

UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
CURSO DE ENGENHARIA AERONÁUTICA

MAÍRA FERNANDA OLIVEIRA DE MIRANDA

**DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE RECUPERAÇÃO PARA
UM MINIFOGUETE**

PROJETO DE CONCLUSÃO DE CURSO

UBERLÂNDIA
2021

MAÍRA FERNANDA OLIVEIRA DE MIRANDA

**DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE RECUPERAÇÃO PARA
UM MINIFOGUETE**

Projeto de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia - UFU, como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Professor Dr. Alexandre Zuquete Guarato
Universidade Federal de Uberlândia

UBERLÂNDIA
2021

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus pais, que sempre me incentivaram a estudar, aos amigos que dividiram essa fase da vida comigo e aos professores que me ajudaram a crescer durante todos estes anos, em especial ao professor Alexandre Zuquete Guarato que me orientou neste trabalho.

RESUMO

O sistema de recuperação de um foguete-modelo é responsável pela integridade do veículo durante a fases do voo de queda e aterrissagem, assim como a segurança de todas as pessoas e estruturas no local de queda. Este trabalho propõe um sistema que conta com um paraquedas hemisférico de 2,53 m de diâmetro com *spill hole* de 10% do diâmetro do paraquedas para controlar sua queda e um mecanismo de ejeção do mesmo utilizando uma mola que será acionado após o foguete atingir o apogeu por um *stratologger*. Foram feitas análises estruturais nas partes deste mecanismo usando simulações no SolidWorks de modo a garantir que não haverá ejeção precoce devido a fraturas nas mesmas, assim como uma análise do raio de busca esperado usando o MATLAB.

Palavras-chave: Sistema de recuperação. Paraquedas. Foguete.

ABSTRACT

A model rocket's recovery system is responsible for the vehicle's integrity during the fall and landing phases of the flight, as well as the safety of all the people and structures within the landing zone. This work proposes a system that has a hemispheric parachute with a diameter of 2.53 m with a spill hole with a diameter of 10% of the parachute's diameter, to control its fall, and its ejection mechanism utilizing a spring, which will be activated after the rocket reaches its apogee by a stratologger. Structural analysis were made in this mechanism's parts using SolidWorks to ensure there is no risk of premature ejection due to fractures in them, along with an analysis of the expected search radius made on MATLAB.

Keywords: Recovery system. Parachute. Rocket.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1	– Foguete Vésper 1a, construído e lançado pela EPTA em 2019.	1
Figura 2	– Análise computacional do escoamento em torno de um foguete.	2
Figura 3	– Fuselagem feita em PETG (Polietileno Tereftalato de Etileno Glicol) para o foguete Vésper 1a, da Equipe de Propulsão e Tecnologia Aeroespacial (EPTA).	3
Figura 4	– Exemplo de motor para propelente sólido.	3
Figura 5	– Sistema criado para o foguete Vésper 1b, da Equipe de Propulsão e Tecnologia Aeroespacial (EPTA).	4
Figura 6	– Sistema de recuperação criado pela EPTA para a cooperação inter equipes da COBRUF 2017.	4
Figura 7	– Paraquedas hemisférico com <i>spill hole</i> feito pela EPTA para a cooperação inter equipes da COBRUF 2017.	5
Figura 8	– Raio de busca arbitrário partindo do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno.	6
Figura 9	– Vista inferior do sistema de travas projetado pela EPTA para a COBRUF 2017.	8
Figura 10	– Visão em corte do mecanismo de travamento projetado pela EPTA para a COBRUF 2017.	8
Figura 11	– Sistema de recuperação projetado pela EPTA para a COBRUF 2017.	8
Figura 12	– Mecanismo de ejeção projetado para o foguete Sirius.	9
Figura 13	– Sistema de recuperação projetado pela DPE para a cooperação da COBRUF 2015.	9
Figura 14	– Atuadores solenóides.	10
Figura 15	– Representação das forças atuantes no paraquedas durante a queda (na direção horizontal).	12
Figura 16	– Ilustração representando a trajetória do foguete dividida em três etapas.	15
Figura 17	– Vista aérea da parte da Fazenda Tatu onde ocorrem os lançamentos da EPTA.	18
Figura 18	– Velocidade média do vento em Uberlândia durante o ano.	18
Figura 19	– Probabilidade do vento ter direção de cada ponto cardeal durante o mês de março em Uberlândia, com base na média histórica.	19
Figura 20	– Modelo de gomo para um paraquedas com diâmetro de 1 m.	21
Figura 21	– Tecido Nylon ripstop 70.	22
Figura 22	– Visão geral do sistema de ejeção.	23
Figura 23	– Peça "copo".	24
Figura 24	– Mecanismo no momento da liberação da mola.	24
Figura 25	– Peça "base".	25
Figura 26	– Mecanismo montado.	25
Figura 27	– Coifa do foguete.	26

Figura 28 – Detalhe do acoplamento da coifa na fuselagem.	26
Figura 29 – <i>StratologgerCF</i>	27
Figura 30 – Servo-motor SG90	28
Figura 31 – <i>Servo Timer 2</i>	28
Figura 32 – Fluxograma do código criado para realizar o dimensionamento do paraquedas.	30
Figura 33 – Saída do código de dimensionamento do paraquedas.	30
Figura 34 – Fluxograma do código criado para calcular o raio de busca.	31
Figura 35 – Saída do código de cálculo do raio de busca.	31
Figura 36 – Saída do código de cálculo do raio de busca.	32
Figura 37 – Percurso percorrido pelo foguete após o apogeu.	32
Figura 38 – Aproximação no gráfico do percurso percorrido, mostrando a área próxima ao apogeu.	33
Figura 39 – Variação da velocidade vertical ao longo da queda.	33
Figura 40 – Máquina de enrolamento filamentar (bobinagem).	34
Figura 41 – Recurso de propriedades de massa do SolidWorks, utilizado para estimar a massa da coifa.	35
Figura 42 – Locais de aplicação da força e fixação no copo.	36
Figura 43 – Locais de aplicação da força e fixação na trava.	36
Figura 44 – Resultado da análise estática das tensões no copo.	37
Figura 45 – Resultado da análise estática das tensões na trava.	37
Figura 46 – Resultado da análise estática dos deslocamentos no copo.	37
Figura 47 – Resultado da análise estática dos deslocamentos na trava.	38
Figura 48 – Esquema de montagem do sistema de acionamento.	39
Figura 49 – Espaço reservado para o sistema de acionamento.	39

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Tabela dos parâmetros do foguete Sirius que serão utilizados como base para os cálculos do sistema de recuperação.	19
Tabela 2 – Tabela dos parâmetros utilizados para determinação do diâmetro do paraquedas.	20
Tabela 3 – Tabela das propriedades da resina epóxi (GAY, 2014).	20
Tabela 4 – Tabela das propriedades da fibra de carbono (GAY, 2014).	20
Tabela 5 – Tabela dos parâmetros utilizados para dimensionamento da mola.	35

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

UFU	Universidade Federal de Uberlândia
EPTA	Equipe de Propulsão e Tecnologia aeroespacial
COBRUF	Competição Brasileira Universitária de Foguetes
LASC	<i>Latin America Space Challenge</i>
DPE	Divisão de Propulsão e Espaço
PETG	Polietileno Tereftalato de Etileno Glicol
EES	<i>Engineering Equation Solver</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

A_{ST}	Área da seção transversal
D_{ext}	Diâmetro externo
D_{int}	Diâmetro interno
σ	Tensão
F_I	Força de impacto
m	Massa
V	Velocidade
k	Constante elástica
Δ	Deformação
ϵ	Deformação relativa
L	Comprimento
E	Módulo de elasticidade
$F_{I_{max}}$	Força de impacto máxima
V_{max}	Velocidade máxima
$\sigma_{0,2}$	Limite de escoamento
F_D	Força de arrasto
C_D	Coefficiente de Arrasto
ρ_{ar}	Densidade do ar
g	Aceleração da gravidade
D_p	Diâmetro da projeção do paraquedas
D_s	Diâmetro da projeção do spill hole
x_s	Relação entre os diâmetros do paraquedas e do spill hole
x	Deslocamento horizontal
x_0	Posição inicial

V_{vento}	Velocidade do vento
Δ_t	Intervalo de tempo
F_W	Força peso
a	Aceleração
V_0	Velocidade inicial
t	Tempo
Δ_y	Intervalo de deslocamento vertical
y_0	Posição vertical inicial
τ	Força cisalhante
F	Força
F_{mola}	Força gerada pela mola
m_{copo}	massa do copo
$m_{paraquedas}$	massa do paraquedas
m_{coifa}	massa da coifa
x_{mola}	deformação da mola
d_a	Diâmetro do arame
D	Diâmetro médio
N	Número de espiras efetivas

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	Objetivos	6
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	7
2.1	Exemplos de Sistemas de Recuperação	7
2.2	Velocidade Final Máxima	10
2.3	Dimensionamento do Paraquedas	12
2.4	Dimensionamento da Mola	13
2.5	Raio de Busca	14
3	METODOLOGIA	17
3.1	Requisitos	17
3.2	Conjunto do Paraquedas	19
3.3	Sistema de ejeção	22
3.4	Sistema de acionamento	26
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	29
4.1	Conjunto do Paraquedas	29
4.2	Sistema de ejeção	34
4.3	Sistema de acionamento	38
5	CONCLUSÃO	40
	Referências	42
	Apêndices	44
APÊNDICE A	Código desenvolvido no MATLAB para dimensionamento do paraquedas	45
APÊNDICE B	Código desenvolvido no MATLAB para cálculo do raio de busca	46
APÊNDICE C	Código desenvolvido no EES para dimensionamento da mola	47

1 INTRODUÇÃO

O foguetemodelismo é um hobby pouco explorado no Brasil, que consiste, de acordo com a associação brasileira de foguetes, em:

conjunto de atividades relacionadas ao projeto, fabricação e testes de motores-foguete e minifoguetes, envolvendo testes estáticos de motores-foguete, lançamentos de minifoguetes, entre outras atividades com fins educativos, científicos, tecnológicos, recreativos e desportivos. (ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE MINIFOGUETES, 2020, p. 3)

No Brasil, é mais comumente praticado por equipes universitárias e escolares com propósito educacional, uma vez que a construção de um foguete, ainda que em pequena escala, é um atividade extremamente multidisciplinar e que oferece oportunidade de praticar diversas áreas da engenharia em um único projeto. As equipes, ou quem quer que queira construir um minifoguete, tem total autonomia sobre seu projeto, podendo definir desde o porte do foguete até o combustível a ser utilizado, a menos que o mesmo seja destinado a alguma competição. Nesse caso podem existir requisitos com relação ao porte, altitude, entre outros. A figura 1 mostra um foguete construído e lançado pela Equipe de Propulsão e Tecnologia Aeroespacial (EPTA).

Figura 1 – Foguete Vésper 1a, construído e lançado pela EPTA em 2019.



Fonte: Elaborada pela autora

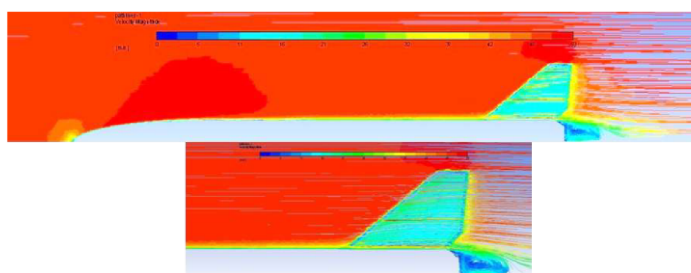
Existem três principais competições de foguete-modelismo no Brasil: A COBRUF (Competição Brasileira Universitária de Foguetes), que oferece além de competições de foguetes de diversos portes, competições de desenvolvimento de pequenos satélites, trajes espaciais e

drones, além de realizar a cada edição um projeto criado por diversas equipes, nacionais e internacionais, em cooperação onde cada equipe desenvolve uma parte do projeto; o Festival Brasileiro de Minifoguetes, que possui desde categorias destinadas à alunos do ensino fundamental à categoriais abertas para qualquer competidor de foguetes com apogeu (o ponto mais alto da trajetória do foguete) de 5 km; e a LASC (*Latin America Space Challenge*), que teve sua primeira edição em 2019 com categoriais divididas pelo tipo de combustível (líquido/híbrido ou sólido) assim como pelo apogeu. Cada competição conta com seu regulamento específico, que costuma definir massa máxima, categoria do motor (categorizado conforme o empuxo fornecido pelo mesmo), raio de busca máximo (a máxima distância no plano horizontal que o foguete pode percorrer), entre outros (COBRUF, 2017).

O projeto de um minifoguete pode ser dividido em várias partes como a aerodinâmica, estruturas, propulsão, aviônica e recuperação.

A aerodinâmica é responsável pelo projeto da coifa, que é a ponta superior do foguete, das aletas, pequenas empenagens que ajudam a estabilizar o foguete durante o voo, e da análise aerodinâmica do foguete como um todo, como exemplificado na figura 2. Em geral é também responsabilidade da aerodinâmica prever o trajeto de voo do foguete.

Figura 2 – Análise computacional do escoamento em torno de um foguete.



