetros do foguete de estabilidade estática longitudinal e de estabilidade dinâmica longitudinal. Por fim, é definida uma região de segurança, utilizando imagem de satélite, que indica a provável região de impacto do foguete com o solo. Também é analisada a dispersão de detritos em caso de explosão acidental do foguete em voo. Para essa análise, foi necessária a utilização de seis diferentes softwares disponíveis no mercado (SOLIDWORKS, OpenRocket, MATLAB, Google Earth, Missile DATCOM e Ansys Fluent). O foguete experimental analisado foi desenvolvido por estudantes da Universidade de Brasília que integram a equipe de competição de foguetemodelismo Capital Rocket Team. Ao final do trabalho, são sugeridos algumas informações que reduzem o risco da missão e aumentam sua segurança, como um método de medição de vento dotado de anemômetro que possibilita obter informações de direção e intensidade do vento a várias altitudes diferentes momentos antes do lançamento do foguete experimental e a alteração no momento de abertura do sistema de recuperação do foguete.

Palavras-chaves: foguetes experimentais, simulação de trajetória, simulação de estabilidade, segurança de voo.

Abstract

During the launch of an experimental rocket, there is a concern to ensure the safety of people and material goods present there. In addition, the trajectory analysis aims to promote the success of the mission, taking the rocket to follow a predefined path. These requirements require a detailed study of the rocket's flight behavior. The theory needed to understand the analysis is explained in detail and, throughout the work, it is discussed the factors that influence the flight path, starting when the rocket is on the launch track, where the maximum transverse wind allowed at the responsible launch time is calculated. ensure that the rocket leaves the rail steadily. During the flight itself, it is explained, through graphics, how the direction and intensity of the wind affects the trajectory. Also during the flight, the rocket parameters for longitudinal static stability and longitudinal dynamic stability are calculated. Finally, a safety region is defined, using a satellite image, which indicates the probable impact region of the rocket with the ground. Debris dispersion is also analyzed in case of accidental explosion of the rocket in flight. For this analysis, it was necessary to use six different software available on the market (SOLIDWORKS, OpenRocket, MATLAB, Google Earth, Missile DATCOM and Ansys Fluent). The experimental rocket analyzed was developed by students from the University of Brasilia who are part of the Capital Rocket Team rocket model competition team. At the end of the work, some information is suggested to reduce the risk of the mission and increase its safety, such as a wind measurement method equipped with an anemometer that makes it possible to obtain wind direction and intensity information at various different altitudes just before the launch of the experimental rocket and the alteration when opening the rocket recovery system.

Key-words: experimental rockets, trajectory simulation, stability simulation, flight safety.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Qualidades de vôo longitudinal	20
Figura 2 – Vetores usados no cálculo da velocidade de vento transversal máxima	25
Figura 3 – Superfície da distribuição bivariada e suas curvas de nível	26
Figura 4 – CAD do foguete Gama I	31
Figura 5 – Grafico da margem estática versus tempo da trajetória de voo nominal	32
Figura 6 – Curva de empuxo do motor do foguete Gama I	34
Figura 7 – Análise de ângulo de ataque máximo obtido no ambiente do OpenRocket	36
Figura 8 – Velocidade do foguete no trilho de lançamento	37
Figura 9 – Pressão estática no cubo a um ângulo de ataque de 0°	39
Figura 10 – Pressão estática no cubo a um ângulo de ataque de 45°	40
Figura 11 – Pressão estática no paralelepípedo a um ângulo de ataque de 0°	40
Figura 12 – Pressão estática no paralelepípedo a um ângulo de ataque de 45°	40
Figura 13 – Pressão estática na lâmina a um ângulo de ataque de 0°	41
Figura 14 – Pressão estática na lâmina a um ângulo de ataque de 45°	41
Figura 15 – Elipse de dispersão de impacto do foguete Gama I	43
Figura 16 – Vista superior da trajetória do Gama I sob ventos de 5 m/s	46
Figura 17 – Vista lateral da trajetória do Gama I sob ventos de 5 m/s	46
Figura 18 – Vista superior da trajetória do Gama I sob ventos a 150°	47
Figura 19 – Vista lateral da trajetória do Gama I sob ventos a 150°	47
Figura 20 – Vista lateral da trajetória do Gama I sob ventos a 0°	48
Figura 21 – Trajetórias de simulação teste com 10 fragmentos e elipse de dispersão calculada	49
Figura 22 – Superfície de função de distribuição de probabilidade (PDF) de simulação teste com 10 fragmentos	49
Figura 23 – Simulação teste com 20 fragmentos	50
Figura 24 – Simulação teste com 100 fragmentos	50
Figura 25 – Área provável de impacto do foguete GAMA 1 feito no Google Earth	52

Lista de abreviaturas e siglas

AEB	Agência Espacial Brasileira
CLBI	Centro de Lançamento Barreira do Inferno
UnB	Universidade de Brasília
CP	Centro de pressão
CG	Centro de gravidade
RN	Rio Grande do Norte
CN	Coefficiente de força normal
CM	Coefficiente de momento de inclinação
CA	Coefficiente de força axial
CL	Coefficiente de sustentação
CD	Coefficiente de arrasto
CNQ	Derivativa de força normal devido à taxa de arfagem
CMQ	Derivativa de momento de inclinação devido à taxa de arfagem
CNA	Derivativa de coeficiente de força normal em relação a alfa
CMA	Derivativa de coeficiente de momento de arfagem em relação a alfa
CNAD	Derivativa de força normal devido à taxa de ângulo de ataque
CMAD	Derivativa de momento de arfagem devido à taxa de ângulo de ataque
SM	Margem estática

Lista de símbolos

X_{CM}	Posição longitudinal do centro de massa relativo a coifa
X_{CP}	Posição longitudinal do centro de pressão relativo a coifa
E	Margem estática
N	Intensidade da força aerodinâmica normal
M	Momento gerado pela força aerodinâmica normal
D_{ext}	Diâmetro externo do corpo do foguete
C_N	Coefficiente de momento de guinada
$C_{N\alpha}$	Derivativa do coeficiente de momento de guinada
α	Ângulo de ataque
α'	Velocidade angular
α	Velocidade do ar
ρ	Densidade do ar
S	Área de referência
u_0	Velocidade inicial
g	Aceleração da gravidade
L	Comprimento do foguete

Sumário

	Introdução	14
1	ASPECTOS GERAIS	16
1.1	Objetivos	16
1.1.1	Gerais	16
1.1.2	Específicos	16
1.2	Justificativa	17
1.3	Organização do Trabalho	17
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	19
2.1	Foguete experimental	19
2.1.1	Propulsão híbrida	19
2.2	Estabilidade de voo	19
2.3	Análise de dispersão de dados	21
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	22
3.1	Contextualização	22
3.2	Segurança de voo	22
3.3	Estabilidade	22
3.3.1	Estática longitudinal	23
3.3.2	Dinâmica longitudinal	23
3.4	Velocidade de auto estabilização	24
3.5	Dispersão de pontos de impacto	25
3.6	Dispersão de detritos	27
4	METODOLOGIA	31
4.1	Desenho Assistido por Computador	31
4.2	Simulação de estabilidade estática longitudinal	32
4.3	Simulação de estabilidade dinâmica longitudinal	32
4.4	Simulação de trajetória	34
4.4.1	Velocidade do vento transversal máximo no lançamento	35
4.5	Simulação de dispersão de detritos	37
4.5.1	Simulação aerodinâmica de detritos	38
4.6	Simulação de dispersão de pontos de impacto	43
5	RESULTADOS	45
5.1	Estabilidade estática	45

5.2	Estabilidade dinâmica	45
5.3	Análise da influência do vento na trajetória	45
5.4	Análise de dispersão de detritos	48
5.5	Análise de dispersão de pontos de impacto	51
6	DISPOSIÇÕES FINAIS	53
	REFERÊNCIAS	55
	ANEXOS	57
	ANEXO A – FOR005	58
	ANEXO B – FOR006	60

Introdução

O lançamento de foguetes experimentais se tratam, geralmente, de projetos de alto custo financeiro e intelectual. O sucesso da missão depende do comportamento que o foguete deve ter em voo para que cumpra os requisitos de apogeu e ponto de impacto previstos. Esses lançamentos exigem uma segurança de todos os envolvidos na operação, para que nenhuma pessoa ou objeto possa estar em risco de colisão acidental com o foguete.

O foguete experimental analisado no presente documento faz parte de um projeto denominado GAMA I que foi construído por uma equipe de competição universitária de foguetemodelismo formada por estudantes de graduação da UnB. A existência e participação de equipes dessa área é importante para disseminar e instigar os alunos a criarem soluções para os problemas e dificuldades no que diz respeito ao projeto de um foguete.

O modelo de análise de trajetória foi concebido para atender a critérios estabelecidos pela competição de foguetes experimentais COBRUF Rockets. É evidente a preocupação com a segurança dos procedimentos para garantir a integridade de todos que estão naquela região. O local escolhido foi o CLBI em Natal-RN por ser um lugar que possui estrutura e pessoal bem capacitados e com experiência no lançamento de foguetes.

Há um alto número de variáveis que podem influenciar o comportamento do foguete em voo. As análises obtidas neste documento são feitas utilizando modelos numéricos e analíticos que são obtidos integrando equações teóricas com o uso de softwares que são capazes de fornecer coeficientes e variáveis que auxiliam na concepção do foguete até o seu lançamento. Com isso, também se torna possível criar rotinas de cálculos de trajetória e estabilidade que podem ser facilmente alteradas caso necessário. Por exemplo, no caso de alteração no diâmetro do foguete ou alteração do vento no local de lançamento.

São abordados alguns dos fatores que influenciam a trajetória e estabilidade de voo com o intuito de promover a segurança do lançamento e o êxito na missão. Nesse sentido, gráficos e imagens são utilizados com o intuito de mostrar ao leitor como a trajetória do foguete pode ser alterada a depender das condições existentes no lançamento.

Os foguetes atuais necessitam de uma reação química para se locomover. Essa reação química deve gerar uma grande quantidade de energia para conseguir fazer um foguete, que possui uma massa considerável, chegar até a altitude desejada. O subsistema de propulsão do foguete é onde ocorre tal reação química de maneira controlada. Entretanto, não deve ser descartada a possibilidade do subsistema de propulsão se colapsar ou explodir devido a alguma alteração inesperada na reação química.

Neste sentido, é feito um estudo sobre qual o comportamento que os fragmentos do foguete teriam em caso de uma explosão acidental e qual a distância segura para que a integridade física pessoas e dos bens envolvidas na operação sejam mantidas.

É ressaltada a importância da comunicação prévia às autoridades locais para garantir e preservar o correto funcionamento da navegação aérea de aeronaves que possam estar sobrevoando o local e que não venham a ser prejudicadas com o lançamento foguete.

Também é abordado alguns possíveis estudos e ações pertinentes a serem tomadas que podem aumentar a possibilidade de sucesso no lançamento, de acordo com o plano de voo do foguete.

1 Aspectos Gerais

O foguetemodelismo existe no Brasil e tem grande participação de alunos e professores universitários que tem como objetivo desenvolver foguetes experimentais e projetos na área de engenharia aeroespacial através principalmente da participação em competições universitárias a ela relacionadas. A segurança na operação de lançamentos de foguetes é fator de mitigação de competições que exigem o cumprimento de todos os requisitos de segurança do sistema (COBRUF, 2018).

O lançamento de foguetes depende de suas características e também das condições de lançamento que, caso não sejam bem interpretadas, podem alterar a trajetória de voo prevista. Isso pode acarretar em inúmeras conseqüências indesejáveis, tais como: apogeu menor que o estimado, aumento da dispersão do ponto de impacto, riscos de acidentes, dificuldades no resgate da carga útil (GARCIA, 2007).

O projeto de um foguete muitas vezes envolve uma alta quantia financeira e a carga útil inserida possui valor intelectual por se tratar de experimentos científicos. Existem softwares que são capazes de simular a situação de voo e calcular certos parâmetros antes de iniciar a construção do mesmo. Com isso, é possível analisar a trajetória e a estabilidade do foguete para validar os requisitos da missão fazendo com que ele atinja o apogeu esperado seguindo um caminho pré-estabelecido.

A análise desenvolvida ao longo deste trabalho foi feito baseando se em um foguete experimental, construído pela Capital Rocket Team, nomeado Gama I e tem apogeu previsto de 3 km. Uma de suas características é a utilização de propulsão híbrida, que será detalhado adiante.

1.1 Objetivos

1.1.1 Gerais

Entender e analisar os fatores que influenciam a trajetória de um foguete experimental com o auxílio de um simulador de trajetória de seis graus de liberdade, para que seja estimada a área de dispersão de impacto do foguete com o solo a fim de estabelecer a segurança da operação.

1.1.2 Específicos

Verificar a influencia de fatores como as condições de vento, anomalia no empuxo do motor na trajetória através de gráficos de posição (x, y, z).

Gerar a elipse de dispersão de pontos de impacto feita tendo como entrada todas as posições finais das simulações de trajetória. Fornecer uma área de segurança no local de lançamento a partir de imagem de satélite.

Gerar a elipse de dispersão de pontos de impacto de detritos do foguete em caso de explosão acidental.

Analisar a estabilidade estática longitudinal e a estabilidade dinâmica longitudinal da trajetória de voo do foguete.

Especificar o vento máximo permitido no instante de lançamento para que o foguete saia estável da haste de lançamento.

1.2 Justificativa

O foguetemodelismo no Brasil estimula o interesse e o conhecimento sobre as atividades relacionadas ao setor aeroespacial, tanto pelos jovens que participam das competições como pelo público em geral (AEB, 2013).

O crescente aumento de equipes nacionais universitárias de foguetemodelismo traz consigo uma preocupação em relação a segurança dos envolvidos na operação. Assim, faz-se necessário um estudo detalhado sobre a trajetória e a estabilidade dos foguetes que, em caso de condições adversas como ventos intensos, chuva ou falha em algum subsistema, podem ter um comportamento em voo diferente do desejado.

A análise de trajetória faz parte do planejamento de lançamento de foguetes e é parte do processo de segurança de voo da missão a ser executada. Em um plano de voo de um veículo lançador, devem ser aprovadas a trajetória nominal e as dispersões para que as áreas normais de impacto não ultrapassem as linhas limites de impacto (AEB, 2007).

Sendo assim, a missão de voo terá mais chance de sucesso caso exista um modelo virtual que calcula a posição e orientação espacial do foguete em cada instante levando em consideração todas as variáveis que podem influenciar na trajetória. No quesito segurança de voo, medidas cabíveis de isolamento do local de lançamento podem ser mais eficazes se existir critérios mais bem definidos e se autoridades locais forem previamente informadas.

1.3 Organização do Trabalho

No capítulo inicial foi introduzido e contextualizado o tema desta pesquisa, apresentando seus objetivos, justificativa e um resumo da metodologia aplicada.

No segundo capítulo é dado um panorama geral da teoria necessária para entender o trabalho, bem como explicação de alguns termos e definições teóricas dos parâmetros estudados.

O Capítulo 3 contextualiza e apresenta conceitos fundamentais sobre estabilidade estática e dinâmica, cálculo de velocidade do vento máxima e também é abordado neste capítulo a matemática utilizada nos cálculos de dispersão de impacto e dispersão de detritos.