Fonte: Kassim et al. (2020)

O subsistema das estruturas trata da fuselagem do foguete, e deve definir o material que será utilizado, como será feita sua construção e como serão fixados todos os outros elementos nela, além de projetar também a base de lançamento do foguete. A figura 3 apresenta um exemplo de fuselagem.

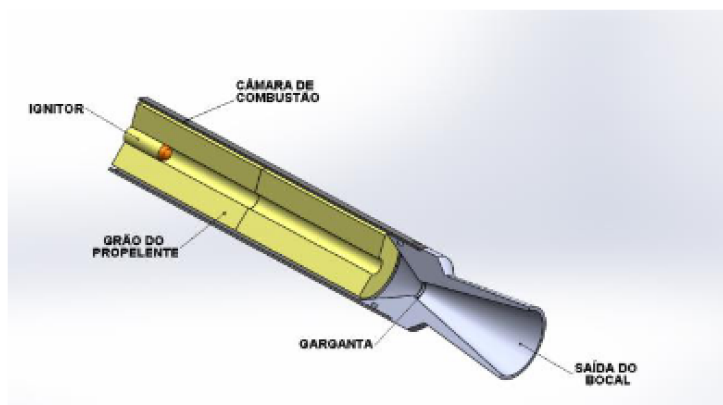
Figura 3 – Fuselagem feita em PETG (Polietileno Tereftalato de Etileno Glicol) para o foguete Vésper 1a, da Equipe de Propulsão e Tecnologia Aeroespacial (EPTA).



Fonte: Elaborada pela autora.

A propulsão projeta o motor, definindo o combustível que será utilizado e calculando o empuxo necessário para que o foguete atinja o apogeu esperado. Em conjunto com a área de estruturas, a propulsão deve também cuidar do isolamento térmico entre o motor e a fuselagem, para que esta não sofra danos durante a ignição. Pode-se ver na figura 4 um exemplo de motor de foguete.

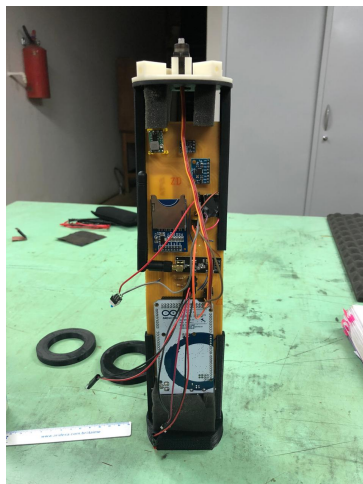
Figura 4 – Exemplo de motor para propelente sólido.



Fonte: Baldissera et al. (2016)

Todos os sistemas eletrônicos, incluindo sensores, microcontroladores, câmeras, o sistema de ignição do foguete e o sistema de acionamento do paraquedas são responsabilidade da aviônica. A figura 5 mostra um exemplo de sistema de aviônica.

Figura 5 – Sistema criado para o foguete Vésper 1b, da Equipe de Propulsão e Tecnologia Aeroespacial (EPTA).



Fonte: Cedida pela EPTA.

Por último, o sistema de recuperação é o responsável pela segurança do foguete no estágio final do voo: a queda. A recuperação deve desacelerar o foguete de modo a garantir que este aterrisse à uma velocidade de segurança que não cause danos no mesmo, bem como estabelecer o raio de busca de modo que não haja risco às pessoas e estruturas no solo. Um exemplo de sistema de recuperação pode ser visto na figura 6.

Figura 6 – Sistema de recuperação criado pela EPTA para a cooperação inter equipes da COBRUF 2017.



Fonte: Elaborada pela autora

Existem vários métodos para desacelerar um minifoguete. Um deles é o paraquedas,

que pode ser de diversos tipos como quadrado, cônico e hemisférico, sendo que este último pode ter *spill hole* (que nada mais é que um furo no centro do paraquedas, como mostrado na figura 7) ou não, entre outros. Cada formato de paraquedas possui vantagens e desvantagens (KNACKE, 1992), e é responsabilidade da área de recuperação escolher qual o mais adequado para o projeto. O conjunto do paraquedas é composto pelo próprio paraquedas, suas cordas e as *shock cords*, que são cordas elásticas que fazem a interface entre as cordas do paraquedas e os pontos de amarração no foguete de modo a absorver parte da força gerada pela abertura do paraquedas e preservar o foguete

Figura 7 – Paraquedas hemisférico com *spill hole* feito pela EPTA para a cooperação inter equipes da COBRUF 2017.



Fonte: Elaborada pela autora

Para liberar o paraquedas no momento desejado, é necessário um sistema de ejeção que consiga remover o paraquedas da fuselagem. Isso pode ser feito desacoplando a coifa, através de uma abertura lateral, ou até mesmo pela parte inferior do foguete, próximo ao motor. Assim como os tipos de paraquedas, cada forma de ejeção gera vantagens e desvantagens que devem ser consideradas durante o projeto.

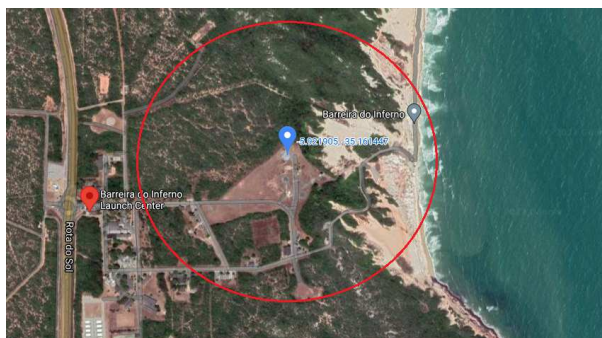
É necessário, ainda, que essa ejeção seja feita no momento ideal, que também pode depender do projeto, mas geralmente ocorre ao atingir o apogeu. Para isso é necessário contar com a ajuda da aviônica, que deve fornecer sensores capazes de indicar quando o foguete começa a cair e acionar o sistema de ejeção.

Existem várias formas de definir o momento de liberação do paraquedas de um foguete. Como regra geral, libera-se no apogeu para evitar que o foguete rotacione e o paraquedas seja liberado para baixo do foguete. Este procedimento é adotado para prevenir que o foguete colida com o paraquedas, impedindo-o de inflar e até mesmo danificando-o. Há casos em que é necessário uma liberação atrasada, como por exemplo, se o raio de busca calculado inicialmente for maior que o permitido é possível deixar que o foguete caia em queda livre por um tempo antes de desacelerá-lo, diminuindo assim o tempo de queda e, conseqüentemente, o raio de busca.

No caso do sistema que foi desenvolvido nesse trabalho, isso não é necessário e, portanto, o acionamento será feito da forma tradicional, no apogeu. Para isso será utilizado um *stratologger*, que é uma placa desenvolvida especificamente para fazer a função de acionamento do sistema de ejeção em minifoguetes. O *stratologger*, porém, não pode ser conectado diretamente ao servo-motor uma vez que ele gera um sinal alterando a corrente em sua saída e o servo-motor deve ser ativado usando variações de tensão. Deve-se então usar algo para traduzir este sinal de modo que ocorra a liberação como esperado.

Um último ponto a considerar durante o projeto de um sistema de recuperação é o raio de busca. Este parâmetro depende do local onde o foguete está sendo lançado, e representa um círculo no plano horizontal com centro na base de lançamento e raio igual ao raio de busca. É importante garantir que o foguete caia dentro do raio de busca permitido pelo local, uma vez que assim garante-se a segurança de todos que estão no solo, assim como quaisquer estruturas que possam existir próximas à base de lançamento. A figura 8 representa um raio de busca arbitrário em torno de uma base de lançamento.

Figura 8 – Raio de busca arbitrário partindo do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno.



Fonte: Google Maps, editada pela autora.

1.1 Objetivos

O objetivo deste trabalho é propor e dimensionar um sistema de recuperação para um foguete com apogeu de 1 km e massa de 20 kg. É feito todo o dimensionamento do paraquedas, levando em consideração fatores como o impacto máximo que a estrutura do foguete resiste sem deformação plástica e a área útil do local de lançamento esperado. É, ainda, proposto um mecanismo de ejeção do paraquedas, sobre o qual é feita uma análise estrutural de forma a garantir sua integridade durante o voo. Por fim, é proposta uma solução eletrônica para o acionamento do sistema de ejeção no momento desejado e feito o cálculo do raio de busca esperado no lançamento. O sistema projetado é baseado no sistema de recuperação desenvolvido pela EPTA (Equipe de Propulsão e Tecnologia Aeroespacial) para o foguete Vesper 1a, em 2019, porém com algumas melhorias visando adaptá-lo a um foguete de porte maior e consertar algumas falhas que foram identificadas durante a construção e lançamento do foguete.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

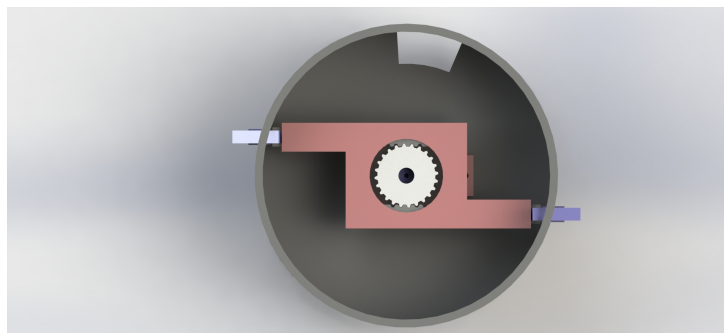
Neste capítulo é feita uma revisão bibliográfica apresentando alguns exemplos de sistemas de recuperação de minifoguetes feitos no passado, assim como os desenvolvimentos teóricos usados em todos os cálculos realizados neste trabalho. Estão incluídos: a determinação da velocidade final máxima que o foguete pode atingir; o dimensionamento do paraquedas e da mola que realiza sua ejeção; e a estimativa do raio de busca.

2.1 Exemplos de Sistemas de Recuperação

Na EPTA o sistema de recuperação já foi realizado de duas formas, sendo uma por ejeção da coifa e outra por ejeção lateral. O primeiro foi feito para a cooperação da COBRUF em 2017 e, apesar de ter sido completamente finalizado e construído, não foi utilizado devido à uma falha durante a integração onde a fuselagem acabou menor do que o esperado e não comportou todo o sistema de recuperação. O segundo foi desenvolvido para uma missão em conjunto com a equipe Capital Rocket Team, da UNB (Universidade de Brasília) . Esse foguete nunca chegou à fase de construção, sendo arquivado pelas equipes devido à necessidade de ambas de priorizarem outros projetos.

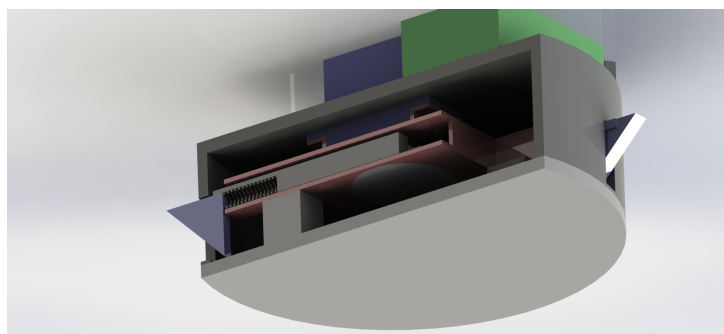
O sistema projetado para a COBRUF era similar em princípio ao desenvolvido neste trabalho, contando também com uma mola para ejeção do paraquedas e uma trava acionada por um servo-motor. Como pode-se ver na figura 9, as travas se movem radialmente com relação à fuselagem, através de engrenagens acopladas ao servo motor, a figura 10 mostra o mecanismo em mais detalhes. Um ponto interessante deste sistema é que o acionamento era completamente independente do resto da aviônica do foguete, devido ao requisito de projeto de que cada sub-área deveria ser capaz de cumprir sua função independentemente das outras áreas. Outro ponto a ser notado é que a mola era responsável por ejetar não somente o paraquedas e a coifa, mas todos os sistemas acima do paraquedas, que podem ser vistos na figura 11, incluindo a aviônica (representada pelo componente cinza escuro) e o sistema de acionamento da recuperação. Nessa figura, o paraquedas está representado em azul claro.

Figura 9 – Vista inferior do sistema de travas projetado pela EPTA para a COBRUF 2017.



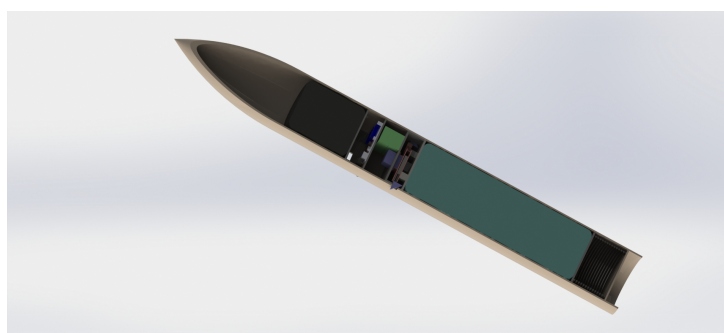
Fonte: Cedida pela EPTA

Figura 10 – Visão em corte do mecanismo de travamento projetado pela EPTA para a COBRUF 2017.