No Capítulo 4 é descrito a metodologia proposta para a análise, onde é explicado quais são os softwares utilizados e como eles fornecem dados que serviram de parâmetro. A análise é feita levando em consideração uma sequência lógica dos fatos. Desde a criação e concepção do foguete, passando pelas fases de lançamento, voo e pouso. Uma análise minuciosa do resultado obtido e feita no referido capítulo.

No quinto capítulo é discutido o resultado obtido pela metodologia aplicada e se estes estão dentro do esperado pelo referencial teórico.

Já no último capítulo, é indicado as vantagens e desvantagens desta análise de trajetória e algumas das possíveis atitudes e precauções que podem ser tomadas para maximizar a segurança de voo. Os possíveis temas relacionados que podem ser futuro objeto de estudo também são indicados neste capítulo.

2 Revisão bibliográfica

2.1 Foguete experimental

Um foguete é formado por uma carga útil dentro de uma estrutura que se move ao expelir para trás de si um fluxo de gás a alta velocidade. Esse gás é produto da queima de propelente, que no caso a ser analisado o propelente é dito híbrido. O foguete visa à verificação de inovações tecnológicas de propelentes, testes de componentes eletrônicos e estudos científicos. O seu envelope de voo é caracterizado por apogeu e alcances horizontal e lateral bem definidos.

O projeto analisado neste trabalho se trata de um foguete experimental por ter apenas caráter didático cujo principal objetivo é o ensino e verificação dos demais subsistemas quando trabalhando em conjunto. Ou seja, não se trata de um foguete comercial mas sim de um protótipo desenvolvido por estudantes. Apesar disso, o projeto conta com apoio de diversos professores doutores da UnB e as simulações computacionais são realizadas com o uso combinado de softwares comerciais tradicionalmente utilizados na engenharia e softwares de código aberto.

2.1.1 Propulsão híbrida

A propulsão híbrida é caracterizada pela utilização de propelentes em fases distintas, onde o combustível é sólido e o oxidante está na fase líquida. O oxidante é pressurizado em um tanque separado do grão de combustível. Quando é dado ignição ao motor, o oxidante é liberado do tanque entrando em contato com o combustível e gerando empuxo. O foguete analisado utiliza parafina como combustível sólido e óxido nitroso como oxidante.

2.2 Estabilidade de voo

A equação do movimento de um foguete em voo livre pode ser extremamente complicado. O foguete tem três movimentos translacionais (vertical, horizontal e transversal), três movimentos rotacionais (inclinação, guinada e rotação) e vários graus elásticos de liberdade (NELSON, 1998). Para a presente análise foi admitida a solução das equações de movimento longitudinal de corpo rígido. Portanto, são feitas algumas suposições simplificadoras que reduzem a complexidade do problema. Em primeiro lugar, devemos supor que o movimento do foguete consiste em pequenos desvios de sua condição de voo de equilíbrio. Segundo, as equações que foram examinadas governam o movimento longitudinal do foguete e portanto são responsáveis pela estabilidade longitudinal.

A linearização das equações de movimento e a representação aerodinâmica por derivadas de estabilidade só são válidas desde que os movimentos do foguete sejam pequenos e os ângulos de ataque e derrapagem estejam em uma faixa em que as forças e momentos aerodinâmicos sejam lineares. A presente análise é examinada o movimento longitudinal do foguete com aletas fixas.

As qualidades de voo de um foguete estão relacionadas às características de estabilidade e controle. O Departamento de Defesa e a Administração Federal de Aviação dos Estados Unidos da América elaboraram uma lista de especificações relacionadas às qualidades de voo dos aviões. Esses requisitos são usados pelas agências reguladoras e de aquisição para determinar se um avião é aceitável para certificação. O objetivo desses requisitos é garantir que o avião tenha qualidades de voo que não coloquem qualquer limitação na segurança de voo do veículo ou restrinjam a capacidade do avião de realizar a missão pretendida. A especificação dos requisitos para qualidades de voo de avião são mostradas na figura a seguir:

Longitudinal flying qualities				
Phugoid mode				
Level 1	$\zeta > 0.04$			
Level 2	$\zeta > 0$			
Level 3	$T_2 > 55 \text{ s}$			
Short-period mode				
	Categories A & C		Category B	
Level	ζ_{sp} min	ζ_{sp} max	ζ_{sp} min	ζ_{sp} max
1	0.35	1.30	0.3	2.0
2	0.25	2.00	0.2	2.0
3	0.15	—	0.15	—

Figura 1 – Qualidades de voo longitudinal
(NELSON, 1998)

As qualidades de voo são especificadas em termos de três níveis (NELSON, 1998):

Level 1: Qualidades de voo claramente adequadas para a fase de voo de missão.

Level 2: Qualidades de voo adequadas para cumprir a fase de voo de missão, mas existe algum aumento na carga de trabalho do piloto ou degradação na eficácia da missão, ou ambos.

Level 3: Qualidades de voo de tal forma que o avião pode ser controlado com segurança, mas a carga de trabalho do piloto é excessiva ou a eficácia da missão é inadequada, ou ambos.

A análise de qualidade de voo para aviões é aplicado ao presente foguete por servir de parâmetro quanto a manobrabilidade, ou seja, o foguete não deve exigir controle externo pois se trata de um projeto de foguete não controlado. Essa análise pode ser feita de acordo com os parâmetros mostrado na Figura 1.

As diferenças nas categorias se refletem nas diferentes fases de voo (NELSON, 1998). Para o presente estudo, foram consideradas todas as fases de voo, ou seja, todas as categorias presentes na Figura 1. O Level esperado para todas as fases é o Level 1 por se tratar de um foguete auto pilotável.

2.3 Análise de dispersão de dados

O risco pode ser definido como o produto da probabilidade de ocorrência de um evento e as consequências desse evento. Embora a probabilidade de um evento sempre varie entre zero e um, as consequências desse evento podem assumir qualquer valor. O risco pode ser relativamente alto se a probabilidade for alta e pode ser alto se a consequência for grande, mesmo se a probabilidade for baixa. O risco pode ser reduzido reduzindo a probabilidade de ocorrência de um evento ou reduzindo as consequências de um evento. Por exemplo, o planejamento de uma missão que evita operações de voo em áreas povoadas pode diminuir ou eliminar as consequências de baixas humanas e, assim, reduzir o risco (FLIGHT... , 2011).

O cálculo para análise de dispersão de impacto pode ser feito por duas formas diferentes. A primeira forma é obtendo a circunferência de dispersão encontrando o raio da circunferência (Circular Error Probable). Nesse método, é calculado uma área na qual é esperado que 50% dos pontos de impacto sejam contemplados e o centro da circunferência é dado pela média das coordenadas de impacto (MIL-HDBK-762, 1990). O segundo método é através da elipse de dispersão, sendo possível escolher o nível de probabilidade, ou seja, a porcentagem esperada de pontos contemplados.

A matriz de covariância de impacto total para um determinado grupo de fragmentos é frequentemente definida por uma distribuição normal de impacto bivariada. É possível obter a probabilidade de impacto para um fragmento especificado integrando a função de densidade normal bivariada sobre a região do centro dos pontos de impacto.

3 Fundamentação teórica

3.1 Contextualização

O foguetemodelismo teve suas origens a partir da criação do primeiro motor de foguetes amadores desenvolvido pelos irmãos Orville e Robert Carlisle em 1951. Eles eram utilizados nas aulas de Robert para demonstrar o funcionamento de um foguete. Alguns anos depois, os modelos começaram a ser vendidos e a atividade rapidamente se difundiu. Foi uma época marcada pela corrida espacial, um fato histórico que teve grande influência sobre as atividades de foguetemodelismo, atraindo milhares de entusiastas, estudantes e profissionais para trabalhar na futura indústria aeroespacial. (AEB, 2019)

3.2 Segurança de voo

O Regulamento Técnico da Segurança para Lançamento e Voo define e agrupa as principais regras aplicáveis à operação de lançamento de veículos lançadores não tripulados a serem lançados do território brasileiro (AEB, 2007). Uma das competências exigidas nesse Regulamento é a aprovação do plano de voo, incluindo trajetória nominal e dispersões de impacto.

A correta modelagem da trajetória nominal é fundamental na elaboração do raio provável de queda do foguete. Uma vez definido o raio de queda, devem ser tomadas as atitudes cabíveis para evacuar a região e que seja atribuída a missão uma segurança dos bens e pessoas que possam estar em situação de risco caso não sejam alertadas.

3.3 Estabilidade

A estabilidade é a tendência do veículo de retornar a sua posição de equilíbrio depois de ter sido perturbado (NELSON, 1998). Em um foguete, esse fator pode ser analisado pela linearização de equações de movimento que descrevem forças e momentos que atuam no foguete. Para possuir estabilidade estática longitudinal, um foguete deve obedecer alguns requisitos físicos de resposta a uma perturbação avaliada através de coeficientes aerodinâmicos.

3.3.1 Estática longitudinal

A condição de equilíbrio é que o seu momento de arfagem é zero. Se os coeficientes aerodinâmicos são conhecidos, a margem estática SM deve ser positiva e expressa como:

$$SM = -\frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} \quad (3.1)$$

Uma variação positiva no ângulo de ataque deve diminuir o coeficiente de momento C_m , portanto $C_{m\alpha}$ deve ser negativo de acordo com o momento gerado pelo distúrbio e vise retornar para sua posição neutra.

Outro critério importante para a caracterização da estabilidade longitudinal estática está relacionado ao ângulo de ataque de trimagem, que deve ser positivo e menor que 2.5° pois assim o coeficiente de momento ao redor do CG para essa condição (C_{m0}) deve ser positivo.

3.3.2 Dinâmica longitudinal

Desenvolver o design de um veículo analiticamente foi por muito tempo a única maneira na engenharia. Contudo, isso mudou nas últimas décadas com a criação e o forte crescimento de softwares de simulação. Um deles bastante utilizado na engenharia aeroespacial é o Missile DATCOM, um software desenvolvido pela Força Aérea Estadunidense a mais de vinte anos e que tem como objetivo calcular a estabilidade estática e dinâmica, controle e derivadas dinâmicas de um foguete. Através de entradas da configuração geométrica do mesmo, como tamanho das aletas, configuração da coifa, tamanho do tubo etc, além de dados das condições de voo, como ângulo de ataque e ângulo de derrapagem, pode-se definir as saídas desejadas.

O movimento longitudinal de um foguete (com aletas fixas) perturbado de sua condição de voo de equilíbrio é caracterizado por dois modos oscilatórios de movimento. Um modo é ligeiramente amortecido e tem um longo período. Este modo é denominado modo de longo período ou modo fugóide. O segundo modo básico é fortemente amortecido e tem um período muito curto, chamado de modo de curto período (NELSON, 1998).

Uma das propriedades importantes em um sistema para se obter estabilidade dinâmica longitudinal é a análise da frequência natural e do amortecimento (KERMODE, 1987).

O modo fugóide está relacionado com a trajetória do veículo e as propriedades para este modo são:

$$\omega_{np} = \sqrt{\frac{-Z_u g}{u_0}} \approx \sqrt{2} \frac{g}{u_0} \quad (3.2)$$

$$\zeta_p = -\frac{X_u}{2\omega_{np}} \approx \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{1}{L/D_{ext}} \quad (3.3)$$

onde

O modo de período curto está relacionado com a atitude do foguete e suas propriedades são:

$$\omega_{nsp} = \sqrt{Z_w M_q - M_w u_0} \quad (3.4)$$

$$\zeta_{sp} = -\frac{Z_w + M_q}{2\sqrt{Z_w M_q - M_w u_0}} \quad (3.5)$$

As derivativas de estabilidade longitudinal são obtidas utilizando as seguintes respostas estimadas (NELSON, 1998):

$$Z_w = -\frac{(C_{L\alpha} + C_{D0})QS}{m u_0} \quad (3.6)$$

$$M_q = C_{mq} \frac{\bar{c}}{2u_0} (QS\bar{c})/I_y \quad (3.7)$$

$$M_w = C_{m\alpha} \frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_y} \quad (3.8)$$

onde Q é a pressão dinâmica definida como:

$$Q = \frac{\rho u_0^2}{2} \quad (3.9)$$

3.4 Velocidade de auto estabilização

Para que o foguete saia estável do trilho de lançamento é necessário que o trilho seja longo o bastante para que o foguete tenha tempo de acelerar e atingir a velocidade de auto estabilização, partindo do repouso. A velocidade necessária é aquela velocidade que resulta em um ângulo de vento relativo, ou ângulo de ataque, que está dentro da margem de estabilidade estática do foguete, ou seja, é o ângulo tal que o centro de gravidade e o centro de pressão se coincidem.

Quando o foguete está sujeito a um vento transversal, o vetor de velocidade do vento transversal combinado com o vetor velocidade do foguete produz um vetor de vento relativo. Ambos os vetores podem ser representados por uma flecha (DAHLQUIST, 2019).

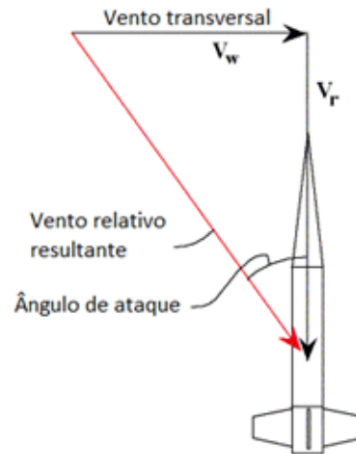


Figura 2 – Vetores usados no cálculo da velocidade de vento transversal máxima
(DAHLQUIST, 2019)

Na figura 3.4, V_r é a velocidade do foguete, V_w é a velocidade do vento transversal. A resultante pode ser calculada através da seguinte relação trigonométrica e usada para determinar o vento máximo permitido no instante de lançamento:

$$\tan \theta_{m\acute{a}x} = \frac{V_w}{V_r} \quad (3.10)$$

onde $\theta_{m\acute{a}x}$ é o ângulo de ataque máximo do foguete que é o ângulo de ataque no qual a margem estática é positiva. É possível analisar o valor máximo no simulador de trajetória OpenRocket.

Isolando a velocidade do vento transversal V_w na equação tem-se:

$$V_w = \tan(\theta_{m\acute{a}x}) \times V_r \quad (3.11)$$

3.5 Dispersão de pontos de impacto

Neste presente trabalho, foi admitido o método da elipse para calcular a dispersão de impacto. Assim, é possível fazer a média das coordenadas, desvio padrão e correlação com o objetivo de definir uma distância de segurança para observar o lançamento e prevenir possíveis acidentes.

As variáveis x e y dos pontos de impacto seguem uma distribuição normal quando analisadas individualmente. Ou seja, quando analisadas em conjunto, as variáveis x e y seguem uma distribuição bivariada de probabilidade $f_{XY}(x, y)$ (MONTGOMERY, 2002).

A distribuição de probabilidade bivariada é dada por:

$$f(x, y, \mu_X, \mu_Y, \sigma_X, \sigma_Y) = \frac{1}{2\pi\sigma_X\sigma_Y\sqrt{1-\rho^2}} \exp \left\{ \frac{-1}{2(1-\rho^2)} \left[\frac{(x-\mu_X)^2}{\sigma_X^2} - \frac{2\rho(x-\mu_X)(y-\mu_Y)}{\sigma_X\sigma_Y} + \frac{(y-\mu_Y)^2}{\sigma_Y^2} \right] \right\} \quad (3.12)$$

tal que:

x, y = valores das coordenadas ($-\infty < x, y < +\infty$)

σ_X = desvio padrão dos valores de x ($\sigma_X > 0$)

σ_Y = desvio padrão dos valores de y ($\sigma_Y > 0$)

μ_X = média dos valores de x ($-\infty < \mu_X < +\infty$)

μ_Y = média dos valores de y ($-\infty < \mu_Y < +\infty$)

ρ = correlação entre x e y ($-1 < \rho < 1$)

A função de densidade de probabilidade é constante quando x e y formam o lugar geométrico de uma elipse na qual o centro é a média dos valores em x e em y . De maneira análoga, as curvas de nível da superfície de distribuição são elipses, conforme mostrado na figura 3.