Fonte: Cedida pela EPTA

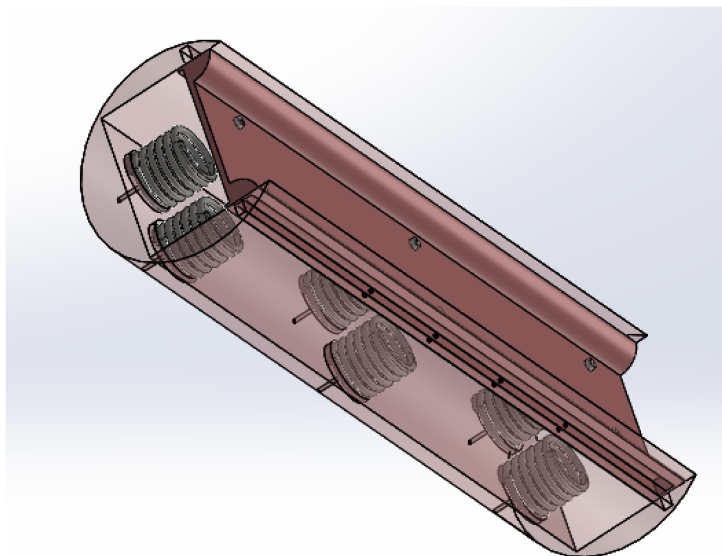
Figura 11 – Sistema de recuperação projetado pela EPTA para a COBRUF 2017.



Fonte: Cedida pela EPTA

Entre 2018 e 2019 a EPTA iniciou o projeto Sirius com a *Capital Rocket Team*. Apesar deste projeto ter sido abandonado, chegou-se a desenvolver um sistema de recuperação (figura 12). A ejeção do paraquedas ocorria lateralmente, e também era realizada por molas responsáveis por empurrar uma placa, sobre a qual o paraquedas é armazenado, ejetando-o do foguete.

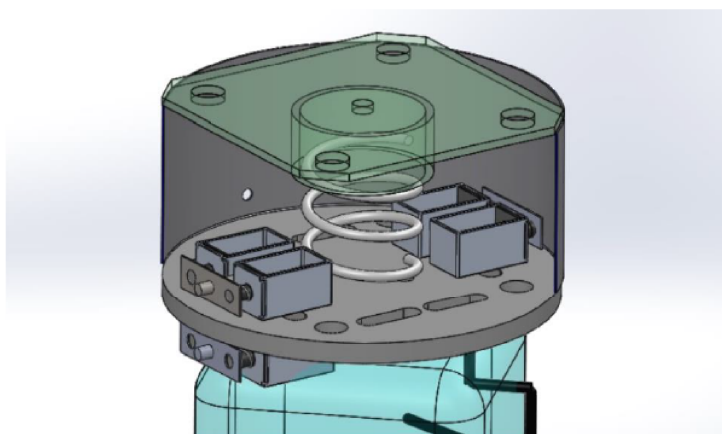
Figura 12 – Mecanismo de ejeção projetado para o foguete Sirius.



Fonte: Elaborada pela autora.

Um outro exemplo de sistema de recuperação é o mostrado na figura 13, que foi criado pela Divisão de Propulsão e Espaço para a cooperação da COBRUF de 2015.

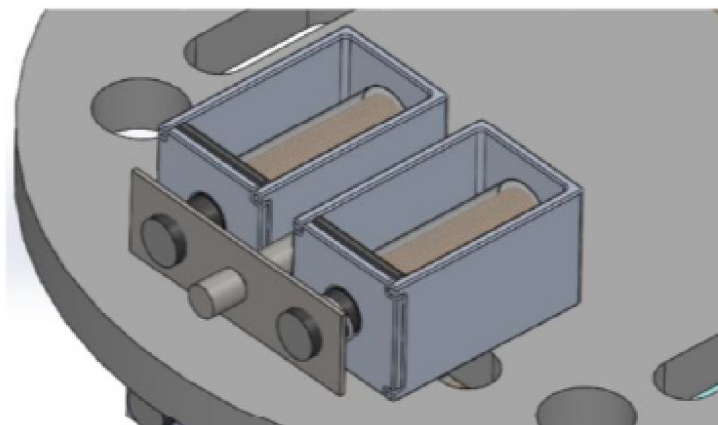
Figura 13 – Sistema de recuperação projetado pela DPE para a cooperação da COBRUF 2015.



Fonte: Divisão de Propulsão e Espaço (DPE) (2015).

Assim como os anteriores, este sistema também tem uma mola como elemento armazenador de energia para ejetar o paraquedas. Porém, ele difere dos outros uma vez que o mecanismo de liberação das travas que seguram a mola é baseado em eletromagnetismo e se dá através de solenóides que, quando acionados, retraem a trava. A figura 14 mostra um par de atuadores solenóides formando uma trava.

Figura 14 – Atuadores solenóides.



Fonte: Divisão de Propulsão e Espaço (DPE) (2015).

2.2 Velocidade Final Máxima

O principal parâmetro necessário para iniciar o projeto de um sistema de recuperação para qualquer foguete é a velocidade final máxima com a qual este pode atingir o solo sem que hajam danos à estrutura, afinal o principal propósito do sistema é garantir que o foguete retorne ao solo em segurança.

Devido à forma como o paraquedas é acoplado ao foguete, na extremidade superior do mesmo, pode-se inferir que o impacto com o solo se dará na vertical, ou seja, a área da seção transversal em que o impacto ocorrerá pode ser dada pela equação 1 (Divisão de Propulsão e Espaço (DPE), 2015).

$$A_{st} = \frac{\pi(D_{ext}^2 - D_{int}^2)}{4} \quad (1)$$

A tensão normal à qual a fuselagem estará sujeita, é dada pela força aplicada dividida pela área da seção transversal, como mostrado na equação 2 (Hibbeler, 2010). Rearranjando-a, obtém-se a força de impacto com a equação 3.

$$\sigma = \frac{F}{A_{ST}} \quad (2)$$

$$F_I = A_{ST}\sigma \quad (3)$$

Para descobrir qual a velocidade na hora do impacto que gera essa força máxima utiliza-se o método da conservação de energia. O foguete em queda possui determinada energia cinética, para que ele passe a estar estacionário esta energia deve ser convertida em energia de deformação, conforme a equação 4 (JONES, 1998), onde σ e ε são dados pelas equações 5 e 6 respectivamente.

$$U = \frac{1}{2} \int_V \{\sigma\}^T \{\varepsilon\} dV \quad (4)$$

$$\{\sigma\} = \left[\sigma_{11} \quad \sigma_{22} \quad \sigma_{33} \quad \sigma_{12} \quad \sigma_{13} \quad \sigma_{23} \right]^T \quad (5)$$

$$\{\varepsilon\} = \left[\varepsilon_{11} \quad \varepsilon_{22} \quad \varepsilon_{33} \quad 2\varepsilon_{12} \quad 2\varepsilon_{13} \quad 2\varepsilon_{23} \right]^T \quad (6)$$

Tem-se que os elementos de $\{\varepsilon\}$ podem ser dados pelas equações 7 à 12.

$$\varepsilon_{11} = \frac{\sigma_{11}}{E} \quad (7)$$

$$\varepsilon_{22} = -\frac{\nu\sigma_{11}}{E} \quad (8)$$

$$\varepsilon_{33} = -\frac{\nu\sigma_{11}}{E} \quad (9)$$

$$2\varepsilon_{12} = \frac{\sigma_{12}}{G} = 0 \quad (10)$$

$$2\varepsilon_{13} = \frac{\sigma_{13}}{G} = 0 \quad (11)$$

$$2\varepsilon_{23} = \sigma_{23} = 0 \quad (12)$$

Realiza-se, então, algumas simplificações para chegar à equação 15.

$$\{\sigma\}^T \{\varepsilon\} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{22} & \varepsilon_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E & 0 & 0 \\ 0 & E & 0 \\ 0 & 0 & E \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \end{Bmatrix} = E \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{22} & \varepsilon_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \end{Bmatrix} \quad (13)$$

$$\{\sigma\}^T \{\varepsilon\} = E(\varepsilon_{11}^2 + \varepsilon_{22}^2 + \varepsilon_{33}^2) = E\left(\frac{\sigma_{11}^2}{E^2} + 2\frac{\nu^2\sigma_{11}^2}{E^2}\right) = \frac{1}{E}(\sigma_{11}^2 + 2\nu^2\sigma_{11}^2) \quad (14)$$

$$\{\sigma\}^T \{\varepsilon\} = \frac{\sigma_{11}^2}{E}(1 + 2\nu^2) \quad (15)$$

Substituindo na equação 4, sabendo que $\sigma_{11} = \frac{F_{11}}{A}$ e $dA = 2\pi l dl$ e resolvendo a integral, tem-se a equação 19.

$$U = \frac{1}{2} \int_0^L \int_{R_e}^{R_i} \frac{\sigma_{11}^2}{E} (1 + 2\nu^2) dA dx \quad (16)$$

$$U = \frac{1}{2} \int_0^L \int_{R_e}^{R_i} \frac{F_{11}^2}{EA^2} (1 + 2\nu^2) 2\pi l dl dx \quad (17)$$

$$U = (1 + 2\nu^2) \frac{F_{11}^2}{EA^2} \frac{\pi(R_e^2 - R_i^2)}{2} \quad (18)$$

$$U = \frac{(1 + 2\nu^2)F_{11}^2}{2EA} \quad (19)$$

Igualando-se a energia de deformação com a energia cinética do foguete em queda, tem-se a equação 20.

$$\frac{1}{2}mV^2 = \frac{(1 + 2\nu^2)F_{11}^2}{2EA} \quad (20)$$

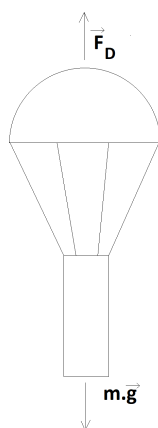
Pode-se, então, isolar a velocidade máxima que o foguete pode atingir, obtendo-se, assim, a equação 21.

$$V_{max} = \sqrt{\frac{(1 + 2\nu^2)F_{11}^2}{2EAm}} \quad (21)$$

2.3 Dimensionamento do Paraquedas

O paraquedas deve garantir que o foguete chegue ao solo em velocidade baixa o suficiente para que não ocorra dano à estrutura, porém o mais rápido possível de forma a diminuir o tempo de queda e, conseqüentemente, o raio de busca. Dessa forma, o ideal é que a velocidade com que o foguete toca o chão seja igual à velocidade final máxima suportada pela sua estrutura. O paraquedas é um dispositivo projetado para criar uma força aerodinâmica no sentido contrário ao movimento de queda do foguete, ou seja, uma força de arrasto. Este problema é demonstrado na figura 15. Considera-se desprezível o arrasto gerado pela fuselagem do foguete e pelas cordas do paraquedas.

Figura 15 – Representação das forças atuantes no paraquedas durante a queda (na direção horizontal).



Fonte: Elaborada pela autora.

A força de arrasto gerada pelo paraquedas é definida pela equação 22 (ANDERSON, 2010).

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho_{ar} V^2 A_p \quad (22)$$

Como deseja-se atingir o equilíbrio de forças entre o arrasto e o peso do foguete à velocidade final máxima suportada pela estrutura, temos a equação 23.

$$mg = \frac{1}{2} C_D \rho_{ar} V_{fmax}^2 A_p \quad (23)$$

Pode-se, então, definir a área da projeção do paraquedas através da equação 24.

$$A_p = \frac{2mg}{C_D \rho_{ar} V_{fmax}^2} \quad (24)$$

O paraquedas que utilizado é do tipo hemisférico com *spill hole*, de forma que sua projeção é um círculo com um furo circular no meio. Sendo assim, a área efetiva relativa dessa projeção, considerando a presença do *spill hole*, pode ser calculada de acordo com a equação 25 (Divisão de Propulsão e Espaço (DPE), 2015).

$$A_p = \frac{\pi}{4} (D_p^2 - D_s^2) \quad (25)$$

Como o diâmetro do *spill hole* é calculado com base no diâmetro total do paraquedas, pode-se simplificar a equação. Dessa forma, obtém-se a equação 26.

$$A_p = \frac{\pi}{4} D_p^2 (1 - x_s^2) \quad (26)$$

Basta, então, substituir a área da projeção na equação 24 e tem-se o diâmetro do paraquedas desejado, equação 28.

$$\frac{\pi}{4} D_p^2 (1 - x_s^2) = \frac{2mg}{C_D \rho_{ar} V_{fmax}^2} \quad (27)$$

$$D_p = \sqrt{\frac{8mg}{C_D \rho_{ar} V_{fmax}^2 \pi (1 - x_s^2)}} \quad (28)$$

2.4 Dimensionamento da Mola

Deve-se dimensionar a mola para que seja possível determinar os esforços aos quais as peças estarão sujeitas. A função da mola é ejetar o paraquedas, para isso ela deve ser capaz de quebrar as travas que prendem a coifa à fuselagem, abrindo o foguete, e empurrar o paraquedas e o copo que prende a mola até o limite da fuselagem. Dessa forma, tem-se que as condições para o dimensionamento da mola são: gerar força suficiente para quebrar a trava, gerar força suficiente para superar o peso do copo, paraquedas e coifa, e acumular energia suficiente para isso.

Para a primeira condição, analisa-se a tensão cisalhante nas travas, como mostrado na equação 29 (Hibbeler, 2010).

$$\tau = \frac{3}{2} \frac{F}{A_{ST}} \quad (29)$$

A tensão resultante tem que superar o módulo de cisalhamento do material para que a mola consiga quebrá-la.

Analogamente, a força da mola (dada novamente pela lei de Hooke, equação 30) deve ser maior que o peso do elementos que ela deve mover. Tem-se, então a equação 31.

$$F_{mola} = kx \quad (30)$$

$$kx > (m_{copo} + m_{paraquedas} + m_{coifa}) * g \quad (31)$$

Por fim, a energia potencial elástica da mola (equação 32 (Hibbeler, 2010)) deve superar a energia necessária para elevar o copo até o limite da fuselagem. Para isso considera-se a variação da energia potencial gravitacional do copo, paraquedas e coifa após esse deslocamento. Chega-se, então, na equação 33.

$$U_e = \frac{kx_{mola}^2}{2} \quad (32)$$

$$\frac{kx_{mola}^2}{2} > (m_{copo} + m_{paraquedas} + m_{coifa}) * g * \Delta H \quad (33)$$

Tendo-se a constante elástica desejada, utiliza-se a equação 34 (Gonzaga, 2017) para dimensionar a mola. Observa-se que há inúmeras configurações de mola que atenderiam o problema, portanto é necessário encontrar uma que encaixe no espaço desejado.

$$k = \frac{d_a^4 G}{8D^3 N} \quad (34)$$

Para estimar a massa do paraquedas, basta encontrar a área de sua superfície, o que pode ser feito através da equação da área superficial de metade de uma esfera (equação 35) uma vez que, em geral, os sites dos fabricantes de tecidos fornecem a massa por unidade de área e não de volume.

$$\frac{A_s}{2} = \frac{4\pi r^2}{2} \quad (35)$$

2.5 Raio de Busca

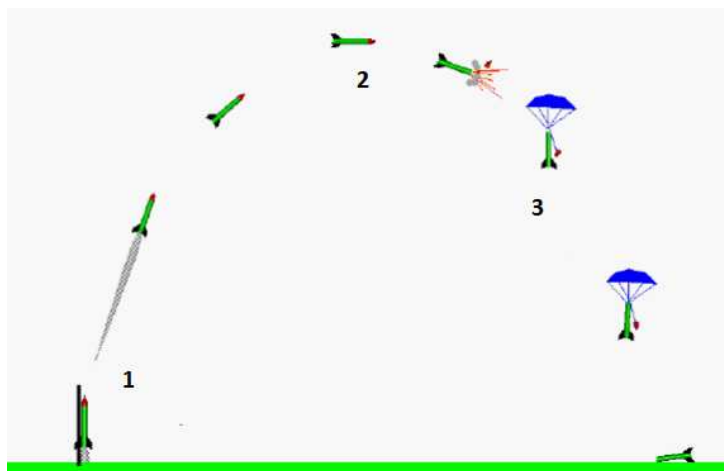
Além da segurança do foguete, o sistema de recuperação também deve garantir a segurança da equipe em campo e de terceiros durante a queda do foguete. Para tal é necessário prever o local de queda do mesmo, denominado raio de busca, de forma que possa-se garantir

que o mesmo cairá em algum ponto dentro de um círculo definido pelo raio de busca com centro no local de lançamento.

Pode-se então simplificar o cálculo separando o movimento dos foguete em diferentes partes, assim como analisando as componentes horizontal e vertical separadamente.

A primeira parte do movimento ocorre ainda durante a subida do foguete, quando o mesmo é acelerado durante a ativação do motor e, após o fim do combustível, desacelerado pela gravidade. É sempre recomendado que o foguete seja lançado no sentido contrário ao vento, com um ângulo pequeno, e não completamente na vertical pois assim é possível diminuir um pouco o raio de busca uma vez que o foguete percorrerá uma pequena distância no sentido oposto antes de iniciar a queda no sentido do deslocamento máximo horizontal. A segunda parte do movimento ocorre ao atingir o apogeu, quando o paraquedas é liberado e o foguete cai, acelerado pela gravidade e desacelerado pelo paraquedas. A última parte se inicia quando o foguete alcança sua velocidade terminal, na qual o arrasto gerado pelo paraquedas se iguala em módulo ao peso da estrutura e o movimento se torna uniforme, a figura 16 ilustra estas etapas.

Figura 16 – Ilustração representando a trajetória do foguete dividida em três etapas.



Fonte: Benson (20-?), editado pela autora

Neste caso em específico, como o sistema de recuperação está sendo desenvolvido para um foguete inexistente, não existem os dados necessários para calcular este momento inicial da trajetória, como o empuxo do motor e o tempo de queima do combustível. Dessa forma, esta parte do movimento será desconsiderada e o cálculo se iniciará na segunda parte do movimento, considerando como ponto de partida o apogeu.

O cálculo é feito no software matlab, de forma discretizada com intervalo de tempo de 0,01 s para facilitar a geração de gráficos com os resultados. Sendo assim, pode-se simplificar o movimento na segunda etapa e considerá-lo uniformemente acelerado no sentido vertical. Já no sentido horizontal é desnecessário levar em consideração o arrasto gerado pela estrutura e pelo paraquedas, uma vez que esse arrasto ajuda a diminuir o raio de busca e este cálculo busca um limite máximo. O cálculo é feito então partindo do pressuposto que o foguete se move com

velocidade constante igual à velocidade do vento desde o início do movimento.

O movimento será considerado uniforme no eixo horizontal, o deslocamento do foguete neste sentido, a cada intervalo de tempo pode ser dado pela equação 36 (Beer; Johnston, 2010). Nota-se também que o movimento está sendo analisado na direção do vento, o que torna possível a análise em apenas duas dimensões.

$$x = x_0 + V_{vento}\Delta t \quad (36)$$

Já no sentido horizontal, tem-se duas forças agindo no foguete, a força peso (equação 37) e a força de arrasto (equação 38).

$$F_W = m.g \quad (37)$$

$$F_D = \frac{1}{2}\rho_{ar}V^2A_{ST}C_D \quad (38)$$

Pela segunda lei de Newton, que diz que a força que age sobre um corpo é igual ao produto da massa com a aceleração resultante, pode-se encontrar a aceleração resultante no foguete, como demonstrado na equação 39 (Beer; Johnston, 2010).

$$a = \frac{F_W - F_D}{m} \quad (39)$$

Tem-se, então, a equação da velocidade no eixo vertical (equação 40) e a equação da distância percorrida no intervalo de tempo (equação 41) (Beer; Johnston, 2010). É importante lembrar que o y inicial é a altitude máxima à qual o foguete chegará, ou seja, 1 km.

$$V = V_0 + at \quad (40)$$

$$\Delta y = \frac{(V + V_0)\Delta t}{2} \quad (41)$$

Quando V for igual à velocidade terminal do foguete, determinada pelo paraquedas, a aceleração do foguete será nula. Pode-se então calcular o tempo restante até que haja contato com o solo facilmente com a equação 42.

$$t = \frac{y_0}{V_{max}} \quad (42)$$

3 METODOLOGIA

Neste capítulo são apresentados e explicados os requisitos e parâmetros base do projeto. É definido o tipo de paraquedas que será utilizado e os seus materiais, assim como os parâmetros que são utilizados nos cálculos. É proposto um sistema de ejeção e seu mecanismo é explicado detalhadamente, assim como sua montagem. Por fim, são mostrados os equipamentos eletrônicos a serem utilizados no sistema de acionamento.

3.1 Requisitos

Para iniciar-se qualquer projeto de engenharia, é necessário primeiramente obter-se um ponto de partida, ou seja, alguns dados iniciais com os quais seja possível começar a dar forma ao projeto. Neste caso em específico, tomou-se por base os dois últimos foguetes desenvolvidos pela EPTA: o Sirius desenvolvido em 2018 e 2019 em conjunto com a Capital Rocket Team, equipe da Universidade de Brasília, e paralisado antes do término devido à comum acordo entre as duas equipes, e o Vésper, primeiro projeto inteiramente desenvolvido pela EPTA e lançado em Agosto de 2019.

O sistema apresentado neste trabalho foi desenvolvido adaptando-se o sistema de recuperação criado para o Vésper (cuja massa total estimada inicialmente era de 2 kg, e apogeu de 500 m) à um foguete do porte do Sirius (massa estimada total de 20 kg e apogeu de 1 km), e portanto observa-se majoritariamente os requisitos deste último.

Os primeiros requisitos necessários para o projeto do sistema de recuperação de um foguete são a massa estimada do sistema e o material que será utilizado na fuselagem, ou, mais especificamente, sua tensão limite de escoamento. Ambos são parâmetros indispensáveis no dimensionamento do paraquedas, visto que sua função é desacelerar o foguete o suficiente para que este não sofra danos significativos quando impactar com o solo. O foguete Sirius, nos primeiros estágios de projeto, tinha sua massa estimada em 20 kg, sendo este o valor que será utilizado como base para este trabalho.

Em seguida, é preciso conhecer o local de lançamento. A EPTA, em 2019, firmou uma parceria com o Trigésimo Sexto batalhão de infantaria mecanizado do exército, que disponibilizaram a Fazenda Tatu, figura 17, localizada em Uberlândia - MG para os lançamentos e testes da equipe. Neste trabalho, portanto, serão observadas as limitações deste espaço para definição do raio de busca máximo, assim como a análise de velocidade média do vento que é necessária para prever como o foguete se comportará durante a queda. A fazenda é extensa, porém na maior parte dela há o risco de encontrar explosivos de teste que ainda apresentem risco, o que limita o espaço no qual o foguete pode cair com segurança e ser resgatado em seguida. O raio de busca, então, foi limitado à 500 m por recomendação do batalhão.

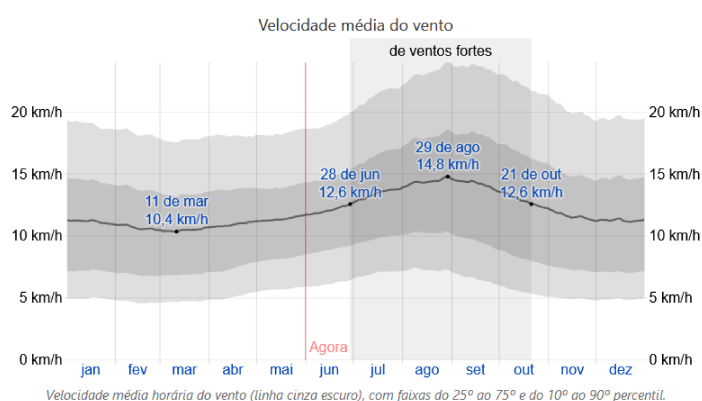
Figura 17 – Vista aérea da parte da Fazenda Tatu onde ocorrem os lançamentos da EPTA.



Fonte: EPTA (2019)

Como pode-se ver na figura 18, a velocidade dos ventos em Uberlândia varia de 5 à 25 km/h, sendo mais alta entre Julho e Outubro. Normalmente a data de lançamento é determinada por fatores externos, como as datas de competições ou prazos para envio de vídeos de lançamentos para inscrição nelas. Porém como o foguete em questão não se destina a nenhum lançamento real pode-se estabelecer que as condições do estudo serão as melhores possíveis, em outras palavras, será previsto um lançamento no início de Março. Assim sendo, a velocidade esperada do vento varia entre 5 e 18 km/h.

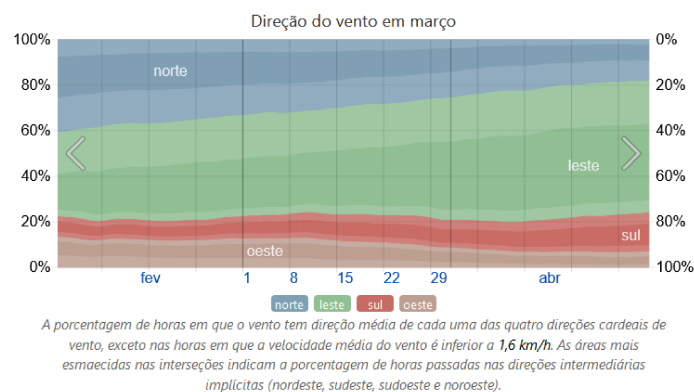
Figura 18 – Velocidade média do vento em Uberlândia durante o ano.



Fonte: Weather Spark (20-?)

Outro parâmetro importante é a direção do vento, que determina a direção do lançamento do foguete de modo a minimizar o raio de busca. Como pode-se ver na figura 19, o vento em Uberlândia no mês de Março vem majoritariamente do leste, chegando a representar 50% do tempo no fim do mês. A direção do vento varia também durante o dia, porém como não haverá lançamento real será considerada apenas a média do dia.

Figura 19 – Probabilidade do vento ter direção de cada ponto cardinal durante o mês de março em Uberlândia, com base na média histórica.



Fonte: Weather Spark (20-?)

Serão utilizados mais alguns parâmetros baseados no foguete Sirius, sendo eles apresentados na tabela 1.

Tabela 1 – Tabela dos parâmetros do foguete Sirius que serão utilizados como base para os cálculos do sistema de recuperação.