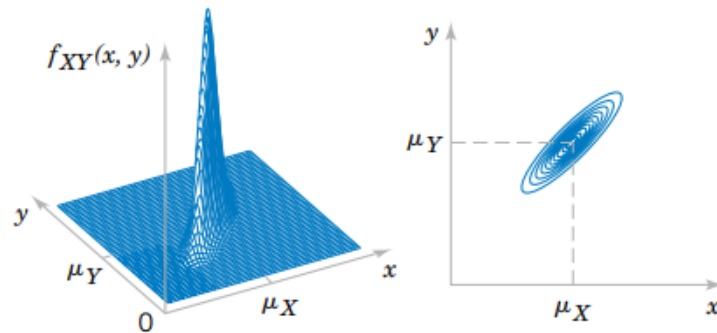


Figura 3 – Superfície da distribuição bivariada e suas curvas de nível

Por ser uma distribuição de probabilidade, o volume abaixo da superfície é igual a 1. Além disso, a superfície da distribuição bivariada é assíntota ao plano xy , dessa forma, um nível de confiança de 100% fornece todo o volume abaixo da superfície, ou seja, uma “elipse infinita”. Para o presente estudo, foi considerado o valor de confiança de 99,7%, também conhecido como $3-\sigma$. Nesse caso, existe uma elipse a qual delimita um volume interno de 0,997.

3.6 Dispersão de detritos

O estudo do impacto de detritos através de análises estatísticas e numéricas durante uma eventual explosão de um foguete é essencial para avaliar a segurança de um lançamento. Se tratando de um projeto de foguete experimental, deve ser considerada a hipótese de um ou mais sistemas falharem. No caso de uma explosão ou soltura de algum componente do foguete, deve ser garantida a segurança das pessoas e bens na região. Utilizando o Flight Safety Handbook (FLIGHT... , 2011) da Federal Aviation Administration dos Estados Unidos, em conjunto de equações retiradas do livro Dynamics Of Flight (ETKIN; REID, 2012), é desenvolvido uma rotina em Matlab com o objetivo de simular a trajetória de numerosos fragmentos gerados por uma explosão do foguete em voo.

Para simular a trajetória dos fragmentos gerados pela explosão do foguete, deve se partir dos pontos de impacto no solo destes fragmentos para formular uma elipse de dispersão $3 - \sigma$ que conterá em sua área 99.7% dos fragmentos lançados acidentalmente.

A metodologia utilizada nesta análise foi obter o somatório de forças atuando em cada fragmento e determinar a aceleração sofrida pelo fragmento em um instante utilizando a Segunda Lei de Newton 3.13 (NEWTON, 2009)

$$F_{frag} = m * a \quad (3.13)$$

onde F é o somatório de todas as forças atuando sobre um objeto, m é a massa do objeto e a é a aceleração sofrida pelo mesmo.

Quando obtida a posição, a velocidade, e a aceleração do detrito em um instante de tempo t , pode-se calcular a velocidade e a posição em um instante seguinte $t + \Delta t$. Assumindo que a velocidade seja momentaneamente constante, a posição $P_{\Delta t}$ é obtida em função da posição P_t e velocidade V_t no instante t e pela variação de tempo Δt pela equação 3.14.

$$P_{\Delta t} = P_t + V_t * \Delta t \quad (3.14)$$

De forma análoga, assumindo que a aceleração seja momentaneamente constante, a velocidade em um instante $t + \Delta t$ é estimada em função da velocidade e aceleração no instante t e da variação de tempo Δt , pela equação 3.15.

$$V_{\Delta t} = V_t + a_t * \Delta t \quad (3.15)$$

Por fim, obtendo os vetores $P_{\Delta t}$ e $V_{\Delta t}$, a aceleração $a_{\Delta t}$ neste instante Δt pode ser calculada utilizando o somatório de forças nestas novas condições de posição e velocidade. O processo deve ser repetido até que a condição de parada da simulação seja atingida, em outras palavras, que a altura estimada seja o nível do solo.

Escolhendo intervalos de tempo Δt suficientemente pequenos, a estimativa de $P_{\Delta t}$ e $V_{\Delta t}$ se tornam próximos da realidade, de maneira que a trajetória do detrito possa

ser estimada de forma confiável. Este processo é uma integração numérica que simula a trajetória dos fragmentos, dado que seus parâmetros podem ser bem caracterizados.

Para melhor representar o problema, são definidos os sistemas de referência que serão utilizados. Na presente análise, foi utilizado a referência teórica (STEVENS; LEWIS; JOHNSON, 2015) a fim de estabelecer sistemas de referência de fácil entendimento e auto-explicativos. Utilizou-se o sistema ENU dextrogiro (East North Up, obedecendo a regra da mão direita) e um sistema de referência O centrado no fragmento.

O sistema ENU foi escolhido principalmente por manter o vetor direção vertical apontado para cima, em contraste com o sistema NED (North East Down) que tem o vetor vertical apontando para baixo. Assim, o entendimento do equacionamento se torna mais fácil e intuitivo.

O sistema de referência O, centrado no objeto na simulação de trajetória tridimensional, tem seu vetor direção x apontando para a mesma direção que a velocidade. O vetor y do sistema está no plano formado pelo eixo x e pelo vetor Up do sistema ENU (vertical), sendo este vetor y perpendicular ao vetor x. O vetor z completa o sistema dextrogiro.

É necessário um entendimento das forças que são relevantes na determinação da trajetória de cada fragmento para calcular o somatório de forças que atuam sobre eles. O equacionamento das forças aerodinâmicas foram extraídas segundo a referência (ETKIN; REID, 2012). Embora esta referência seja para o estudo de aeronaves, seu equacionamento permite a utilização para quaisquer sistemas aeroespaciais.

As forças que atuam em um objeto são resultantes de campos e interações com o meio que os rodeiam. Segundo (ETKIN; REID, 2012), os campos geradores de forças são:

- Campos Fortes
 - Gravidade
 - Aerodinâmico
 - Flutuabilidade
- Campos Fracos
 - Magnético
 - Radiação Solar

As distinções em campos fortes e campos fracos é devido ao fato de que os campos fortes resultam em forças que são ordens de magnitude maior que as forças ocasionadas pelos campos fracos. Portanto, os campos fracos são mais atuantes em sistemas espaciais devido a ausência de forças aerodinâmicas. Neste trabalho, a atuação das forças fracas é

negligenciada devido ao fato do foguete permanecer na atmosfera terrestre ao longo do voo.

A força de flutuabilidade também foi considerada negligente, visto que não há componentes do foguete com densidade suficientemente baixa para a flutuabilidade ser um fator comparável à aceleração da gravidade e as forças aerodinâmicas (ETKIN; REID, 2012).

As seguintes equações foram retiradas de (ETKIN; REID, 2012). Embora estas equações não foram ainda implementadas, elas são vitais no desenvolvimento deste trabalho e no desenvolvimento de um código para simulação de trajetória confiável. As equações a seguir especificam alguns coeficientes importantes na determinação das forças aerodinâmicas.

As forças aerodinâmicas dependem da velocidade do objeto em relação ao vento. A velocidade no sistema de referência ENU, V_{ENU} , pode ser calculada em função da velocidade do objeto em relação ao vento V e da velocidade do vento V_w , através das equações 3.16 e 3.17 (ETKIN; REID, 2012), em que V_{wx} , V_{wy} , e V_{wz} são as velocidades do vento em relação ao sistema S_{ENU} na direção leste, norte, e para cima, respectivamente.

$$V_E = V + V_w \quad (3.16)$$

$$V_w = [V_{wx} \ V_{wy} \ V_{wz}]^T \quad (3.17)$$

O coeficiente de sustentação do fragmento para um dado ângulo de ataque é obtido pela equação 3.18 (ETKIN; REID, 2012).

$$C_L = C_{L\alpha} * \alpha \quad (3.18)$$

Assim, é necessária a medição do coeficiente que relaciona C_L com α , chamado $C_{L\alpha}$.

De maneira similar, determina-se o coeficiente de arrasto C_D utilizando um valor mínimo do coeficiente de arrasto $C_{D_{min}}$ e um coeficiente K que relaciona C_L^2 com o coeficiente de arrasto 3.19 (ETKIN; REID, 2012).

$$C_D = C_{D_{min}} + K * C_L^2 \quad (3.19)$$

De acordo com (FLIGHT... , 2011) demonstra como se faz o uso de todos os dados disponíveis a fim de se obter a elipse de dispersão, que é o objetivo principal deste trabalho. Algumas simplificações são possíveis para o estudo de trajetória de fragmentos da explosão. Outras simplificações foram adotadas por enquanto, mas serão substituídas por uma análise mais aprofundada dos problemas que elas abordam. Alguns pontos importantes são ressaltados a seguir.

As equações para a simulação numérica da trajetória bidimensional são 3.20, 3.21 e 3.22 (FLIGHT. . . , 2011). g , $Weight$, D , L , \ddot{x} , e \ddot{y} são os valores da gravidade, do peso do objeto, força de arrasto, força de sustentação, aceleração no eixo x horizontal, e aceleração no eixo y vertical, respectivamente.

$$\begin{Bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{Bmatrix} = -\frac{g}{Weight} * \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} D \\ L \end{Bmatrix} - g * \begin{Bmatrix} 0 \\ 1 \end{Bmatrix} \quad (3.20)$$

$$\sin \theta = \frac{\dot{y}}{(\dot{x}^2 + \dot{y}^2)^{\frac{1}{2}}} \quad (3.21)$$

$$\cos \theta = \frac{\dot{x}}{(\dot{x}^2 + \dot{y}^2)^{\frac{1}{2}}} \quad (3.22)$$

As forças de arrasto D e L são obtidas pelas equações 3.23 e 3.24 (FLIGHT. . . , 2011), onde \dot{x} é a velocidade no eixo x e \dot{y} é a velocidade no eixo y, ambas em relação ao vento. A constante A é a área de referência do fragmento, gerada de maneira aleatória com base em valores máximos e mínimos esperados.

$$D = \frac{1}{2} * \rho * (\dot{x}^2 + \dot{y}^2) * C_D * A \quad (3.23)$$

$$L = \frac{1}{2} * \rho * (\dot{x}^2 + \dot{y}^2) * C_L * A \quad (3.24)$$

A sustentação e o arrasto são calculados utilizando a mesma equação, diferindo apenas por uma constante, portanto a equação da sustentação é substituída por um uma razão constante entre a sustentação e o arrasto, nomeada $\sigma_{\frac{L}{D}}$ (FLIGHT. . . , 2011). Assim, após o arrasto ser calculado, a sustentação é determinada multiplicando o valor do arrasto por $\sigma_{\frac{L}{D}}$, simplificando a formulação e economizando em tempo de simulação.

4 Metodologia

4.1 Desenho Assistido por Computador

Durante a execução de um projeto de um foguete experimental, os subsistemas que o compõem devem desenvolver os seus componentes em forma de desenho assistido por computador para que possa ser realizada a integração das partes e obter um modelo tridimensional virtual que represente fielmente o projeto a ser executado. Além de ser possível incluir as dimensões e o formato geométrico, também pode-se configurar o tipo de material de cada peça. Com isso, é possível obter parâmetros de massa, centro de gravidade, momentos principais de inércia e as dimensões de alguns componentes que são usados de entrada para a análise

O software SolidWorks foi usado para realizar a montagem virtual do foguete Gama I abastecido com propelente. Assim, foi possível checar os valores de massa e centro de gravidade a partir do sistemas de coordenadas “Coordinate System1” definido na ponta da coifa, como mostra a Figura 4.1:

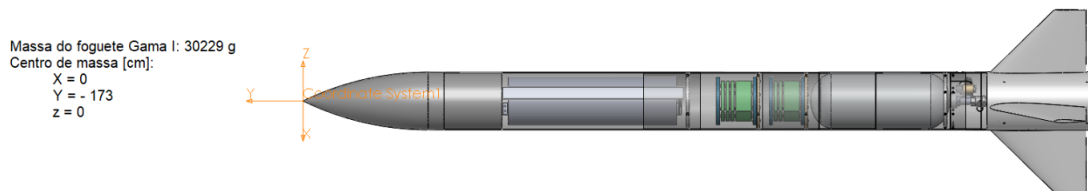


Figura 4 – CAD do foguete Gama I

A tabela 1 mostrada a seguir explicita as características e dimensões do foguete que é analisado no presente trabalho:

Formato da coifa	Ogival
Posição do CG	173
Comprimento do foguete	218
Diâmetro do foguete	16
Comprimento da coifa	32
Diâmetro da coifa	16

Tabela 1 – Dados da geometria do foguete (em centímetros).

4.2 Simulação de estabilidade estática longitudinal

O escopo deste trabalho inclui a análise da margem estática do foguete ao longo do voo. De acordo com o exposto na Seção 3.3.1, o critério de estabilidade estática de um foguete é que a margem estática deve permanecer positiva ao longo do voo.

Dentro do ambiente do simulador de trajetória OpenRocket é possível obter os valores da margem estática ao longo do tempo de voo. Esses valores foram exportados para o Matlab para facilitar a análise e o gráfico a seguir expõe o resultado para a trajetória nominal

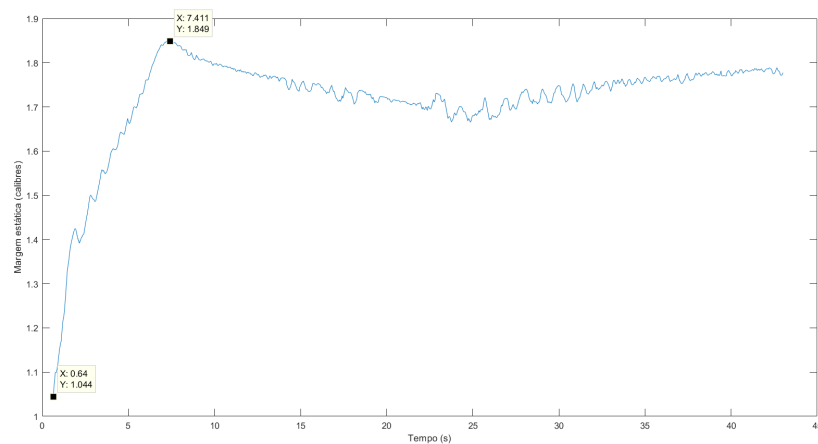


Figura 5 – Gráfico da margem estática versus tempo da trajetória de voo nominal

Os valores máximo e mínimo da margem estática são, respectivamente, 1.849 e 1,044 calibres.