Diâmetro externo da fuselagem	0,125 m
Diâmetro interno da fuselagem	0,120 m
Comprimento total do foguete	2 m
Material	Compósito de fibra de carbono e resina

Esses parâmetros são utilizados em todos os cálculos feitos neste trabalho, e são também a base para o dimensionamento das partes do sistema de ejeção.

3.2 Conjunto do Paraquedas

O paraquedas escolhido é do tipo hemisférico, uma vez que esse formato não só é bastante eficiente na produção de arrasto como também gera uma descida estável e divide homogeneamente as forças em todas as cordas (KNACKE, 1992). Foi acrescentado também um *spill hole* com diâmetro escolhido arbitrariamente de 10% do diâmetro total do paraquedas, assim pode-se aproveitar os benefícios deste dispositivo sem a necessidade de criar um paraquedas muito grande para compensá-lo.

O equacionamento definido na seção 2.3 foi utilizado em um código no software matlab (Apêndice A). Os parâmetros utilizados no cálculo estão na tabela 2. A tabela 3 mostra as propriedades mecânicas que caracterizam a matriz de resina epóxi do material compósito da fuselagem e a tabela 4 as propriedades das fibras de carbono.

Tabela 2 – Tabela dos parâmetros utilizados para determinação do diâmetro do paraquedas.

Parâmetro	Valor
Comprimento total do foguete	4 m
Diâmetro externo da fuselagem	0,125 m
Diâmetro interno da fuselagem	0,120 m
Massa total do foguete	20 kg
Fator de segurança	1,2
Coefficiente de arrasto do paraquedas	0.7 (KNACKE, 1992)

Tabela 3 – Tabela das propriedades da resina epóxi (GAY, 2014).

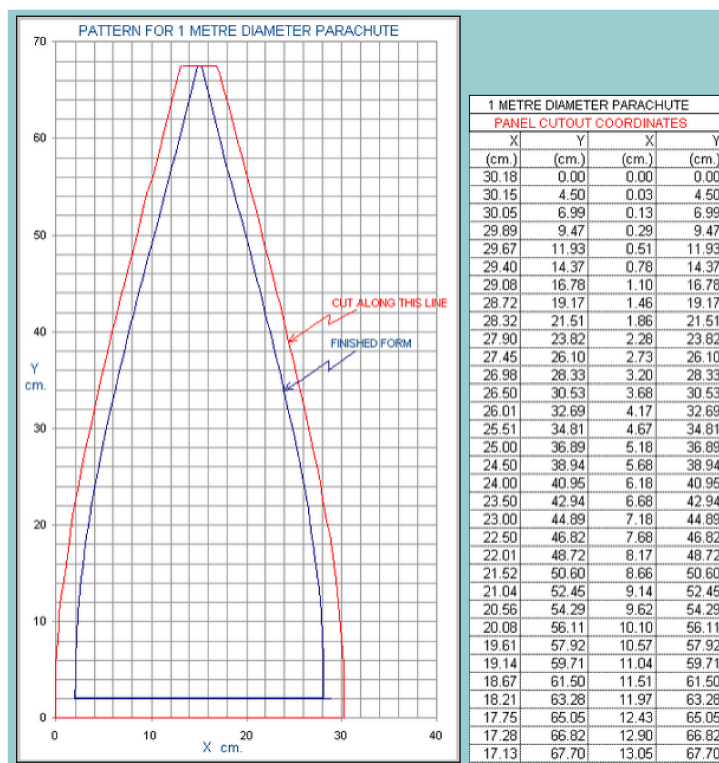
Parâmetro	Valor
ρ	1200 kg/m ³
E	4500 MPa
G	1600 MPa
ν	0,4
$\sigma_{ruptura}$	130 MPa

Tabela 4 – Tabela das propriedades da fibra de carbono (GAY, 2014).

Parâmetro	Valor
ρ	1750 kg/m ³
E	230000 MPa
G	50000 MPa
ν	0,3
$\sigma_{ruptura}$	3200 MPa

Um paraquedas hemisférico não pode ser construído com apenas um corte do tecido (Nakka, 2020). Para que o seu formato seja uma meia esfera quando inflado, o mesmo deve ser construído unindo um determinado número de peças, chamadas de gomos. A forma utilizada neste trabalho, é a divisão em 12 gomos, como mostrada na figura 20. Partindo desses valores, basta fazer a proporção para o diâmetro desejado do paraquedas.

Figura 20 – Modelo de gomo para um paraquedas com diâmetro de 1 m.



Fonte: Nakka (2020)

Tendo toda a geometria definida, deve-se determinar quais serão os materiais utilizados para a construção do paraquedas. É de suma importância que o tecido e a linha utilizada na costura sejam o mais leve possível e extremamente resistentes. Para o tecido, o ideal é que seja especificamente pensado para resistir ao aumento de rasgos que podem ocorrer durante a ejeção e o mais leve possível. O tecido que será considerado é o *nylon 70 rip stop* (figura 21), que possui aproximadamente $75g/m^2$ (Macias Têxtil, 2018). Existem cordas específicas para uso em paraquedas, chamadas de *paracord*, que apresentam resistência extremamente alta e peso relativamente baixo. Normalmente, têm-se uma corda em cada gomo podendo ser costurada ou amarrada. O comprimento das cordas depende do diâmetro e do tipo do paraquedas, sendo que para o paraquedas hemisférico, o comprimento ideal das cordas é dado por $L = 1,2D_p$ (KNACKE, 1992).

Figura 21 – Tecido Nylon ripstop 70.

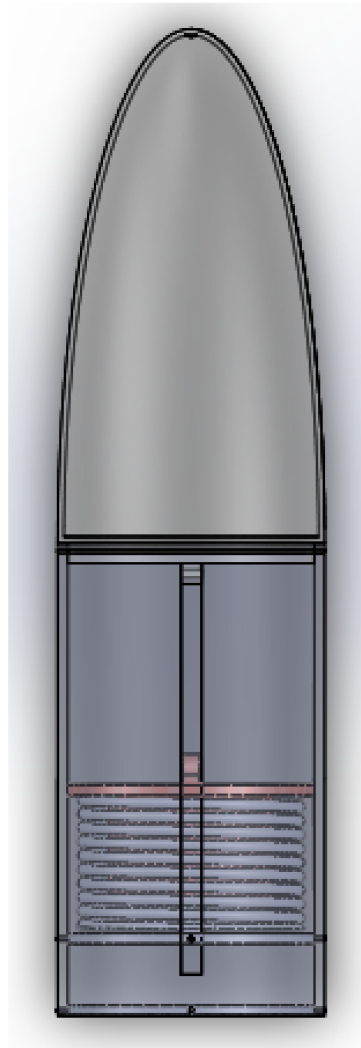


Fonte: Macias Têxtil (2018).

3.3 Sistema de ejeção

Propõe-se um sistema de ejeção relativamente simples. O paraquedas será ejetado por uma mola que será mantida comprimida até o apogeu e, então, liberada. A figura 22 apresenta uma visão geral do sistema de ejeção.

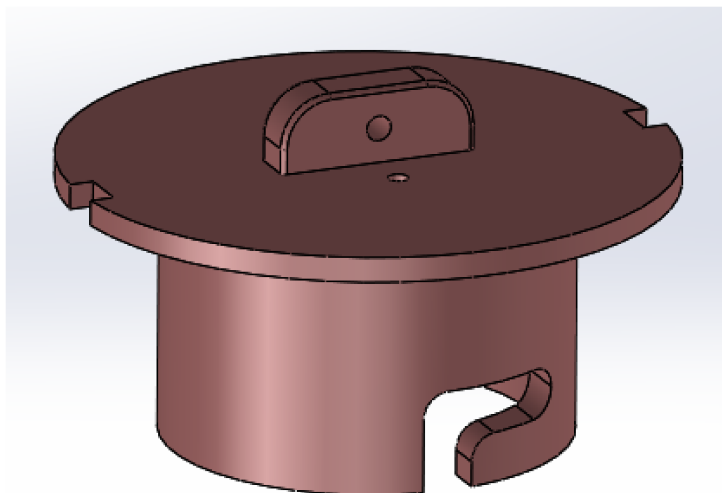
Figura 22 – Visão geral do sistema de ejeção.



Fonte: Elaborado pela autora.

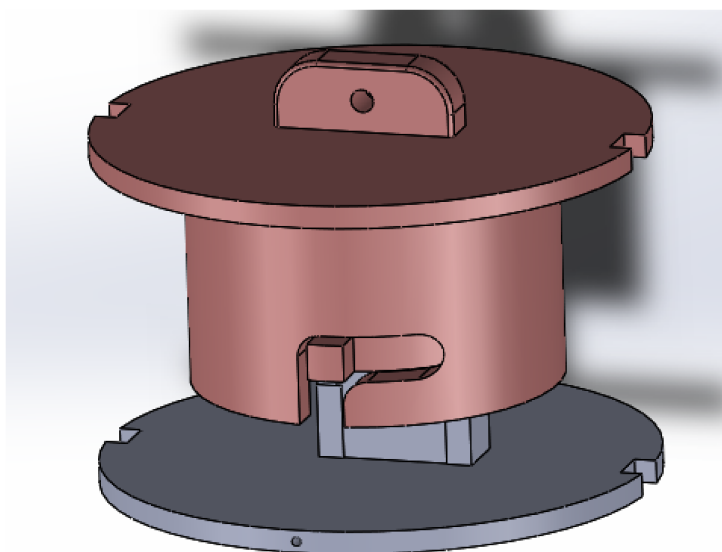
A mola é mantida comprimida por um copo, figura 23 que estará acoplado à uma trava que, por sua vez está acoplada à um servo motor. Quando acionado, o servo motor gira a trava até que esta se encontre na posição de liberação, como mostrado na figura 24. Como a mola se encontra comprimida, assim que a trava for liberada ela se descomprimirá e quebrará as travas prendendo a coifa, ejetando-a juntamente com o paraquedas.

Figura 23 – Peça "copo".



Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 24 – Mecanismo no momento da liberação da mola.

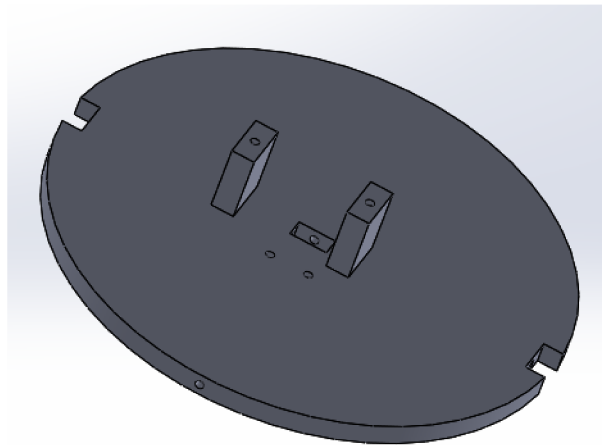


Fonte: Elaborado pela autora.

A montagem do sistema é simples. Primeiro fixa-se o servo motor à base utilizando parafusos e acopla-se a trava em cima dele. Para garantir que a trava não se soltará do servo motor pode-se fundir o furo da trava e a engrenagem do motor que também são de plástico, de modo que as peças fiquem permanentemente unidas. Para que não haja risco da trava e do copo saírem do foguete, ambos serão presos à base utilizando uma linha do mesmo tipo que a linha da costura do paraquedas. Essa linha deve ter um comprimento suficiente para permitir o movimento do copo sem gerar nenhuma interferência, podendo ser medido aproximadamente na

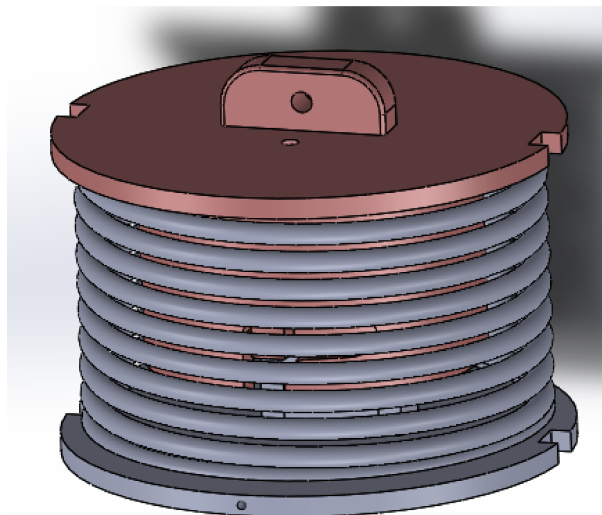
hora da montagem. A linha é amarrada nos dois furos da base (figura 25) e deve passar por dentro da trava, mola e copo, onde será amarrada no ressalto destinado a isso no topo do copo. Em seguida pode-se montar a mola e o copo em cima da base, obtendo-se a montagem do mecanismo como mostrada na figura 26, já acoplada à fuselagem. Falta apenas acomodar o paraquedas já dobrado com as cordas no seu exterior, no espaço em cima do copo, encaixar a coifa (figura 27) na fuselagem e prendê-la com as travas. Pode-se ver esse encaixe detalhadamente na figura 28. Amarra-se, então o paraquedas à fuselagem, nos ressaltos laterais, e à coifa, no ressalto inferior.

Figura 25 – Peça "base".