4.3 Simulação de estabilidade dinâmica longitudinal

Após definir algumas características principais do foguete, o software Missile DAT-COM é utilizado para prosseguir com a análise de estabilidade dinâmica. Para usar o software é necessário fornecer como entrada um arquivo de texto chamado “for005.dat” (Anexo A). Esse arquivo contém especificações geométricas e de condições de voo que devem seguir o padrão requisitado pelo software. Uma das saídas produzidas é o arquivo “for006.dat” (Anexo B) que fornece valores de coeficientes aerodinâmicos e derivativas de estabilidade necessários para calcular dinâmicas de voo do foguete durante as condições de voo mencionadas. Em seguida os seguintes dados foram exportados para o Matlab. Os parâmetros de interesse são as frequências naturais ω_n e fator de amortecimento ζ para períodos curtos e fugoides;

Um dos primeiros dados de entrada para o "for005" é definir quais são as condições de voo do foguete, são eles: altitude, número de Mach e ângulo de ataque, como apresenta a Tabela 2. Neste trabalho será apresentada apenas uma condição de voo e todos os dados podem ser encontrados no anexo A. Esta condição foi verificada na simulação presente no OpenRocket e mostra que é possível obter esta análise para qualquer tipo de condição solicitada.

Número de Mach	Altitude (m)	Ângulo de ataque (°)
0,850	860	4,0

Tabela 2 – Condições de voo.

Em seguida entra-se com a posição do CG, com origem na coifa do foguete, e dados da geometria do foguete, como mostra a tabela 2. Por final é entrado com as dimensões das aletas, o formato, a quantidade e etc, assim como mostra no Anexo A.

Utilizando os dados de geometria presentes na tabela 1 é possível analisar o comportamento do foguete durante um voo específico. Com isso, o for005 é executado no Missile DATCOM, gerando o resultado presente no for006, Anexo B. Alguns dos principais coeficientes aerodinâmicos estão mostrados na tabela 3. Além destes coeficientes, outros podem ser facilmente encontrados no Anexo B.

CN	CM	CA	CL
0,763	-0,209	0,174	0,749

CNQ	CMQ	CD	CL/CD
1,693	-5,276	0,227	3,304

CNA	CMA	CNAD	CMAD
0,2130	-0,0341	1,576	1,136

Tabela 3 – Principais Coeficientes Aerodinâmicos.

Com os valores dos coeficientes definidos anteriormente, foi elaborada uma rotina em Matlab que calcula as propriedades de estabilidade cujas equações estão indicadas a seguir:

$$Z_w = -\frac{\rho S u_0 C_{L\alpha}}{2m} \quad (4.1)$$

$$M_w = \frac{\rho S u_0 \bar{c} C_{m\alpha}}{2I_y} \quad (4.2)$$

$$M_q = \frac{\rho S u_0 \bar{c}^2 C_{Mq}}{2I_y} \quad (4.3)$$

4.4 Simulação de trajetória

Uma vez obtido o desenho virtual do foguete no SolidWorks e todos os parâmetros bem definidos de acordo com a tabela 1, é feito o modelo do foguete no OpenRocket. O OpenRocket é um software open-source gratuito e tem uma função importante na fase inicial de planejamentos e simulações. Por ser um software aberto, simples de usar e confiável, ele se torna uma importante ferramenta para analisar como o foguete se comportará durante o voo. O formato e as dimensões de cada componente em ambos os softwares devem ser semelhantes, bem como a massa e centro de gravidade do foguete.

O paraquedas que compõe o sistema de recuperação é capaz de diminuir a velocidade de queda do foguete, fazendo com que ele tenha uma colisão suave com o solo e mantendo sua integridade física de modo que seja possível reutilizá-lo. Quando acionado, o paraquedas muda a dinâmica de voo, passando a ter três graus de liberdade (GRAÇA, 2019). Para condições nominais de lançamento, foi definido o momento de apogeu para a abertura do paraquedas.

O paraquedas possui um sistema de ejeção que é responsável por impulsiona-lo para fora do foguete no instante programado e fazer com que o paraquedas tenha velocidade suficiente para lhe causar a correta abertura.

Em seguida, o motor é adicionado e a sua curva de empuxo é obtido por meio de teste estático. Não cabe a esse trabalho discutir a confiabilidade do teste estático e sim o modo como a alteração dessa curva pode afetar o voo. Por exemplo, deve ser analisada a trajetória caso ocorra um empuxo anômalo do motor, ou seja, caso todos os pontos que definem a curva de empuxo estejam a, por exemplo, 50% do seu valor original. A Figura 4.4 mostra a curva de empuxo do motor utilizado na simulação em condições padrões de uso:

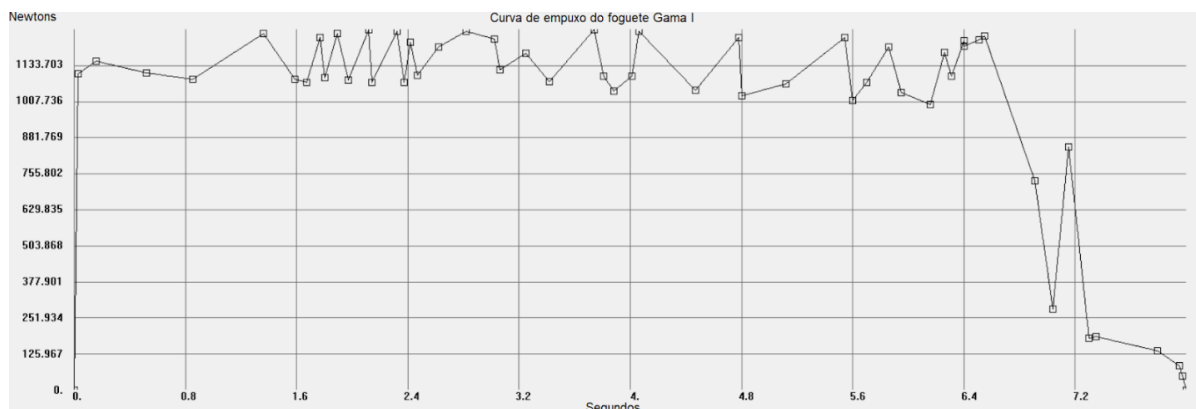


Figura 6 – Curva de empuxo do motor do foguete Gama I

Após inserir os parâmetros do foguete, é iniciado as configurações da simulação de voo. As condições de lançamento, como o local e o comprimento da haste de lança-

mento são definidas de acordo com a missão a ser executada. Para essa análise, foi usado uma haste de lançamento de 6 metros e o local de lançamento reflete as coordenadas do Centro de Lançamento Barreira do Inferno em Natal-RN. Para as opções do simulador do OpenRocket foi indicado a aproximação esférica da Terra para cálculos geodésicos e o passo de tempo de 0,01 segundo.

Os parâmetros de vento inseridos na simulação alteram diretamente o comportamento do foguete em voo. Eles devem ser semelhantes aos ventos do local de lançamento para que o modelo seja fiel à realidade. Porém, a ação do vento é um dos itens mais difíceis de se administrar, pois trata-se de um fenômeno da natureza (GARCIA, 2007). O cálculo da trajetória prevista ou nominal para foguetes de sondagem é feito não se considerando a influência do vento e com os ângulos nominais em elevação e azimute.

Uma vez configuradas as entradas, é dado início a simulação. O software OpenRocket pode fornecer o valor de uma vasta quantidade de variáveis que são calculadas para cada passo de tempo (NISKANEN, 2009). O presente trabalho utiliza cinco variáveis de interesse: altitude, distância lateral, distância horizontal, margem estática e tempo. Elas serão exportadas em forma de arquivos de tabela (.csv) e analisadas no software Matlab.

As simulações de trajetória feitas no OpenRocket foram executadas alterando-se diversos parâmetros para ter a análise do comportamento que o foguete tem em voo devido a cada uma das alterações. No presente trabalho, foram executadas as simulações com as seguintes combinações de alterações:

1. Velocidade do vento (1 m/s, 5 m/s, 10 m/s)
2. Direção de incidência do vento (0°, 45°, 90°, 135°, 150°, 230°, 270°, 315°)
3. Empuxo do motor (empuxo normal, 50% de empuxo, 150% de empuxo)

Ou seja, foram feitas ao todo 72 simulações de trajetória no OpenRocket e para cada uma delas é gerado um arquivo de tabela (.csv) correspondente.

Foi criada uma rotina no Matlab que lê os dados da tabela exportada pelo OpenRocket e os plota em dois gráficos: um de trajetória tridimensional e o outro de margem estática versus tempo. A origem do sistema é o local de lançamento e as linhas de grade são ajustadas para melhorar a visualização do usuário. Ou seja, toda a simulação de trajetória é feita no OpenRocket e a função da programação no Matlab é facilitar a organização e a visualização dos dados obtidos para as análises a seguir.

4.4.1 Velocidade do vento transversal máximo no lançamento

Um lançamento de foguete experimental deve garantir segurança em todas as etapas de voo. Ao iniciar seu deslocamento, o foguete percorre o trilho de lançamento

através de guias que são fixadas no foguete e no trilho. Ao final do percurso no trilho o foguete deve possuir margem estática positiva para ser considerado estável.

São duas as variáveis que precisam ser encontradas para prosseguir no cálculo da velocidade do vento transversal máximo. A abordagem é feita no OpenRocket, onde é possível alterar o ângulo de ataque progressivamente até atingir o ponto no qual a margem estática é maior que zero. Fazendo isso, o resultado obtido é mostrado na figura a seguir:



Figura 7 – Análise de ângulo de ataque máximo obtido no ambiente do OpenRocket

A partir do ângulo de ataque maior que 25° a margem estática passa a ser negativa. Portanto, de acordo com o obtido na figura 4.4.1, o ângulo de ataque máximo é de 25°. A velocidade atribuída arbitrariamente foi de 0.3 Mach, entretanto foi observado que o valor de ângulo de ataque máximo não se altera caso a velocidade tenha um outro valor.

O próximo passo é encontrar a velocidade que o foguete atinge no final do trilho de lançamento. O OpenRocket fornece a variação da velocidade ao longo de toda a trajetória do foguete, especificando os principais eventos que ocorrem. Um dos parâmetros de entrada do OpenRocket é o trilho de lançamento. A equipe de competição estudada no presente de trabalho possui um trilho de lançamento próprio para seus foguete cujo comprimento total é de 3 metros.

Com essas dados, foi gerado o gráfico de velocidade com o tempo e, analisado o momento em que o foguete libera o trilho de lançamento. A figura a seguir mostra o trecho de interesse retirado do gráfico de velocidade. O eixo vertical é a velocidade total do foguete em unidades de metros por segundos, e o eixo horizontal é o tempo em segundos.

A linha verde vertical definida como "Launch rod clearance" mostra o momento exato no qual o foguete libera o trilho de lançamento. Analisando o gráfico, pode-se obter a velocidade do foguete ao final do trilho de lançamento igual a 14,5m/s

Com isso, pode-se finalmente calcular a velocidade do vento transversal máxima no instante de lançamento:

$$V_w = \tan 25^\circ \times 14,5 \Rightarrow V_w = 6,76m/s \quad (4.4)$$

Ou seja, para que o presente foguete experimental libere o trilho de lançamento de 3 metros de comprimento sob condições estáveis, é necessário que o vento no local de lançamento não seja superior a 6,76 m/s.

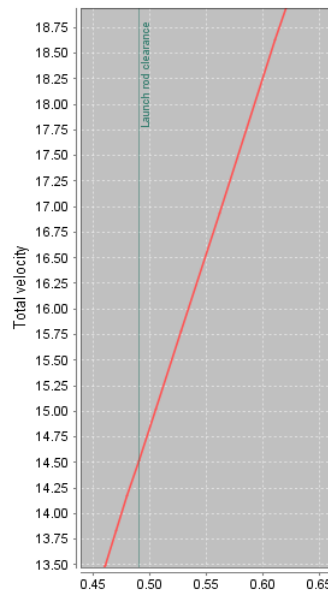


Figura 8 – Velocidade do foguete no trilho de lançamento

4.5 Simulação de dispersão de detritos

Os fragmentos produzidos após uma explosão surgem com características aleatórias que são parâmetros que definem sua trajetória, como peso, densidade, área de referência etc. Estas características são obtidas de forma aleatória para cada fragmento na simulação, obedecendo valores extremos mínimos e máximos definidos a partir de um estudo detalhado do foguete e como este pode se fragmentar no evento de uma explosão.

A interação do fragmento com a atmosfera e as forças aerodinâmicas que nele atuam está relacionada com o formato do fragmento. Geometrias que geram sustentação são complexas e geralmente não surgem de maneira aleatória. Assim, é pouco provável que um fragmento possua uma geometria tal que produza força de sustentação comparável à força de arrasto. $\sigma_{\frac{L}{D}}$, que é a razão entre a sustentação e o arrasto, tende então a ser muito baixo, as vezes fazendo com que a força de sustentação seja desprezível. Nestes casos a equação de trajetória bidimensional se torna 4.5 (FLIGHT..., 2011).

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \end{Bmatrix} = -\frac{g * \rho * C_D * A}{2 * W} * \begin{bmatrix} \cos \alpha \\ \sin \alpha \end{bmatrix} - \begin{Bmatrix} 0 \\ g \end{Bmatrix} \quad (4.5)$$

Os valores mais prováveis de $\sigma_{\frac{L}{D}}$ para fragmentos laminares 4.6, cúbicos 4.7, e os que são meio termo 4.8 foram utilizados nas simulações teste realizadas segundo (FLIGHT..., 2011). Entretanto, foram realizadas simulações fluido-dinâmicas para validar os valores fornecidos pela FAA.

$$\sigma_{\frac{L}{D}} = 0.05 \quad (4.6)$$

$$\sigma_{\frac{L}{D}} = 0.01 \quad (4.7)$$

$$\sigma_{\frac{L}{D}} = 0.03 \quad (4.8)$$

4.5.1 Simulação aerodinâmica de detritos

As características aerodinâmicas analisadas nesse estudo foram feitas em diversos ângulos de ataque para velocidades subsônicas por métodos de CFD com o intuito de haver uma alta precisão dos dados. Como resultado, foram obtidos valores de coeficiente de arrasto para diferentes formas simplificadas de detritos foram calculados para ângulos de ataque entre 0° e 45° que permitem determinar uma faixa de valores a ser utilizada nos cálculos da dispersão de detritos.

De acordo com (FLIGHT..., 2011), é comum que detritos de explosões de foguetes assumam 3 formas básicas para serem utilizadas em uma simplificação das análises: formas cúbicas, com altura semelhante à largura, paralelepípedos, com altura menor do que a largura, e lâminas, com dimensões de altura muito menores em relação à largura. Para cada uma, há uma relação aproximada entre os valores de arrasto e de sustentação, adquiridas por estudos de casos reais de explosões de foguetes. Portanto, não é essencial adquirir os valores relativos à sustentação nas simulações a serem realizadas e há 3 diferentes tipos de formas que devem ser consideradas no processo.

Como o foguete experimental analisado não deve passar da velocidade do som, no caso de uma explosão acidental, é esperado que os detritos não atinjam velocidades supersônicas e, portanto, todas as análises devem ser feitas considerando velocidades em regime subsônico.

Foram realizadas simulações de balística externa tridimensionais para três situações, uma com um detrito cúbico com dimensões de 20x20x20 mm, outra com um detrito com dimensões de 20x20x10 mm e outra com um detrito com dimensões de 20x20x3 mm. Ambas três simulações foram utilizados exatamente os mesmos parâmetros físicos e os coeficientes de arrasto foram calculados para a mesma área da planta dos detritos de 20x20 mm.

As malhas da simulação foram refinadas e consideradas aptas para representar o comportamento do fluxo do ar nas simulações com a precisão desejada. A velocidade das simulações foi determinada em 0.8 Mach, faixa de velocidade em que se torna relevante a análise com o escoamento compressível. Foi utilizado um modelo de viscosidade k-epsilon concebido com funções de parede escaláveis. Para cada geometria, foram simulados ângulos de ataque entre 0° e 45° , com a rotação do ângulo sendo feita a partir de um eixo

imaginário perpendicular à altura e centralizado no objeto. Os resultados são apresentados pelas Figuras de 9 a 14 e pela Tabela 4.

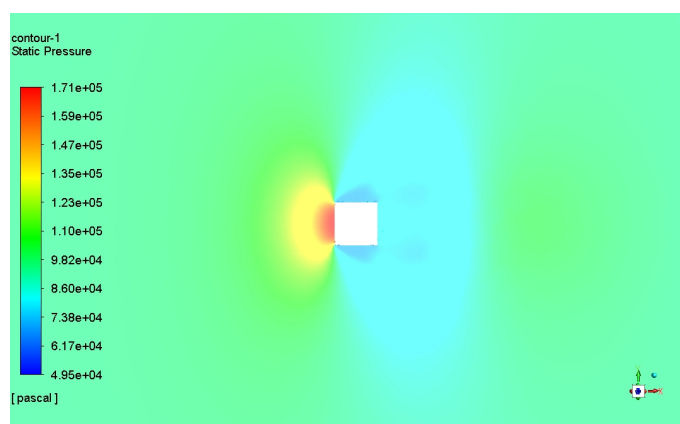


Figura 9 – Pressão estática no cubo a um ângulo de ataque de 0°.

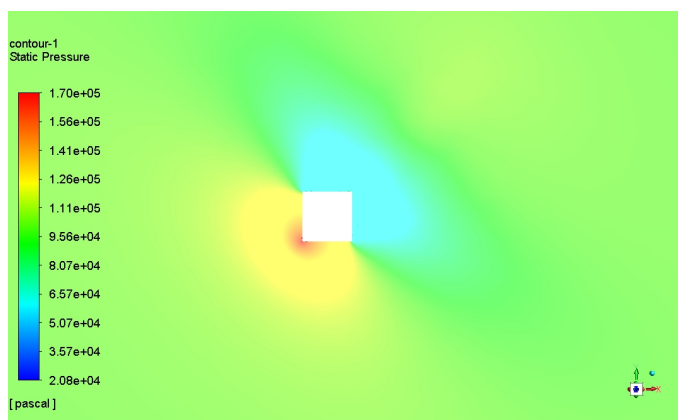


Figura 10 – Pressão estática no cubo a um ângulo de ataque de 45°.

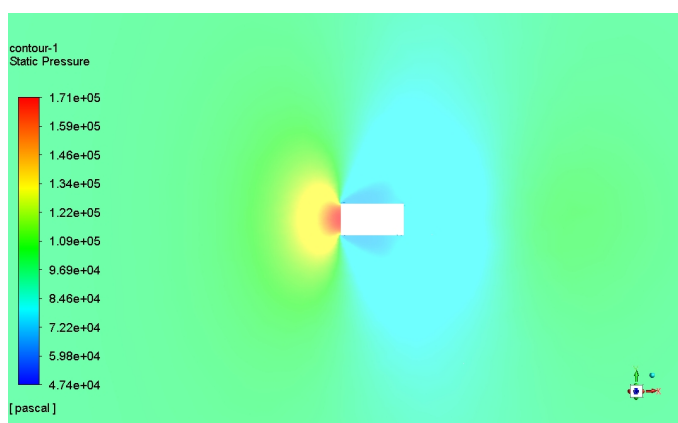


Figura 11 – Pressão estática no paralelepípedo a um ângulo de ataque de 0°.

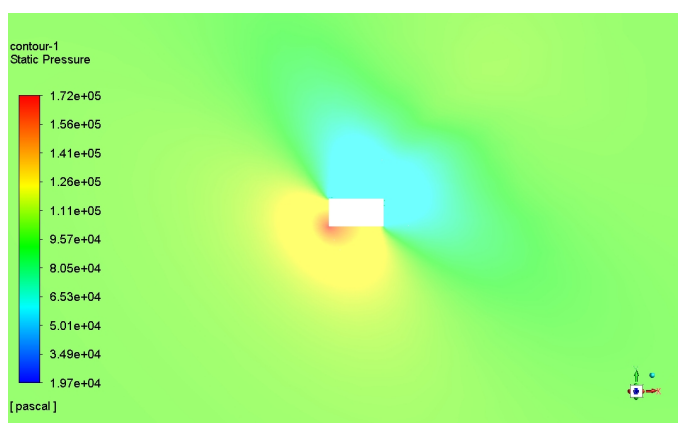


Figura 12 – Pressão estática no paralelepípedo a um ângulo de ataque de 45°.

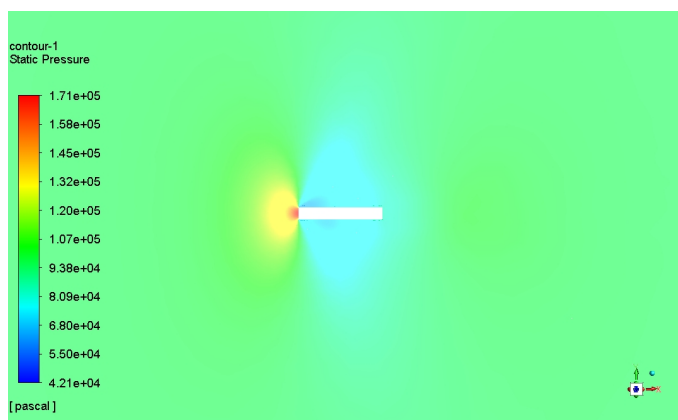


Figura 13 – Pressão estática na lâmina a um ângulo de ataque de 0°.

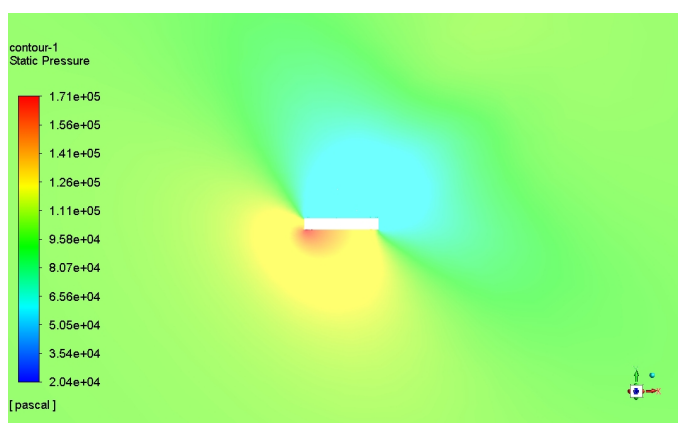


Figura 14 – Pressão estática na lâmina a um ângulo de ataque de 45°.

Tabela 4 – Coeficientes de arrasto calculados para cada ângulo de ataque

Tipo de geometria	0°	10°	20°	30°	45°
Cubo	1.345388	1.3172308	1.4461308	1.5456442	1.6381821
Paralelepípedo	0.65351972	0.65452585	0.80099483	1.0200381	1.285838
Lâmina	0.17924563	0.25596233	0.46670198	0.69946062	1.0082091

Os resultados da Tabela 4 mostram uma queda no valor do arrasto a medida que a espessura dos detritos diminui para todos os ângulos de ataque, o que pode indicar que os detritos semelhantes às lâminas são os que se dispersarão mais. Porém, a redução da espessura também resultou em uma diferença bem mais significativa do arrasto para uma mesma forma entre ângulos de ataque pequenos e maiores, o que é relevante para modelar a faixa de arrasto possível para diferentes tipos de detritos.

Os objetos de maior peso tendem a seguir uma trajetória parabólica, em que a resistência do ar é menos atuante. Esta trajetória, onde a força predominante é a força gravitacional, é chamada de trajetória balística. Fragmentos com alto coeficiente de arrasto e área de referência são afetados por forças aerodinâmicas maiores. Estes fragmentos tendem a ser mais influenciados pelo vento e, em média, tem uma dispersão maior. Uma forma de quantificar o quanto a trajetória de um objeto irá se assemelhar a uma trajetória balística é pelo coeficiente balístico, calculado pela equação 4.9 (FLIGHT... , 2011).

$$\beta = \frac{Weight}{C_D A} \quad (4.9)$$

Este coeficiente é especialmente útil quando a força de sustentação pode ser negligenciada. Assim, determina-se a velocidade terminal esperada do objeto pela equação 4.10 (FLIGHT... , 2011).

$$V_T = \sqrt{\frac{2 * \beta}{\rho}} \quad (4.10)$$

A simulação tridimensional utiliza as mesmas fórmulas comentadas acima. Entretanto, introduz-se o sistema de coordenadas S_{ENU} e a aceleração calculada em relação ao objeto deve ser rotacionada por uma matriz de rotação de S_O para S_{ENU} (STEVENS; LEWIS; JOHNSON, 2015). Além disso, o objeto fica livre para se movimentar, rotacionar, e ser acelerado em três eixos, sendo estes x, y e z.

Feita a simulação numérica de todas as trajetórias, a elipse de dispersão pode ser construída levando em conta todos os pontos de impacto dos fragmentos. Primeiro, é necessário gerar a superfície de distribuição de probabilidade. A equação desta superfície é dada por 4.11 (MONTGOMERY; RUNGER,)

$$(4.11) \quad f(x_N, y_E, \sigma_x, \sigma_y, \mu_x, \mu_y, \nu) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y\sqrt{1-\nu^2}} \exp \left[\frac{-1}{2(1-\nu^2)} \left[\frac{(x_N - \mu_x)^2}{\sigma_x^2} - \frac{2\nu(x_N - \mu_x)(y_E - \mu_y)}{\sigma_x\sigma_y} + \frac{(y_E - \mu_y)^2}{\sigma_y^2} \right] \right]$$

onde μ_x , μ_y , σ_x , σ_y , e ν são o o valor médio de x, o valor médio de y, o desvio padrão de x, o desvio padrão de y, e a correlação entre os valores de x e y, calculados para todos os pontos de impacto resultantes da simulação (MONTGOMERY; RUNGER,).

A elipse de dispersão é então calculada integrando f_{xy} dentro de curvas de nível até encontrar o valor desejado de porcentagem. Por fim, o raio de dispersão é dado pela distância entre o centro da elipse (μ_x, μ_y) e suas extremidades. Este valor é calculado comparando todas as distâncias do contorno da curva de nível encontrada ao centro da elipse. Este raio da elipse define uma circunferência centrada no centro da elipse. Esta circunferência é utilizada como a região mais provável de ser atingida por fragmentos no caso de uma explosão acidental.

4.6 Simulação de dispersão de pontos de impacto

Os dados dos pontos de impacto devem ser obtidos das simulações de trajetória do OpenRocket. Nessas simulações, foram variados alguns parâmetros: direção e intensidade do vento, empuxo do motor anômalo e momento de abertura do paraquedas diferente do projetado. A partir de cada simulação é obtido um ponto de impacto. Foi elaborada uma rotina no Matlab que obtém todos os pontos finais e os utiliza para calcular a elipse de dispersão de dados de acordo com o método $3-\sigma$ indicado da sessão 3.6. A figura 4.6 indica o resultado da elipse de dispersão:

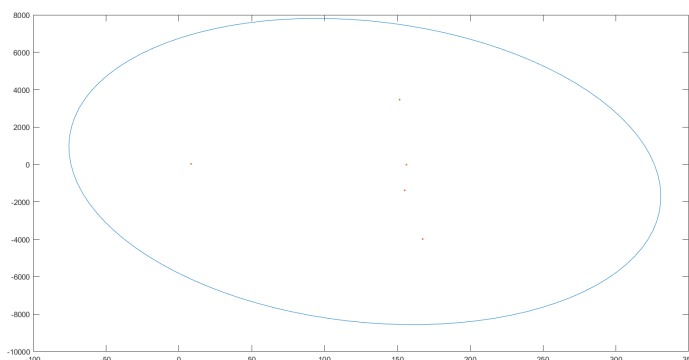


Figura 15 – Elipse de dispersão de impacto do foguete Gama I

Analisando a elipse, pode ser observado que a maior distância entre dois pontos da fronteira da elipse é cerca de 15 km. A partir dessa informação, deve-se obter uma visão de satélite do local de lançamento e então estimar uma circunferência de provável queda do

foguete baseando o seu diâmetro na distância de 15 km. A partir dos ângulo azimutal de lançamento e definindo o centro da circunferência como o ponto de impacto da trajetória nominal, é possível plotar a circunferência e analisar, através da visão de satélite, se há algum risco a pessoas, embarcações ou as instalações do centro de lançamento.

5 Resultados

5.1 Estabilidade estática

Analisando o gráfico da Figura 4.2, os valores máximo e mínimo da margem estática são, respectivamente, 1.849 e 1,044 calibres. Essas características apontam um foguete estaticamente estável ao longo de todo o voo. Isso garante que o foguete tenha a capacidade de retornar ao seu ponto de equilíbrio toda vez que sofre alguma perturbação em sua trajetória. Por exemplo, se o foguete sofre um aumento no ângulo de ataque, este gera um momento que faz com que o foguete retorne gradualmente para o ângulo de ataque nulo.

5.2 Estabilidade dinâmica

Os parâmetros necessários para a verificação do level do foguete de acordo com o explicito na Seção 2.2 foram calculados no Matlab de acordo com as derivativas de estabilidade encontradas. Os resultados obtidos são então mostrados na Tabela 5:

Parâmetro	Valor encontrado
Margem estática	SM = 1,42
Frequência natural no modo fogóide	$\omega_{np} = 0,0475s^{-1}$
Amortecimento no modo fugóide	$\zeta_p = 0,0519$
Frequência natural no período curto	$\omega_{n.sp} = 0.0028s^{-1}$
Amortecimento no período curto	$\zeta_{sp} = 0.4142$

Tabela 5 – Propriedades do foguete.

Os valores encontrados estão dentro do intervalo esperado para aeronaves Level 1 em qualquer das fases de voo. Este é um fator desejável pois o foguete deve possuir um fator de amortecimento tal que retorne ao seu ângulo de ataque zero após sofrer alguma perturbação.

5.3 Análise da influência do vento na trajetória

Durante as fases do voo, o foguete está sujeito a distúrbios causados pelo vento que podem alterar a trajetória prevista. Não só a intensidade, mas a direção e o sentido do vento são fatores que interferem na dinâmica do voo do foguete e principalmente no ponto final de impacto com solo.