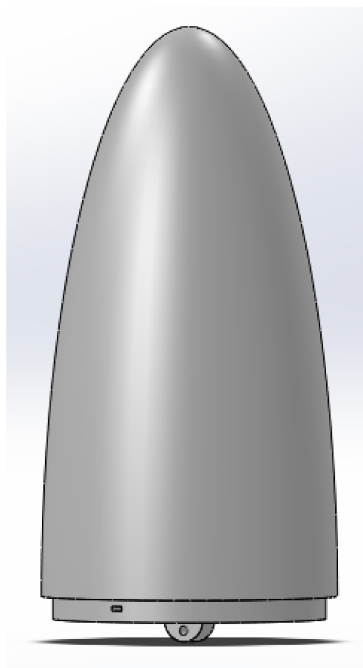
Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 26 – Mecanismo montado.



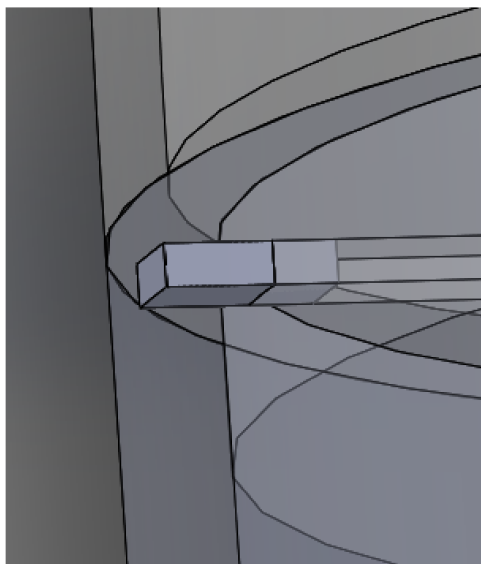
Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 27 – Coifa do foguete.



Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 28 – Detalhe do acoplamento da coifa na fuselagem.



Fonte: Elaborado pela autora.

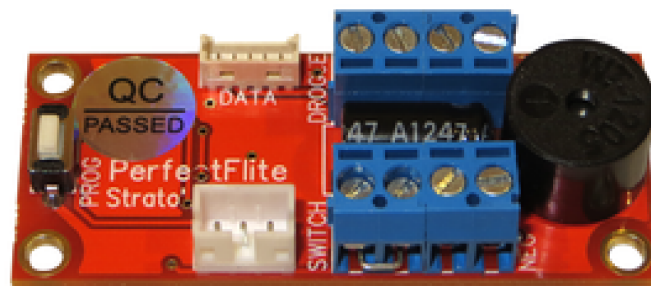
3.4 Sistema de acionamento

De forma geral, o acionamento do sistema de recuperação está contido no sistema de aviônica e não é desenvolvido junto com o sistema de recuperação propriamente dito, porém como este trabalho trata de um sistema isolado julgou-se necessário definir como será feito.

O modo mais fácil de identificar o apogeu do foguete é por meio da sua velocidade, uma vez que no apogeu esta é zero. Outro modo é analisar a diferença de pressão, já que durante a subida do foguete o diferencial é negativo pois a pressão atmosférica diminui e quando este diferencial fica positivo sabe-se que o foguete está iniciando a queda.

Existe no mercado uma placa específica para uso em minifoguetes, o StratologgerCF (figura 29). Utilizando um barômetro para medir o diferencial de pressão ele é capaz de identificar o apogeu e coletar informações do voo como altitude a uma taxa de 20 medições por segundo (PERFECT FLITE, 20-?). Ele foi criado justamente para realizar a liberação do paraquedas e possui duas saídas com esse fim, para acomodar um possível paraquedas piloto antes do principal. Como foi criado para uso em foguetes-modelo, ele tem massa e dimensões pequenas (aproximadamente 50 mm x 21 mm x 13 mm e apenas 11g (Perfect Flite, 2021)) e por isso é a solução mais prática para o problema.

Figura 29 – *StratologgerCF*.



Fonte: Perfect Flite (2021).

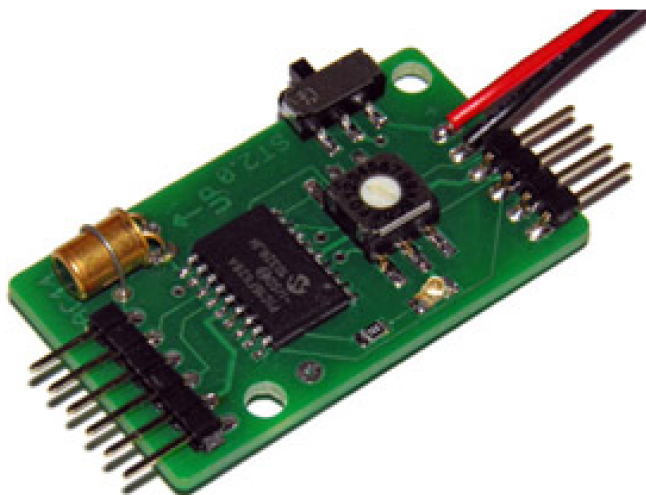
O *stratologger* será utilizado para acionar o servo-motor (figura 30) por intermédio de um *Servo Timer 2*, figura 31, que é um dispositivo cuja função é ativar um servo após uma quantidade determinada de segundos depois de ser ativado.

Figura 30 – Servo-motor SG90



Fonte: Amazon (2012-2021).

Figura 31 – Servo Timer 2.



Fonte: Air Command Water Rockets (2011).

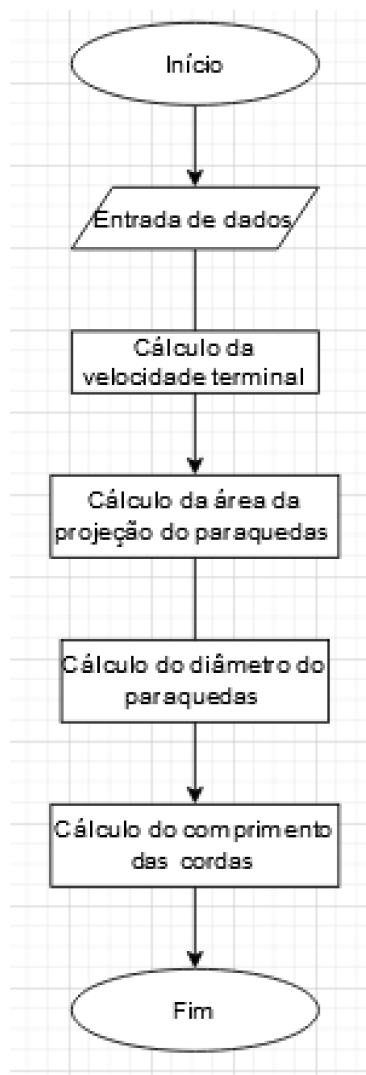
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo são apresentados e discutidos os resultados obtidos no dimensionamento do conjunto do paraquedas, do sistema de ejeção e do sistema de acionamento. São apresentados fluxogramas dos algoritmos utilizados nos cálculos, bem como figuras e tabelas descrevendo os resultados.

4.1 Conjunto do Paraquedas

Utilizando o equacionamento apresentado no capítulo 2 e os dados da tabela 2, pode-se calcular: a velocidade máxima de queda que o foguete suporta sem deformações; o diâmetro do paraquedas; e o comprimento das cordas. Estes cálculos são feitos no programa MATLAB, a figura 32 mostra um fluxograma do código e o apêndice A o contém integralmente. A saída de dados do código é apresentada na figura 33

Figura 32 – Fluxograma do código criado para realizar o dimensionamento do paraquedas.



Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 33 – Saída do código de dimensionamento do paraquedas.

```
Velocidade final máxima = 9.603486 m/s  
Área da projeção do paraquedas = 4.961774 m^2  
Diâmetro da projeção do paraquedas = 2.526132 m  
Comprimento das cordas = 3.031358 m
```

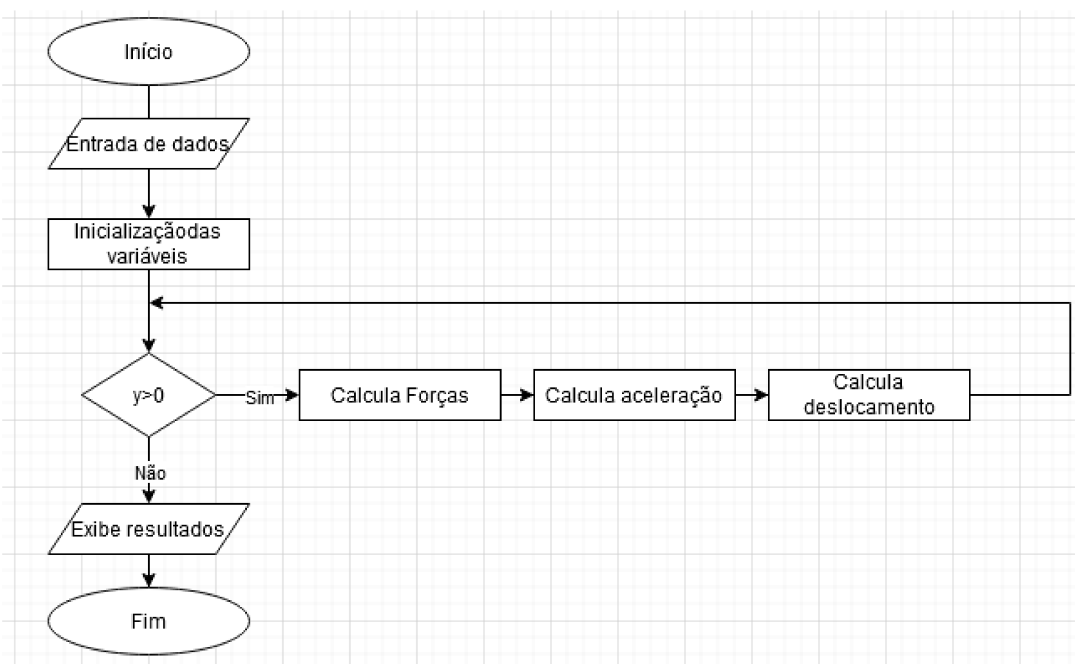
Fonte: Elaborado pela autora.

Pode-se ver que a velocidade terminal do foguete é de aproximadamente 9,6 m/s, o que é uma velocidade aceitável de aproximadamente 34,5 km/h. É importante conhecer essa velocidade, mesmo que não haja requisito diretamente ligado à ela, pois velocidades de queda muito altas podem gerar risco às pessoas e estruturas do local.

O diâmetro do paraquedas desejado é de 2,5 m, um tamanho razoável pendendo para pequeno, o que acontece devido às boas propriedades mecânicas da fuselagem.

Para o cálculo do raio de busca também é utilizado o MATLAB e as equações do capítulo 2. Pode-se ver, na figura 34, o fluxograma do código utilizado e na figura 35. Para a velocidade máxima que a fuselagem suporta sem sofrer deformação plástica, o raio de busca encontrado foi de 526 m. Este valor supera o requisito máximo, portanto deve ser tomada alguma atitude para diminuí-lo. Há algumas opções para reduzir este raio, como acrescentar um paraquedas menor, chamado piloto, que será ejetado no apogeu e após algum tempo liberar o paraquedas principal para reduzir a velocidade até a permitida. Nesse caso seria necessário alterar todo o sistema de recuperação para acomodar o novo paraquedas. Outra solução é deixar o foguete cair em queda livre por um tempo e abrir o paraquedas algum tempo após o apogeu. Esse método é mais simples e necessita apenas de algumas alterações nas configurações do sistema de acionamento, para que a determinação do momento da ejeção seja feita baseando-se na altitude e não no apogeu.

Figura 34 – Fluxograma do código criado para calcular o raio de busca.



Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 35 – Saída do código de cálculo do raio de busca.

```
Tempo total de queda = 105.210000 s  
Raio de busca = 526.050000 m  
Velocidade terminal = 9.566706 m/s
```

Fonte: Elaborado pela autora.

Definiu-se arbitrariamente que o paraquedas seria acionado a 900 m do chão, ou seja, após o foguete cair em queda livre por 100 m. A figura 36 apresenta os novos resultados, e as

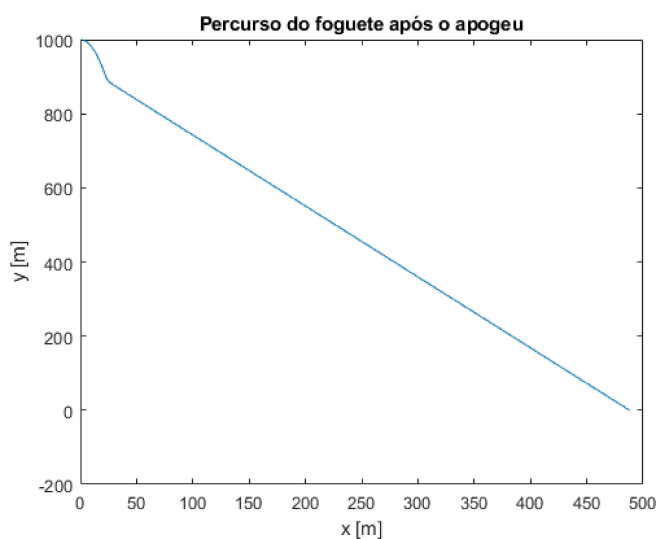
figuras 37, 38 e 39 mostram o movimento do foguete e a alteração da velocidade. O código completo encontra-se no apêndice B.