De acordo com as simulações de trajetórias feitas para o foguete Gama I cujo apogeu previsto é de 3 km, foi notado que, em condições estáveis, o nariz do foguete é

apontado de forma a parrear-se com a direção de incidência do vento. Quando o sistema de recuperação é ativado e o paraquedas é ejetado, o foguete adquire outro comportamento onde é arrastado pela força do vento. O gráfico 5.3 ilustra a influência do ângulo de incidência do vento no deslocamento da trajetória:

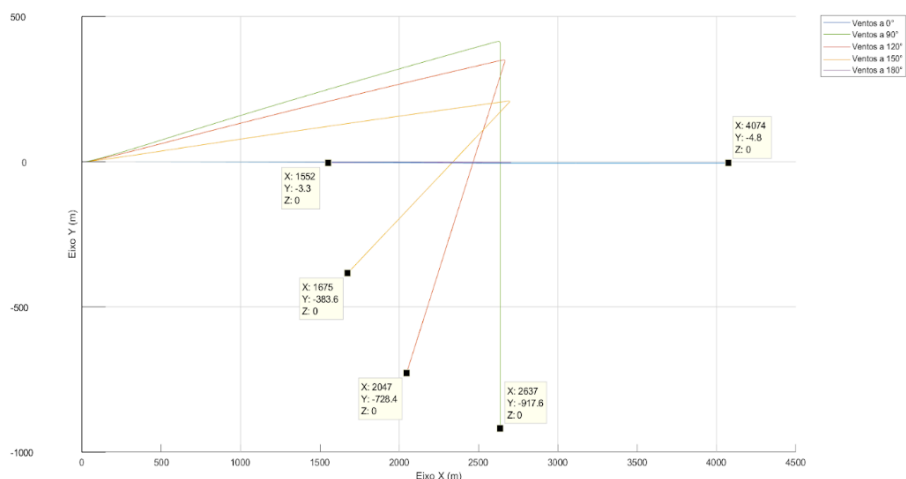


Figura 16 – Vista superior da trajetória do Gama I sob ventos de 5 m/s

Pode-se observar que o deslocamento em cada direção é diretamente influenciado pelo ângulo de incidência do vento. A variação nas direções x e y foi de aproximadamente 2,5 km e de 900 m respectivamente.

Quando o vento está soprando na mesma direção em que o foguete está se movendo o mesmo adquire mais velocidade pois é “empurrado”, o que o faz atingir um apogeu maior e vice-versa, quando o vento está soprando contrário a direção do movimento ele diminui a velocidade do foguete, fazendo-o atingir um apogeu menor. O gráfico 5.3 mostra o apogeu atingido de acordo com o ângulo de incidência do vento

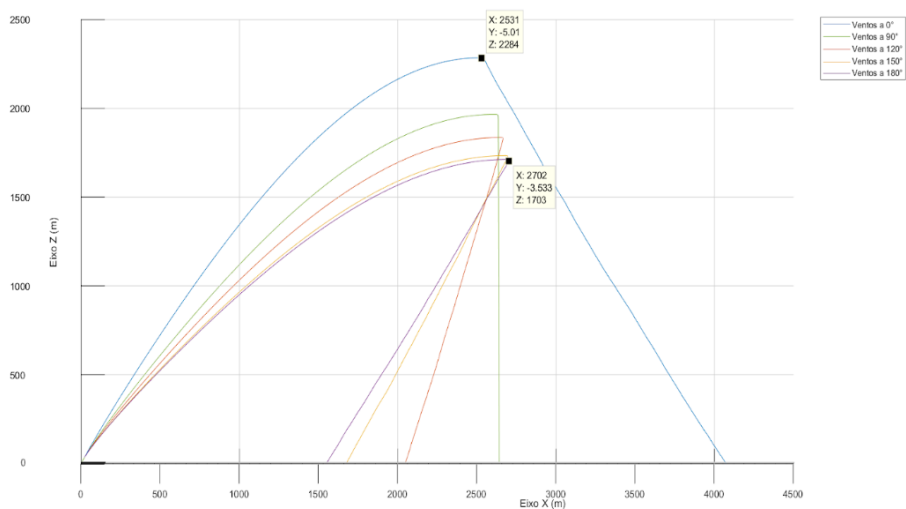


Figura 17 – Vista lateral da trajetória do Gama I sob ventos de 5 m/s

O apogeu máximo foi de 2284 m quando sob vento de cauda e 1703 m quando sob vento de proa, sofrendo variação de apogeu de até 581 m.

Para analisar a influência apenas da velocidade do vento, é mantido um ângulo de incidência do vento fixo enquanto se varia a velocidade:

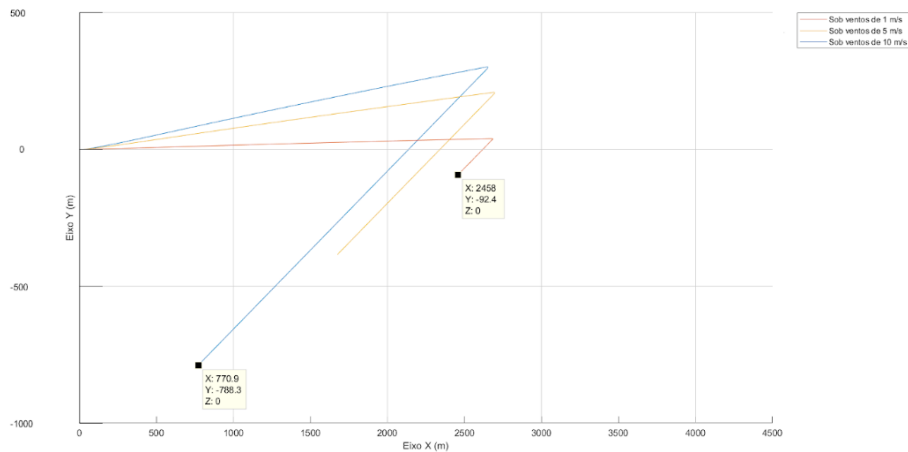


Figura 18 – Vista superior da trajetória do Gama I sob ventos a 150°

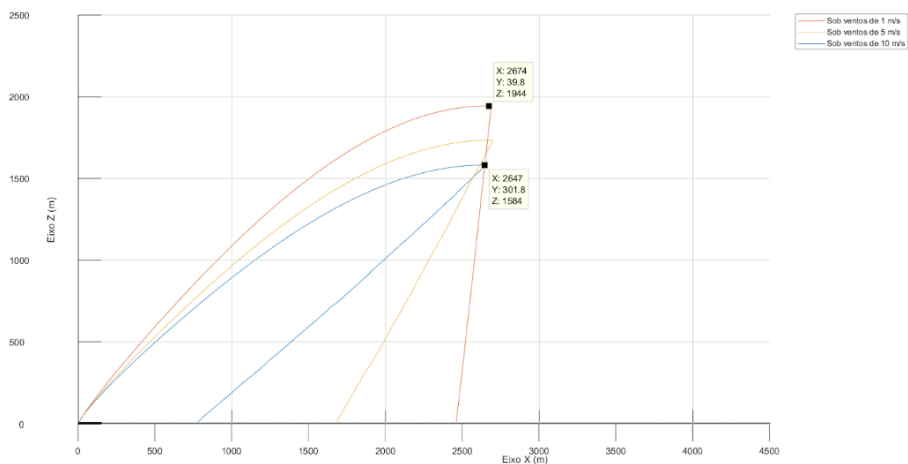


Figura 19 – Vista lateral da trajetória do Gama I sob ventos a 150°

É percebido que a velocidade do vento interfere na amplitude tanto do deslocamento nas direções x e y quanto do apogeu atingido. No gráfico acima o vento sopra na direção contrária ao movimento, portanto o maior apogeu é atingido para velocidades de vento mais baixas. Mas, caso o vento esteja soprando a favor do movimento, o comportamento é invertido onde o maior apogeu é atingido para velocidades de vento mais altas, como mostra a Figura 5.3:

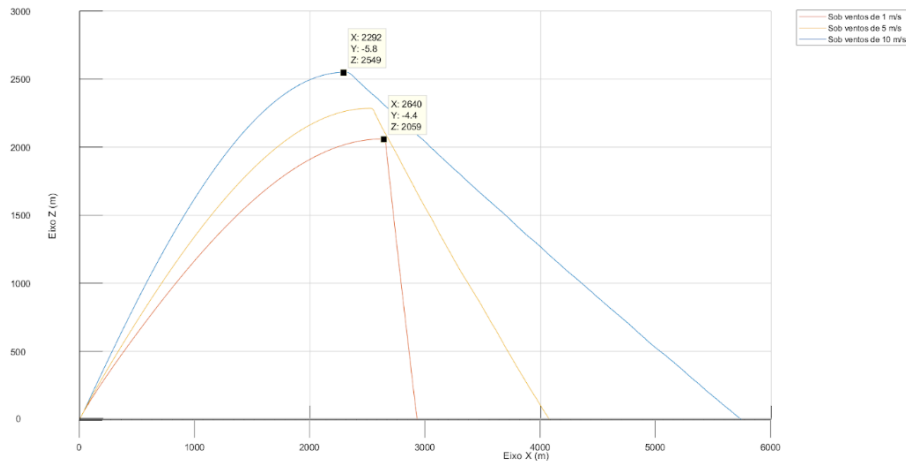


Figura 20 – Vista lateral da trajetória do Gama I sob ventos a 0°

Outra análise importante é sobre o momento de ejeção de paraquedas. Se ejetado no apogeu, o paraquedas vai estar sob influência do vento durante mais tempo caso a ejeção ocorra depois do apogeu, momento em que a altitude do foguete deve diminuir e portanto o paraquedas deve estar sujeito a força do vento durante um tempo menor na medida em que desce. O raio de dispersão de pontos de impacto pode ser reduzido caso o paraquedas seja ejetado após atingir o apogeu.

Essas análises devem ser feitas de acordo com a missão e com o vento no local de lançamento a fim de garantir a segurança de voo.

5.4 Análise de dispersão de detritos

As figuras a seguir demonstram parte da trajetória nominal do foguete, em verde, até o instante de tempo em que uma explosão acidental ocorre. Esta trajetória nominal é retirada das simulações de trajetória já efetuadas. Neste instante em diante, vários fragmentos são gerados de forma aleatória. Um vetor contendo a posição e velocidade do foguete, e o tempo em que a explosão ocorre, é chamado de Breakup State Vector (BUSV) (FLIGHT..., 2011), e é fornecido pela trajetória nominal. Este vetor, em conjunto com a energia cinética obtida pela explosão, formam as condições iniciais da simulação. A trajetória de cada fragmento é simulada numericamente, usando como base o equacionamento discutido anteriormente.

Estas trajetórias estão ilustradas em vermelho. Um estudo probabilístico é então realizado sobre os pontos de impacto. Uma distribuição normal bivariada (MONTGOMERY; RUNGER,) é obtida e uma superfície de distribuição de probabilidade (PDF) é calculada.

Curvas de contorno desta superfície formam elipses de dispersão contendo diferentes quantidades de fragmentos dentro de seu contorno. Estabeleceu-se um estudo de

dispersão de impacto total de $3 - \sigma$ como requisito mínimo. Uma dispersão total 3σ , assumindo uma distribuição normal, representa um contorno onde 99.7% de todos os impactos ocorrerão.

O contorno formado por uma curva de nível da PDF é uma elipse de dispersão. O volume abaixo da superfície dentro desta elipse representa a porcentagem de impactos dentro desta elipse. Várias curvas de nível foram integradas numericamente até atingir o parâmetro de dispersão $3 - \sigma$ desejado.

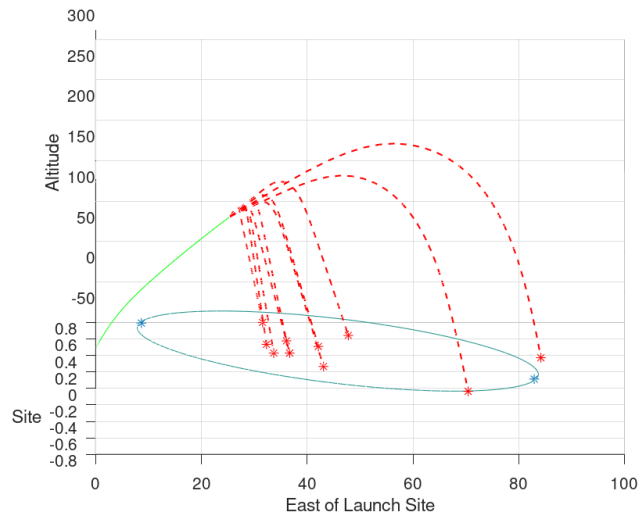


Figura 21 – Trajetórias de simulação teste com 10 fragmentos e elipse de dispersão calculada

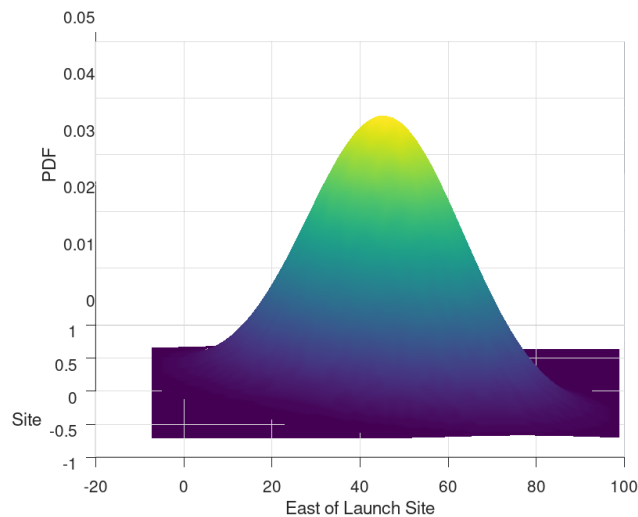


Figura 22 – Superfície de função de distribuição de probabilidade (PDF) de simulação teste com 10 fragmentos

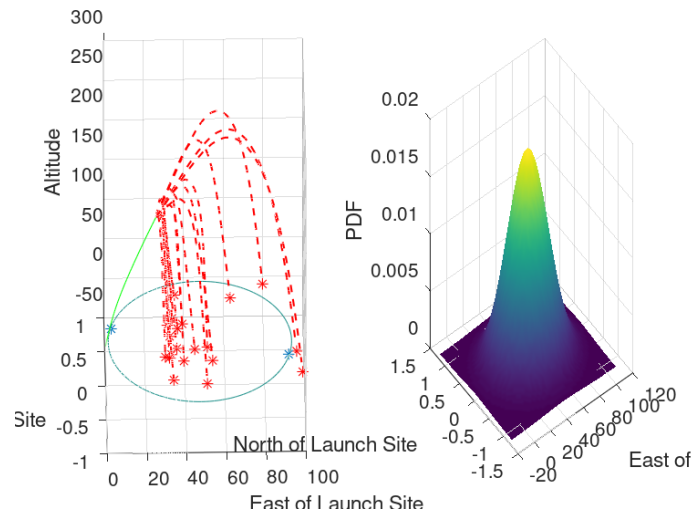


Figura 23 – Simulação teste com 20 fragmentos

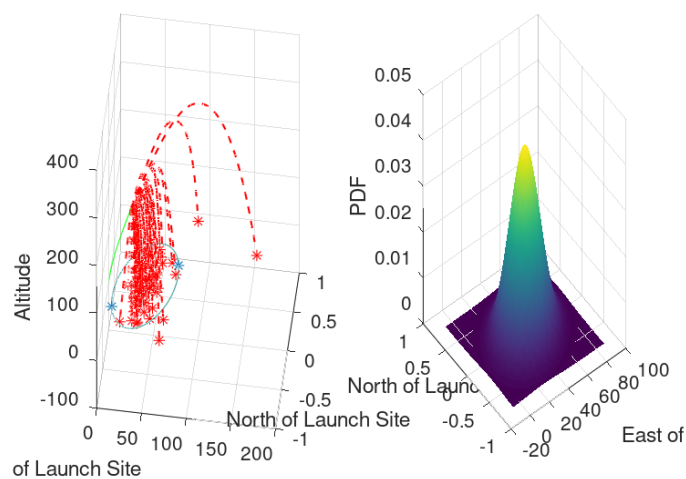


Figura 24 – Simulação teste com 100 fragmentos

O código da simulação de dispersão de detritos está sendo desenvolvido no software Matlab e resultaram em trajetórias que visualmente condizem com o esperado. A superfície de distribuição de probabilidade e a elipse de dispersão geradas servem para aprimorar a segurança na operação de lançamento do foguete experimental.