Figura 36 – Saída do código de cálculo do raio de busca.

```
Tempo total de queda = 97.600000 s  
Raio de busca = 488.000000 m  
Velocidade terminal = 9.566706 m/s
```

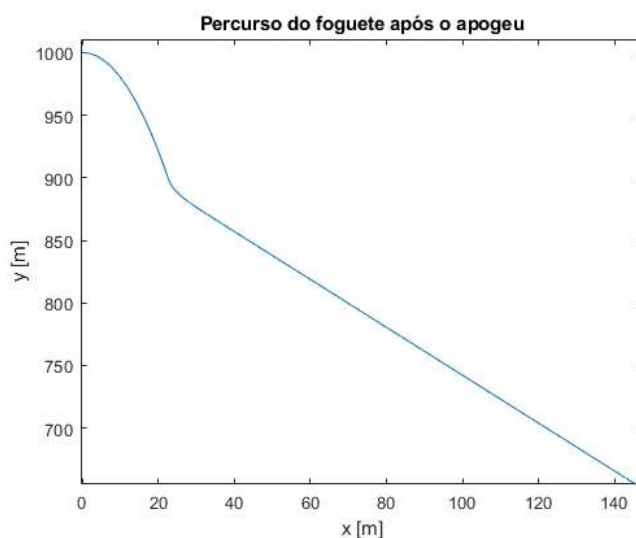
Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 37 – Percurso percorrido pelo foguete após o apogeu.



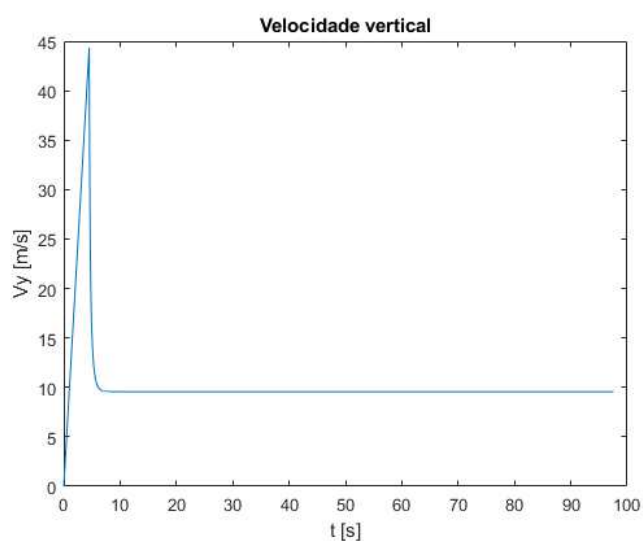
Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 38 – Aproximação no gráfico do percurso percorrido, mostrando a área próxima ao apogeu.



Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 39 – Variação da velocidade vertical ao longo da queda.



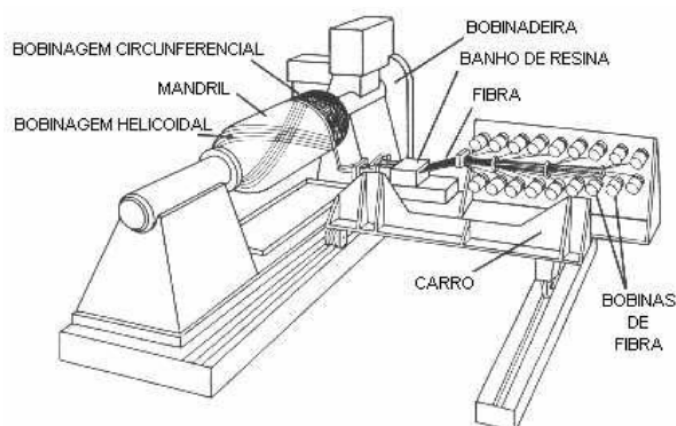
Fonte: Elaborado pela autora.

Tem-se que o novo raio de busca é de 488 m, menor que o permitido e o tempo total de queda é de pouco mais de um minuto e meio. Pode-se ver na figura 39 que o foguete chega a atingir um velocidade de pico de quase 45 m/s durante a queda livre, antes do paraquedas ser aberto.

4.2 Sistema de ejeção

A fuselagem do foguete é feita de compósito de fibra de carbono e resina através de bobinagem ao redor do molde feito de PETG através de manufatura aditiva. A bobinagem é um processo de fabricação que consiste em passar a fibra em um recipiente com resina e enrolá-la em um tubo, no caso a fuselagem. A figura 40 exemplifica este processo. Como o compósito acabaria fino demais para que fossem feitas as fixações necessárias e não seria possível criar os ressaltos laterais onde se encaixa o copo, deixa-se o molde dentro da parte bobinada.

Figura 40 – Máquina de enrolamento filamentar (bobinagem).



Fonte: Lapena (2017)

Devido à dificuldade de bobinar sua superfície, a coifa será feita apenas de PETG também feito por manufatura aditiva, assim como todas as partes internas, pois contém geometrias complexas, com exceção da mola que será feita de aço inox.

Para o dimensionamento estrutural, será considerado a manufatura aditiva feita de PETG com a temperatura do bico da impressora de $250^{\circ}C$, que gera um material com $E = 0.9GPa$ (Miranda et al., 2019). O aço considerado para a mola possui $G = 75GPa$.

Como as medidas das partes do sistema de ejeção foram obtidas arbitrariamente, observando-se apenas as restrições geométricas, é necessário realizar uma análise estrutural nas partes que estarão sujeitas à esforços para garantir que não ocorrerão falhas devido a fratura. Para isso precisa-se primeiramente conhecer os esforços atuantes na estrutura que, neste caso, é apenas a força gerada pela mola.

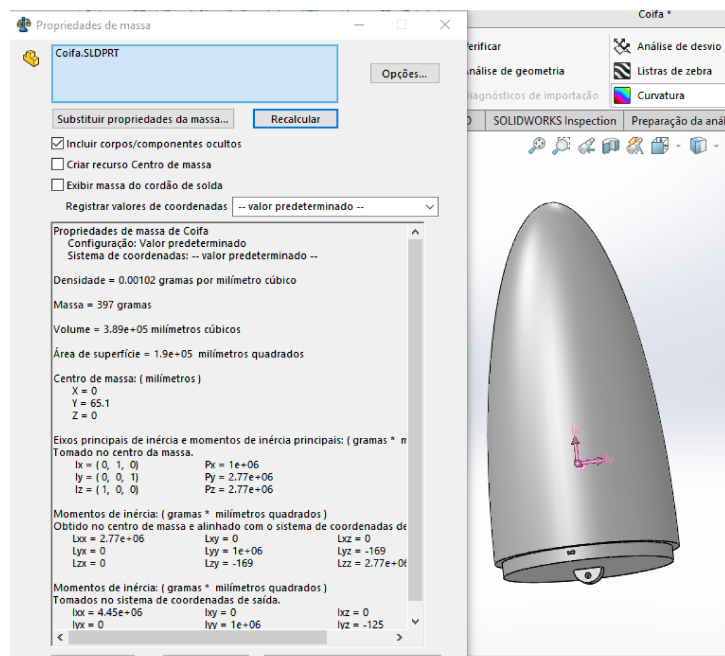
Um dos requisitos para o dimensionamento da mola é que ela gere força superior ao peso combinado do conjunto do paraquedas, coifa e copo. Para isso é preciso conhecer a massa desses elementos.

Para estimar a massa do paraquedas, basta utilizar a equação 35, sabendo que o tecido utilizado possui $75g/m^2$

As cordas do paraquedas possuem aproximadamente $5g/m$. Como tem-se o comprimento e a quantidade de cordas, encontra-se facilmente a massa total das cordas.

Para estimar a massa da coifa e do copo utiliza-se do recurso de propriedades de massa do SolidWorks. Pode-se ver na figura 41 um exemplo de como isso é feito.

Figura 41 – Recurso de propriedades de massa do SolidWorks, utilizado para estimar a massa da coifa.



Fonte: Elaborado pela autora.

Utiliza-se as equações do capítulo 2 para encontrar os parâmetros geométricos da mola.

Para solucionar o sistema de equações resultantes utilizou-se o EES (Engineering Equation Solver), o código utilizado encontra-se no apêndice C. Nota-se que existem várias configurações de mola que atendem as especificações e basta encontrar uma que atenda todos os requisitos. Para isso pode-se testar diferentes parâmetros geométricos até encontrar um conjunto adequado. Os resultados do dimensionamento da mola encontram-se na tabela 5.

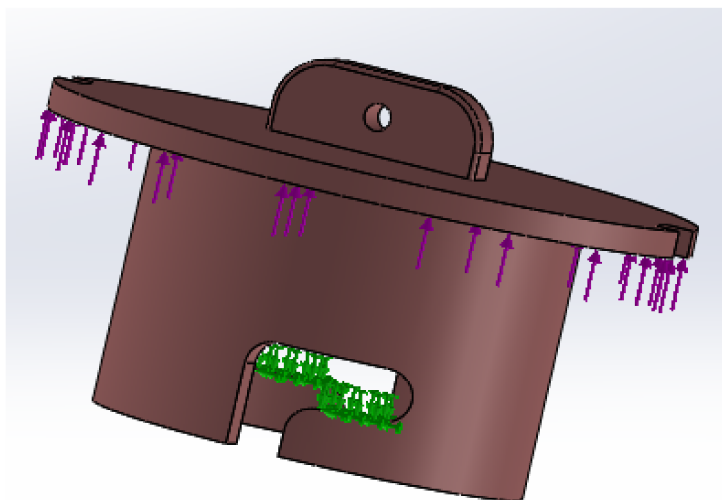
Tabela 5 – Tabela dos parâmetros utilizados para dimensionamento da mola.

Parâmetro	Valor
Diâmetro médio	0,105 m
Diâmetro arame	0,003 m
Comprimento sem compressão	0,21 m
Número de espiras	10
Deformação da mola	0,15 m
Força elástica gerada	9,3 N

Sabendo-se que a força gerada pela mola é de 9,3 N, pode-se realizar uma análise estrutural nas duas peças que sofrerão esforço: o copo e a trava. Para isso é feito uma simulação estática no SolidWorks, onde a força aplicada pela mola age na borda do copo que está acoplado com a trava. Dessa forma, os locais de contato entre o copo e a trava agem como elementos de

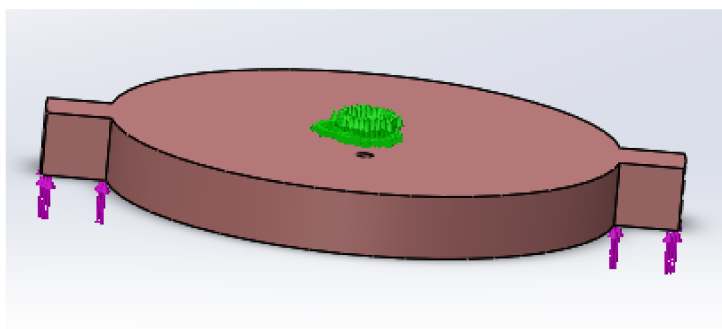
fixação do copo na sua simulação e como locais de aplicação de força na simulação da mola. A fixação da mola é feita diretamente no servo-motor, fundindo a peça com a engrenagem do motor, para representar essa interação na simulação foi criado um local de fixação ao redor do furo central da trava onde ocorre o acoplamento. As figuras 42 e 43 mostram a definição destes elementos na simulação.

Figura 42 – Locais de aplicação da força e fixação no copo.



Fonte: Elaborado pela autora.

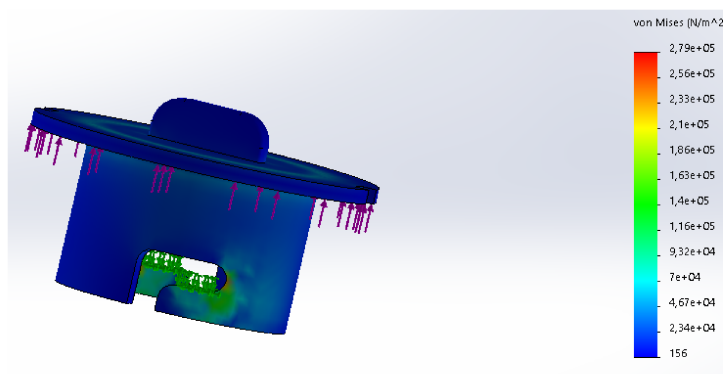
Figura 43 – Locais de aplicação da força e fixação na trava.



Fonte: Elaborado pela autora.

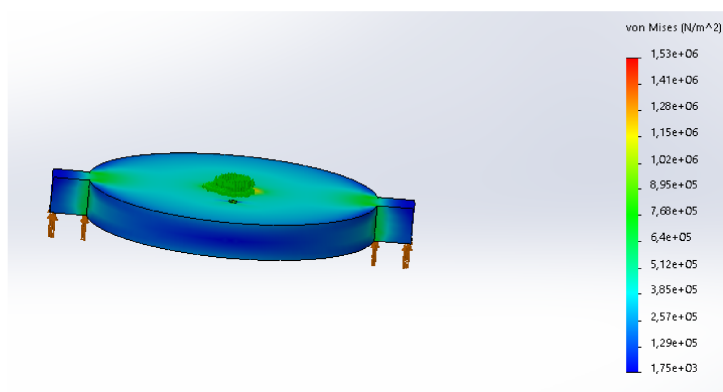
As figuras 44, 45, 46 e 47 apresentam os resultados das simulações.