A explosão ocasiona uma adição de energia cinética para cada fragmento. De acordo com a FAA (FLIGHT..., 2011), existe um intervalo de incremento de velocidade dos fragmentos, onde apenas 3% dos fragmentos irão receber um incremento maior do que o limite máximo deste intervalo. O incremento de velocidade que cada fragmento irá receber pode ser escolhido aleatoriamente dentro deste intervalo para cada fragmento. A direção deste incremento é aleatória, sendo qualquer direção igualmente provável.

É necessário ainda a formulação da análise que irá determinar o intervalo de incremento de velocidade para o foguete em um instante de tempo após o lançamento.

As simulações efetuadas assumiram uma simplificação onde é definida uma densidade de incremento de energia a que todos os objetos foram submetidos. A energia recebida por cada objeto foi proporcional à sua área de referência e, então, o incremento de velocidade foi calculado utilizando sua respectiva massa.

Pode ser proposto ainda a validação do código utilizado com base de dados disponíveis de lançamentos históricos em que houve falha catastrófica gerando uma elipse de dispersão. Serão necessários os dados do BUSV do acidente, com os parâmetros médios dos fragmentos gerados bem definidos. Assim, será possível simular o acidente no código e comparar a elipse de dispersão simulada com a elipse real.

Devido à distribuição assumida ser normal bivariada, a integral do volume da superfície acima de uma curva de nível, representando a porcentagem dos pontos de impacto total dentro da elipse, tende a ser 100% apenas quando o raio da elipse tende a infinito. Desta forma, definir uma elipse que irá contornar todos os fragmentos gerados pela falha catastrófica é impossível. Contudo, uma dispersão $3 - \sigma$ de uma elipse contendo 99,7% dos fragmentos é suficiente para assegurar a segurança de pessoas fora da elipse.

De qualquer modo, fragmentos mais densos, com maior massa e energia cinética e assim mais perigosos, tendem a seguir uma trajetória mais balística e determinística. Pode ser proposto uma modelagem 3D e uma simulação CFD de componentes do foguete que sejam classificados como mais perigosos. Assim, a trajetória destes componentes de destaque pode ser simulada a fim de averiguar a segurança das pessoas fora da elipse de dispersão.

5.5 Análise de dispersão de pontos de impacto

Tomando o CLBI como local de lançamento e um ângulo azimutal de lançamento de 70° , foi usado o software Google Earth para estimar o raio provável de queda. No ambiente do software, é possível traçar curvas e retas com determinado valor em quilômetros que correspondem àsquelas obtidas na simulação. A Figura 5.5 mostra o resultado obtido, delimitado em vermelho a área que contempla a elipse de dispersão calculada.



Figura 25 – Área provável de impacto do foguete GAMA 1 feito no Google Earth

Esta análise fornece maior segurança ao local de lançamento e a trajetória. Quanto maior for a área de possíveis locais de impacto, mais isolado deve ser o local de lançamento do foguete. As autoridades locais devem ser informadas dessa região de risco de impacto do foguete e, dessa forma, é possível calcular o risco e a viabilidade da missão de maneira mais clara.

A área indicada na 5.5 contempla todos os possíveis pontos de impacto calculados, inclusive para os detritos em caso de explosão acidental.

6 Disposições finais

De acordo com a análise presente neste trabalho, é possível obter uma alta eficácia do plano de voo da missão. Portanto, é necessário ressaltar a importância que o foguete seja feito com as mesmas dimensões e características que as que foram utilizadas como parâmetro nos softwares, ou seja, todos os dados de entrada necessários para realizar as simulações devem refletir fielmente a realidade. Além disso, todas as peças e partes do foguete devem possuir resistência estrutural para que nenhuma peça ou parte do foguete se desprenda acidentalmente enquanto este estiver em voo.

A análise de estabilidade dinâmica obtida através de coeficientes de estabilidade no Missile DATCOM foi feita utilizando apenas uma condição de voo. Como dito, é de interesse saber quais são os respectivos coeficientes para outras condições de voo.

O vento transversal máximo permitido no local de lançamento calculado na Seção 4.4.1 é um limite máximo para que o foguete tenha estabilidade mínima ao alçar voo. Em ordem de garantir uma maior segurança caso aconteça alguma alteração inesperada na velocidade do vento, é necessário admitir um coeficiente de segurança no valor encontrado. Por exemplo, permitir uma velocidade do vento de até 4 m/s no instante de lançamento.

Como observado na Seção 5.3, o vento possui forte influência na trajetória. Assim, pode ser proposto a elaboração de um sistema de medição do vento que tem como objetivo obter os valores de direção e intensidade do vento no local de lançamento, momentos antes de decolar. De acordo com uma extensão encontrada na internet do simulador OpenRocket, é possível alterar os parâmetros do vento para cada nível de altitude, obtendo-se uma maior fidelidade da simulação.

Tal sistema se resume na utilização de um anemômetro fixado em um balão atmosférico, para que as medidas possam ser realizadas em várias altitudes. Além da velocidade do vento, o anemômetro deve colher dados da direção do vento no local de lançamento e transmitir por rádio-frequência para um computador que deve realizar a simulação de trajetória com aquelas condições de entrada de vento. Essa medição deve ocorrer momentos antes do lançamento.

Cabe indicar novamente a possibilidade de alteração no momento de ejeção do paraquedas para reduzir a área de dispersão de impacto do foguete com o solo. Ao invés do paraquedas ser ejetado no apogeu, este pode ser configurado para ejetar quando o foguete estiver na descendente, por exemplo a 500 metros de altura em relação ao solo.

A Seção 3.6 mostra a importância de se realizar o lançamento de um foguete experimental em um local não habitado, pois a área de dispersão de impacto tem dimensão

suficientemente grande para por em risco as pessoas e os bens materiais que estão a volta. Portanto, há uma necessidade de realizar o estudo do local de lançamento por meio de imagens de satélite atualizadas.

Os dados apresentados para a dispersão de detritos permitem definir valores mais precisos para os coeficientes de arrasto a serem utilizados nos estudos de dispersão de detritos dentro de um modelo determinado, além de inferir quais características fazem com que um tipo de detrito se disperse mais pela área de lançamento. Para os próximos estudos, pode ser relevante aferir também os dados relativos à sustentação dos detritos para validar as considerações feitas. Além disso, pode se cogitar a hipótese de provocar uma explosão controlada em um foguete experimental com características semelhantes ao do foguete analisado para comparar a dispersão dos detritos com o resultado do modelo criado.

Houveram algumas dificuldades na criação dos resultados entre o DATCOM e o Matlab. Pelo motivo do Missile DATCOM ser um software de pouco conhecimento, encontrou-se bastante dificuldade em obter informações por meio da literatura ou mesmo na internet. Entretanto, conseguiu-se obter os resultados esperados e exportá-los para o Matlab que em seguida apresentou os dados desejados. O foguete experimental mostrou-se estável de acordo com a abordagem teórica para a dada geometria e condições de voo.

Uma importante etapa a respeito do lançamento de foguetes experimentais é a contatação antecipada da Força Aérea do país para que seja emitido um documento que tem por objetivo divulgar a informação aeronáutica para as aeronaves, fazendo garantir a segurança e eficiência da navegação aérea naquela região.

Pode-se considerar que a partir de uma análise de estabilidade estática e dinâmica coerentes, é possível estudar e aplicar possíveis sistemas de controle de trajetória através de análises e interpretação de gráficos de Método do lugar das Raízes, estudo no qual permite a localização dos polos do sistema em malha fechada. Para tanto, é necessário que o foguete tenha um sistema de controle dotado de atuadores de provocam uma deflexão nas aletas (aletas móveis). Tal problema pode ser estudado com maior detalhe futuramente.

Referências

- AEB. *Regulamento Técnico da Segurança para Lançamento e Voo*. 2007. Acessado em 30 de junho de 2019. Disponível em: <http://www.aeb.gov.br/wp-content/uploads/2018/04/Parte_3_Regulamento_Tecnico_da_Seguranca_para_Lancamento_e_Voo.pdf>. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 22.
- AEB. *Guia Foguetemodelismo Brasil*. 2013. Acessado em 30 de junho de 2019. Disponível em: <http://aebescola.aeb.gov.br/downloads/foguete/guia_fogueteamodelismo.pdf>. Citado na página 17.
- AEB. *Fogueteamodelismo*. 2019. Acessado em 30 de junho de 2019. Disponível em: <<http://aebescola.aeb.gov.br/index.php/aeb-escola/2-geral/55-fogueteamodelismo>>. Citado na página 22.
- COBRUF. *Regulamento Cobruf Rockets*. 2018. Acessado em 3 de julho de 2019. Disponível em: <https://drive.google.com/file/d/1vlygGwQIIgoDMSpyU4fDvl7ILkK7D_vS/view>. Citado na página 16.
- DAHLQUIST, B. *Wind Caused Instability*. Apogee Rockets, 2019. Acessado em 30 de junho de 2019. Disponível em: <https://www.apogeerockets.com/Wind_Caused_Instability>. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 25.
- ETKIN, B.; REID, L. D. *Dynamics of flight*. [S.l.: s.n.], 2012. Citado 3 vezes nas páginas 27, 28 e 29.
- FLIGHT Safety Analysis Handbook Version 1.0. [S.l.: s.n.], 2011. Citado 9 vezes nas páginas 21, 27, 29, 30, 37, 38, 42, 48 e 50.
- GARCIA, A. *Automatização aplicada a lançadores de foguetes de sondagem para compensação da influência dos ventos*. Tese (Doutorado) — Universidade Estadual Paulista, 2007. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 35.
- GRAÇA, L. O. C. F. *Redes neurais aplicadas ao cálculo de ajuste do lançador de foguetes não-guiados*. Dissertação (Mestrado) — Centro de Ciências Tecnológicas - UEMA, 2019. Citado na página 34.
- KERMODE, A. C. *Mechanics of flight*. [S.l.]: Longman Scientific & Technical, 1987. Citado na página 23.
- MIL-HDBK-762. *Design of Aerodynamically Stabilized Free Rockets*. 1990. Acessado em 05 de abril de 2021. Disponível em: <http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_5900_Web/5900/USLI_2010/PDF_files/rocket_handbook.pdf>. Citado na página 21.
- MONTGOMERY, D. C. *Applied Statistics and Probability for Engineers*. [S.l.]: John Wiley & Sons, Inc, 2002. Citado na página 25.
- MONTGOMERY, D. C.; RUNGER, G. C. *Applied Statistics and Probability for Engineers*. [S.l.]: John Wiley & Sons. Citado 3 vezes nas páginas 42, 43 e 48.

NELSON, R. C. *Flight stability and automatic control*. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 1998. Citado 6 vezes nas páginas [19](#), [20](#), [21](#), [22](#), [23](#) e [24](#).

NEWTON, I. *Philosophiae naturalis principia mathematica*. [S.l.]: Jussu Societatis Regiae ac typis Josephi Streater, prostant venales apud Sam, 2009. v. 62. Citado na página [27](#).

NISKANEN, S. *Development of an Open Source model rocket simulation software*. Dissertação (Mestrado) — Helsinki University of Technology, 2009. Citado na página [35](#).

STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L.; JOHNSON, E. N. *Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2015. Citado 2 vezes nas páginas [28](#) e [42](#).

Anexos

ANEXO A – for005

DATCOM

\$FLTCOM

NALPHA = 1.0,

ALPHA = 4.000,

NMACH = 1.0,

MACH = 0.850,

ALT = 860.00,

\$END

\$REFQ

XCG = 1.660000,

\$END

\$AXIBOD

TNOSE = OGIVE,

LNOSE = 0.320000,

DNOSE = 0.160000,

BNOSE = 0.000000,

LCENTR = 2.180000,

DCENTR = 0.160000,

TRUNC = .FALSE. ,

\$END

\$FINSET1

SECTYP = HEX,

NPANEL = 4.0,

PHIF = 0.00,90.00,180.00,270.00,

XLE = 2.020,

SSPAN = 0.000,0.145,

CHORD = 0.160,0.050,

SWEEP = 34.600,

STA = 1.0,

\$END

DERIV DEG

DIM M

DAMP

SAVE

ANEXO B – for006

DATCOM

1

AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS

CONERR - INPUT ERROR CHECKING

ERROR CODES - N A - UNKNOWN VARIABLE NAME
 B - MISSING EQUAL SIGN FOLLOWING VARIABLE NAME
 C - NON-ARRAY VARIABLE HAS AN ARRAY ELEMENT DESIGNATION - N
 D - NON-ARRAY VARIABLE HAS MULTIPLE VALUES ASSIGNED
 E - ASSIGNED VALUES EXCEED ARRAY DIMENSION
 F - SYNTAX ERROR

```

1 $FLTCN
2 NALPHA = 1.0,
3 ALPHA = 4.000,
4 NMACH = 1.0,
5 MACH = 0.850,
6 ALT = 860.00,
7 $END
8 $REFQ
9 XCG = 1.660000,
10 $END
11 $AXIBOD
12 TNOSE = OGIVE,
           13 LNOSE = 0.320000,
14 DNOSE = 0.160000,
15 BNOSE = 0.000000,
16 LCENTR = 2.180000,
17 DCENTR = 0.160000,
18 TRUNC = .FALSE.,
19 $END
20 $FINSET1
21 SECTYP = HEX,
           22 NPANEL = 4.0,
23 PHIF = 0.00,90.00,180.00,270.00,
24 XLE = 2.020,
25 SSPAN = 0.000,0.145,
26 CHORD = 0.160,0.050,
27 SWEEP = 34.600,
28 STA = 1.0,
29 $END
30 DERIV DEG
31 DIM M
32 DAMP
33 PART
34 SPIN
35 PRINT AERO BODY
36 PRINT AERO SYNTHS
37 SAVE

```

NEXT CASE

1

AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS

CASE INPUTS

FOLLOWING ARE THE CARDS INPUT FOR THIS CASE

```

$FLTCN
NALPHA = 1.0,
ALPHA = 4.000,
NMACH = 1.0,
MACH = 0.850,
ALT = 860.00,
$END
$REFQ
XCG = 1.660000,
$END
$AXIBOD
TNOSE = 1.,
LNOSE = 0.320000,
DNOSE = 0.160000,
BNOSE = 0.000000,
LCENTR = 2.180000,
DCENTR = 0.160000,
TRUNC = .FALSE.,
$END
$FINSET1
SECTYP = 0.,
NPANEL = 4.0,
PHIF = 0.00,90.00,180.00,270.00,
XLE = 2.020,
SSPAN = 0.000,0.145,
CHORD = 0.160,0.050,
SWEEP = 34.600,
STA = 1.0,
$END
DERIV DEG
DIM M
DAMP
PART
SPIN
PRINT AERO BODY
PRINT AERO SYNTHS
SAVE
NEXT CASE
    
```

THE BOUNDARY LAYER IS ASSUMED TO BE TURBULENT
 THE INPUT UNITS ARE IN METERS, THE SCALE FACTOR IS 1.0000
 1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 2
 AXISYMMETRIC BODY DEFINITION

	NOSE	CENTERBODY	AFT BODY	TOTAL		
SHAPE	OGIVE	CYLINDER	-----			
LENGTH	0.320	2.180	0.000	2.500	M	
FINENESS RATIO	2.000	13.625	0.000	15.625		
PLANFORM AREA	0.035	0.349	0.000	0.383	M	AREA CENTROID
WETTED AREA	0.111	1.096	0.000	1.207	M	VOLUME

MOLD LINE CONTOUR

LONGITUDINAL STATIONS					
0.0000	0.0320	0.0640	0.0960	0.1280	
0.1600	0.1920	0.2240	0.2560	0.2880	0.5380
0.7560	0.9740	1.1920	1.4100	1.6280	1.8460
2.2820	2.5000				2.0640

	Z-OFFSET	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000					

	BODY RADII	0.0000	0.0160	0.0300	0.0420	0.0523
0.0609	0.0678	0.0732	0.0770	0.0792	0.0800	0.0800
0.0800	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800	0.0800
0.0800	0.0800					

1

AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS
FIN SET NUMBER 1 AIRFOIL SECTION

PAGE 3

NACA S-1-50.0-05.0-00.0

X/C	X-UPPER	Y-UPPER	X-LOWER	Y-LOWER	MEAN LINE	THICKNESS
0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00100	0.00100	0.00005	0.00100	-0.00005	0.00000	0.00010
0.00200	0.00200	0.00010	0.00200	-0.00010	0.00000	0.00020
0.00300	0.00300	0.00015	0.00300	-0.00015	0.00000	0.00030
0.00400	0.00400	0.00020	0.00400	-0.00020	0.00000	0.00040
0.00500	0.00500	0.00025	0.00500	-0.00025	0.00000	0.00050
0.00600	0.00600	0.00030	0.00600	-0.00030	0.00000	0.00060
0.00800	0.00800	0.00040	0.00800	-0.00040	0.00000	0.00080
0.01000	0.01000	0.00050	0.01000	-0.00050	0.00000	0.00100
0.02000	0.02000	0.00100	0.02000	-0.00100	0.00000	0.00200
0.03000	0.03000	0.00150	0.03000	-0.00150	0.00000	0.00300
0.04000	0.04000	0.00200	0.04000	-0.00200	0.00000	0.00400
0.05000	0.05000	0.00250	0.05000	-0.00250	0.00000	0.00500
0.06000	0.06000	0.00300	0.06000	-0.00300	0.00000	0.00600
0.08000	0.08000	0.00400	0.08000	-0.00400	0.00000	0.00800
0.10000	0.10000	0.00500	0.10000	-0.00500	0.00000	0.01000
0.12000	0.12000	0.00600	0.12000	-0.00600	0.00000	0.01200
0.14000	0.14000	0.00700	0.14000	-0.00700	0.00000	0.01400
0.16000	0.16000	0.00800	0.16000	-0.00800	0.00000	0.01600
0.18000	0.18000	0.00900	0.18000	-0.00900	0.00000	0.01800
0.20000	0.20000	0.01000	0.20000	-0.01000	0.00000	0.02000
0.22000	0.22000	0.01100	0.22000	-0.01100	0.00000	0.02200
0.24000	0.24000	0.01200	0.24000	-0.01200	0.00000	0.02400
0.26000	0.26000	0.01300	0.26000	-0.01300	0.00000	0.02600
0.28000	0.28000	0.01400	0.28000	-0.01400	0.00000	0.02800
0.30000	0.30000	0.01500	0.30000	-0.01500	0.00000	0.03000
0.32000	0.32000	0.01600	0.32000	-0.01600	0.00000	0.03200
0.34000	0.34000	0.01700	0.34000	-0.01700	0.00000	0.03400
0.36000	0.36000	0.01800	0.36000	-0.01800	0.00000	0.03600
0.38000	0.38000	0.01900	0.38000	-0.01900	0.00000	0.03800
0.40000	0.40000	0.02000	0.40000	-0.02000	0.00000	0.04000
0.42000	0.42000	0.02100	0.42000	-0.02100	0.00000	0.04200
0.45000	0.45000	0.02250	0.45000	-0.02250	0.00000	0.04500
0.50000	0.50000	0.02500	0.50000	-0.02500	0.00000	0.05000
0.55000	0.55000	0.02250	0.55000	-0.02250	0.00000	0.04500

0.60000	0.60000	0.02000	0.60000	-0.02000	0.00000	0.04000
0.65000	0.65000	0.01750	0.65000	-0.01750	0.00000	0.03500
0.70000	0.70000	0.01500	0.70000	-0.01500	0.00000	0.03000
0.75000	0.75000	0.01250	0.75000	-0.01250	0.00000	0.02500
0.80000	0.80000	0.01000	0.80000	-0.01000	0.00000	0.02000
0.82000	0.82000	0.00900	0.82000	-0.00900	0.00000	0.01800
0.84000	0.84000	0.00800	0.84000	-0.00800	0.00000	0.01600
0.86000	0.86000	0.00700	0.86000	-0.00700	0.00000	0.01400
0.88000	0.88000	0.00600	0.88000	-0.00600	0.00000	0.01200
0.90000	0.90000	0.00500	0.90000	-0.00500	0.00000	0.01000
0.92000	0.92000	0.00400	0.92000	-0.00400	0.00000	0.00800
0.94000	0.94000	0.00300	0.94000	-0.00300	0.00000	0.00600
0.96000	0.96000	0.00200	0.96000	-0.00200	0.00000	0.00400
0.98000	0.98000	0.00100	0.98000	-0.00100	0.00000	0.00200
1.00000	1.00000	0.00000	1.00000	0.00000	0.00000	0.00000

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 4
 GEOMETRIC RESULTS FOR FIN SETS

FIN SET NUMBER 1
 DATA FOR ONE PANEL ONLY

SEGMENT NUMBER	PLAN AREA	ASPECT RATIO	TAPER RATIO	L.E. SWEEP	T.E. SWEEP	M.A.C. CHORD	T/C RATIO
	M	1	0.0152	1.381	0.313	55.380	34.600
TOTAL	0.0152		1.381	0.313	55.380	34.600	0.115
						0.115	0.050

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 5
 FIN SET 1 SECTION AERODYNAMICS

IDEAL ANGLE OF ATTACK = 0.0000 DEG.
 ZERO LIFT ANGLE OF ATTACK = 0.0000 DEG.
 IDEAL LIFT COEFFICIENT = 0.0000
 ZERO LIFT PITCHING MOMENT COEFFICIENT = 0.0000
 MACH ZERO LIFT-CURVE-SLOPE = 0.0973 /DEG.
 LEADING EDGE RADIUS = 0.0000 FRACTION CHORD
 MAXIMUM AIRFOIL THICKNESS = 0.0500 FRACTION CHORD
 DELTA-Y = 0.2925 PERCENT CHORD

CREST CRITICAL MACH = 0.7787
 LOCATION = 0.4877 FRACTION CHORD
 LIFT-CURVE-SLOPE = 0.1355 /DEG.

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 6
 BODY ALONE PARTIAL OUTPUT

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP = 0.00 DEG
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

ALPHA	CA-FRIC	CA-PRES/WAVE	CA-BASE	CA-PROT	CA-SEP	CA-ALP
4.00	0.1349	0.0144	0.1333			0.0000
5.00	0.1345	0.0143	0.1333			0.0000

NOTE - BASE DRAG IS NOT INCLUDED IN THE AXIAL FORCE CALCULATIONS

CROSS FLOW DRAG PROPORTIONALITY FACTOR = 0.73501

ALPHA	CN-POTEN	CN-VISC	CN-SEP	CM-POTEN	CM-VISC	CM-SEP	CM-PROT	CDC
4.00	0.192	0.053		1.249	0.119			0.776

1 5.00 0.239 0.084 1.557 0.188 0.785
 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 7
 FIN SET 1 CA PARTIAL OUTPUT

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP = 0.00 DEG
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

SINGLE FIN PANEL ZERO-LIFT AXIAL FORCE COMPONENTS

SKIN FRICTION 0.0056
 SUBSONIC PRESSURE 0.0003
 TRANSONIC WAVE 0.0002
 SUPERSONIC WAVE 0.0000
 LEADING EDGE 0.0000
 TRAILING EDGE 0.0000
 TOTAL CAO 0.0061

FIN AXIAL FORCE DUE TO ANGLE OF ATTACK

ALPHA CA DUE TO LIFT SINGLE PANEL CA-TOTAL 4 FINS

4.00 0.0000 0.0245
 5.00 0.0000 0.0245

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 8
 FIN SET 1 CN, CM PARTIAL OUTPUT

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP = 0.00 DEG
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

NORMAL FORCE SLOPE AT ALPHA ZERO, CNA = 0.03915/DEG 1 PANEL
 FIN AERODYNAMIC CENTER = 0.79978 FRACTION OF ROOT CHORD
 FIN PLANFORM CENTROID = 0.89988 FRACTION OF ROOT CHORD

ALPHA	CN			CM		
	LINEAR	NON-LINEAR	TOTAL	LINEAR	NON-LINEAR	TOTAL
4.00	0.3122	0.0201	0.3323	-0.9540	-0.0615	-1.0155
5.00	0.3895	0.0314	0.4209	-1.1909	-0.0960	-1.2870

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 9
 AERODYNAMIC FORCE AND MOMENT SYNTHESIS

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP = 0.00 DEG
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

-----FIN SET 1 IN PRESENCE OF THE BODY-----

ALPHA	CN	CM	CA	CY	CLN	CLL
4.00	0.4260	-1.3024	0.0246	0.0000	0.0000	0.0000
5.00	0.5362	-1.6404	0.0246	0.0000	0.0000	0.0000

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 10
 AERODYNAMIC FORCE AND MOMENT SYNTHESIS

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP = 0.00 DEG
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

-----FIN SET 1 PANEL CHARACTERISTICS-----

ALPHA	PANEL	AEQPANEL	AXIS	SYS.	PANEL_CN	PANEL_XCP/CR	PANEL_YCP/B/2
4.00	1		0.0000		0.0000	0.7998	0.4446
4.00	2		5.0554		0.2130	0.8074	0.4275
4.00	3		0.0000		0.0000	0.7998	0.4446
4.00	4		-5.0554		-0.2130	0.8074	0.4275
5.00	1		0.0000		0.0000	0.7998	0.4446
5.00	2		6.2687		0.2681	0.8092	0.4230
5.00	3		0.0000		0.0000	0.7998	0.4446
5.00	4		-6.2687		-0.2681	0.8092	0.4230

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 11
 AERODYNAMIC FORCE AND MOMENT SYNTHESIS

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP =
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

CARRYOVER INTERFERENCE FACTORS - FIN SET 1

ALPHA	K-WB	K-BW	KK-WB	KK-BW	XCP-BW
4.00	1.2651	0.2726	0.9598	0.1405	2.9877
5.00	1.2556	0.2726	0.9598	0.1405	2.9877

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 12
 FIN SET 1 PANEL BENDING MOMENTS ABOUT EXPOSED ROOT CHORD

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP =
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

ALPHA	PANL 1	PANL 2	PANL 3	PANL 4	PANL 5	PANL 6	PANL 7	PANL 8
4.0	1.37E-08	8.25E-02	-7.41E-09	-8.25E-02				
5.0	1.68E-08	1.03E-01	-9.29E-09	-1.03E-01				

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 13
 FIN SET 1 PANEL HINGE MOMENTS ABOUT HINGE LINE

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP =
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

ALPHA	PANL 1	PANL 2	PANL 3	PANL 4	PANL 5	PANL 6	PANL 7	PANL 8
4.0	-1.02E-08	-6.55E-02	5.51E-09	6.55E-02				
5.0	-1.25E-08	-8.29E-02	6.91E-09	8.29E-02				

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 14
 STATIC AERODYNAMICS FOR BODY-FIN SET 1

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP =
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

ALPHA	----- LONGITUDINAL -----			-- LATERAL DIRECTIONAL --		
	CN	CM	CA	CY	CLN	CLL
4.00	0.763	-0.209	0.174	0.000	0.000	0.000

5.00	0.976	-0.243	0.173	0.000	0.000	0.000
ALPHA	CL	CD	CL/CD	X-C.P.		
4.00	0.749	0.227	3.304	-0.274		
5.00	0.957	0.258	3.712	-0.249		

1 X-C.P. MEAS. FROM MOMENT CENTER IN REF. LENGTHS, NEG. AFT OF MOMENT CENTER
 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 15
 STATIC AERODYNAMICS FOR BODY-FIN SET 1

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP =
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH =

----- DERIVATIVES PER DEGREE -----

ALPHA	CNA	CMA	CYB	CLNB	CLLB
4.00	0.2130	-0.0341	-0.1848	0.0321	-0.0003
5.00	0.2130	-0.0341	-0.1870	0.0231	-0.0003

PANEL DEFLECTION ANGLES DEGREES
 SET FIN 1 FIN 2 FIN 3 FIN 4 FIN 5 FIN 6 FIN 7 FIN 8
 1 1 0.00 0.00 0.00 0.00
 1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 16
 BODY ALONE DYNAMIC DERIVATIVES

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP =
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH =

----- DYNAMIC DERIVATIVES PER DEGREE -----

ALPHA	CNQ	CMQ	CAQ	CNAD	CMAD
4.00	0.820	-2.606	0.000	1.576	1.136
5.00	0.820	-2.606	0.000	1.576	1.136

PITCH RATE DERIVATIVES NON-DIMENSIONALIZED BY Q1
 BODY ALONE DYNAMIC DERIVATIVES

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP =
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH =

----- DYNAMIC DERIVATIVES PER DEGREE -----

ALPHA	CYR	CLNR	CLLR	CYP	CLNP	CLLP
4.00	0.518	-2.606	0.000	0.000	0.000	0.000
5.00	0.518	-2.606	0.000	0.000	0.000	0.000

YAW AND ROLL RATE DERIVATIVES NON-DIMENSIONALIZED BY R
 ----- MAGNUS DERIVATIVES PER DEGREE -----

CLLP	CYPA	CNP1	CNP3	CNP5	CNPA-5
-4.560E-04	-1.484E-02	-7.666E-02	9.015E+00	-9.312E+02	-6.192E-02

CYP/SINALPHA=CYPA

CNP/SINALPHA=CNP1+CNP3

CAUTION- DO NOT USE THIS POLYNOMIAL PAST THE FIRST POSITIVE EXTREME.
 CNP IS EXPECTED TO STAY POSITIVE AT HIGHER ANGLES OF ATTACK.

1 AERODYNAMIC METHODS FOR MISSILE CONFIGURATIONS PAGE 18

BODY + 1 FIN SET DYNAMIC DERIVATIVES

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP = 0.00 DEG
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

----- DYNAMIC DERIVATIVES PER DEGREE -----
 ALPHA CNQ CMQ CAQ CNAD CMAD
 4.00 1.693 -5.276 0.000 1.676 0.809
 5.00 1.684 -5.250 0.000 1.676 0.809

PITCH RATE DERIVATIVES NON-DIMENSIONALIZED BY Q1

BODY + 1 FIN SET DYNAMIC DERIVATIVES

MACH NO = 0.85 REYNOLDS NO = 1.823E+07 /M
 ALTITUDE = 860.0 M DYNAMIC PRESSURE = 46232.87 N/M SIDESLIP = 0.00 DEG
 REF AREA = 0.020 M REF LENGTH = 0.16 M LAT REF LENGTH = 0.16 M

----- DYNAMIC DERIVATIVES PER DEGREE -----
 ALPHA CYR CLNR CLLR CYP CLNP CLLP
 4.00 1.343 -5.123 0.058 0.000 0.000 -0.286
 5.00 1.339 -5.109 0.072 0.000 0.000 -0.291

YAW AND ROLL RATE DERIVATIVES NON-DIMENSIONALIZED BY R