Figura 44 – Resultado da análise estática das tensões no copo.



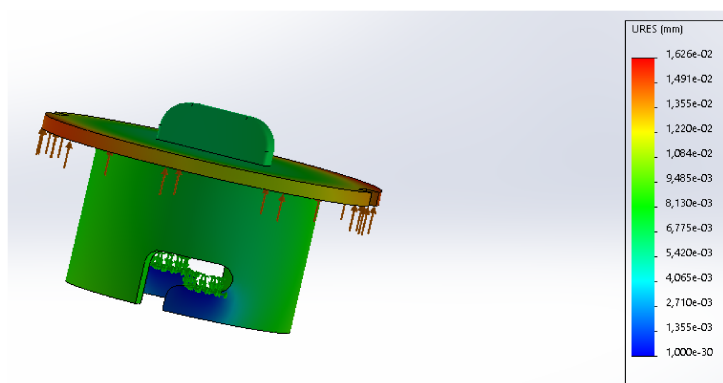
Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 45 – Resultado da análise estática das tensões na trava.



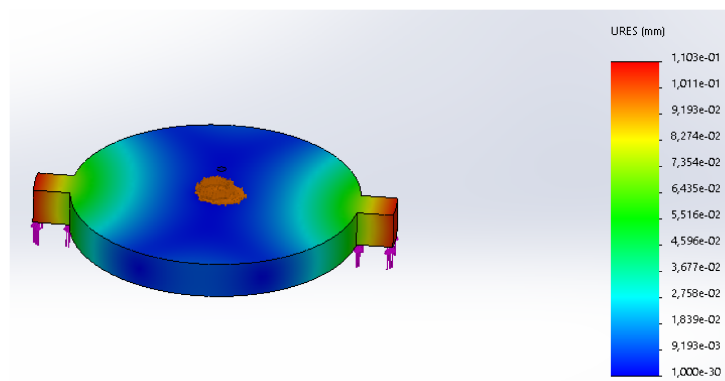
Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 46 – Resultado da análise estática dos deslocamentos no copo.



Fonte: Elaborado pela autora.

Figura 47 – Resultado da análise estática dos deslocamentos na trava.



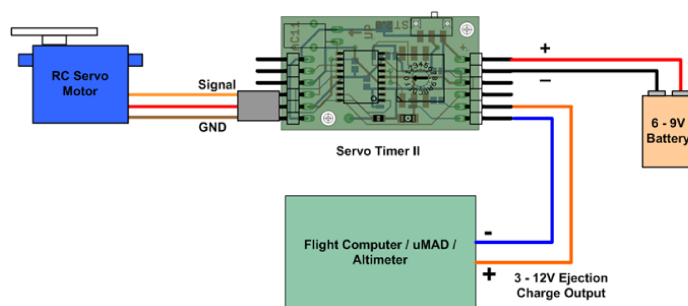
Fonte: Elaborado pela autora.

De acordo com a figura 45 a tensão máxima é de $1,53MPa$, portanto é em torno de dez vezes menor que a tensão limite de escoamento do PETG utilizado (que é em torno de $18,6MPa$ (3DLAB, 201-?)), portanto ambas as peças suportarão os esforços. Vê-se, também que as deformações geradas são imperceptíveis, figuras 46 e 47, logo também não devem gerar problemas no sistema. Não há, portanto, necessidade de fazer alterações nas dimensões de nenhuma das peças.

4.3 Sistema de acionamento

O sistema de acionamento, composto como dito anteriormente pelo *stratologger*, *servo timer 2* e servo-motor é bem simples. Pode-se ver um esquema da montagem focado no *servo timer 2* na figura 48. No local destinado ao computador de bordo/ altímetro será colocado o *stratologger*, que deve ser ligado à bateria da mesma forma que o *servo timer 2*. É interessante notar que o *stratologger* possui uma função de monitoramento da bateria e emite uma série de bipes quando o nível cai abaixo de um valor predeterminado. Tal funcionalidade é muito útil para um foguete pois entre a montagem do sistema e o lançamento podem se passar horas e, nesse tempo, a bateria pode se descarregar. O *stratologger* pode ser configurado através de um botão existente na própria placa ou através de software próprio se conectado a um computador, dessa forma defini-se a condição de acionamento como sendo o momento que o foguete atingir 900 m durante a queda, ou seja, após o apogeu.

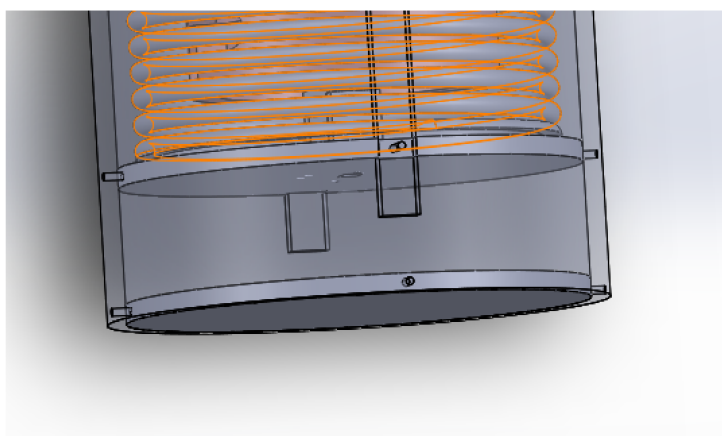
Figura 48 – Esquema de montagem do sistema de acionamento.



Fonte: (Air Command Water Rockets, 2011).

Foi reservado um espaço abaixo da base do mecanismo de ejeção para acomodar o sistema de acionamento, que pode se visto na figura 49.

Figura 49 – Espaço reservado para o sistema de acionamento.



Fonte: Elaborado pela autora.

A acomodação do sistema de acionamento em seu espaço deve ser feita antes do início da montagem do resto do sistema.

5 CONCLUSÃO

O sistema de recuperação de um minifoguete é parte essencial do seu projeto, pois é o responsável por trazer o foguete ao solo com segurança após o voo. Sem ele todo o trabalho realizado no foguete será perdido após o lançamento, sem contar no risco que um foguete em queda descontrolada representa para as pessoas e estruturas que existam no local de lançamento.

Neste trabalho é desenvolvido um sistema de recuperação completo para um foguete de apogeu de 1 km e massa de 20 kg, incluindo todo o projeto e dimensionamento do conjunto do paraquedas, do sistema de ejeção e do sistema de acionamento. É observado, também, o requisito de raio de busca máximo, que não pode exceder 500 m.

Primeiramente é dimensionado o conjunto de paraquedas, calculando-se a velocidade máxima com a qual o foguete pode atingir o chão sem que hajam danos à fuselagem e, a partir deste parâmetro, o diâmetro do paraquedas e o comprimento das suas cordas. Esse cálculo é realizado no MATLAB e fornece como resultado um diâmetro de paraquedas de 2,53 m e velocidade terminal do foguete de 9,6 m/s.

Essa velocidade de queda leva a um raio de busca de 526 m, maior que o permitido. Para solucionar esse problema definiu-se que o paraquedas só será aberto à 900 m do chão, deixando que o foguete caia 100 m em queda livre para reduzir o tempo de queda e, conseqüentemente, o raio de busca. O novo raio de busca calculado após essa modificação é de 488 m.

A maioria do sistema é feita em PETG por manufatura aditiva, com exceção da fuselagem que é um tubo de PETG coberto com compósito de fibra de carbono e resina. Para todas as peças internas do sistema que estão sujeitas a esforços foram feitas análises estáticas simuladas no SolidWorks e assim assegura-se que não sofrerão grandes deformações ou mesmo fraturas.

Podem ser feitas algumas observações com relação ao sistema de recuperação proposto. Uma delas diz respeito à escolha dos materiais. A utilização de material compósito de fibra de carbono na fuselagem permite uma velocidade terminal relativamente alta devido às suas excelentes propriedades mecânicas. Essa velocidade por sua vez garante que não seja necessário um paraquedas e, por conseqüência, um sistema de recuperação muito robustos, permitindo assim utilizar um material com propriedades mecânicas inferiores, no caso o PETG, porém que pode ser fabricado através de manufatura aditiva o que dá grande liberdade ao projetista de criar geometrias complexas nas partes interiores do foguete.

Outra observação diz respeito à montagem do sistema, sendo que este foi inteiramente projetado para ser fácil e relativamente rápido de montar e não exige nenhuma habilidade manual. Essa facilidade de montagem é uma melhoria com relação à outros sistemas projetados pela EPTA, que tendem a preocupar-se com a funcionalidade primeiro e facilidade de uso em segundo.

Por fim, observa-se que o sistema de acionamento proposto utiliza equipamentos criados especificamente para uso em minifoguetes, o que proporciona um sistema leve, compacto e simples de montar. Dessa forma pode-se garantir o acionamento sem afetar significativamente a

massa e o comprimento do foguete, além de ter-se a tranquilidade de que os equipamentos foram projetados para resistir às vibrações geradas durante o voo, que podem afetar adversamente equipamentos eletrônicos que não tenham proteção contra os ruídos gerados por elas.

Referências

3DLAB. *Conheça as propriedades técnicas dos materiais para impressora 3D*. 201–? Disponível em: <<https://3dlab.com.br/propriedades-dos-materiais-para-impressora-3d/>>. Acesso em: 8 de Junho de 2021. Citado na página 38.

Air Command Water Rockets. **Servo Timer II**. 2011. Disponível em: <http://www.aircommandrockets.com/servo_timer_v2_0.htm>. Acesso em: 03/06/2021. Citado 2 vezes nas páginas 28 e 39.

Amazon. **Micro Servo Motor Tower Pro 9g Sg90 Com Acessórios Arduino**. 2012–2021. Disponível em: <<https://www.amazon.com.br/Micro-Servo-Motor-Acess%C3%B3rios-Arduino/dp/B07GHYCH38>>. Acesso em: 03/06/2021. Citado na página 28.

ANDERSON, J. **Fundamentals of Aerodynamics**. McGraw-Hill Education, 2010. ISBN 9780073398105. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=xwY8PgAACAAJ>>. Citado na página 13.

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE MINIFOGUETES. **Norma BAR-2/2020: nomenclatura básica de foguetemodelismo**. [S.l.], 2020. Disponível em: <http://ftp.demec.ufpr.br/foguete/apostila/norma-BAR-2-2020_versao_2020-12-03.pdf>. Acesso em: 8 de Junho de 2021. Citado na página 1.

Baldissera, R. et al. Propelentes sólidos para foguetes: Avaliação teórica do desempenho da mistura nitrato de potássio/açúcar. **Revista Interdisciplinar de Ciência Aplicada**, v. 2, 2016. Citado na página 3.

Beer, E.; Johnston, F. **Mecânica Vetorial Para Engenheiros: Cinemática e dinâmica**. [S.l.]: PEARSON EDUCATION DO BRASIL, 2010. Citado na página 16.

Benson, T. **Flight of a Model Rocket**. 20–? Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/rktflight.html>>. Acesso em: 9 de Junho de 2021. Citado na página 15.

COBRUF. **Regulamento COBRUF 2017**. [S.l.], 2017. Disponível em: <<https://docplayer.com.br/56859020-Regulamento-cobruf-2017.html>>. Acesso em: 8 de Junho de 2021. Citado na página 2.

DASSAULT SYSTÈMES SOLIDWORKS CORPORATION. **SolidWorks**. 2019. Disponível em: <<https://www.solidworks.com/>>. Acesso em: 8 de Junho de 2021. Nenhuma citação no texto.

Divisão de Propulsão e Espaço (DPE). **Manual de Replicação: Foguete Padrão da Cobruf: Subistema de recuperação**. [S.l.], 2015. Citado 3 vezes nas páginas 9, 10 e 13.

EPTA. **RELATÓRIO INICIAL DE MISSÃO (RIM) DO PROJETO VESPER I**. 2019. Citado na página 18.

F-CHART SOFTWARE. **Engineering Equation Solver**. 2021. Disponível em: <<http://fchartsoftware.com/ees/index.php/>>. Acesso em: 8 de Junho de 2021. Nenhuma citação no texto.

GAY, D. **Composite Materials: Design and Applications, Third Edition**. Taylor & Francis, 2014. ISBN 9781466584877. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=uePMAwAAQBAJ>>. Citado 2 vezes nas páginas e 20.

Gonzaga, I. **Calculo de molas**. 2017. Disponível em: <<https://www.slideshare.net/IvanGonzaga/13-molas-2-molas-trao-e-toro>>. Acesso em: 9 de Junho de 2021. Citado na página 14.

GOOGLE. **Google Maps**. 2021. Disponível em: <shorturl.at/itwKY>. Acesso em: 8 de Junho de 2021. Nenhuma citação no texto.

Hibbeler, R. C. **Mechanics of Materials**. [S.l.]: Pearson Prentice Hall, 2010. ISBN 9780136022305. Citado 2 vezes nas páginas 10 e 14.

JONES, R. **Mechanics Of Composite Materials**. Taylor & Francis, 1998. (Materials Science and Engineering Series). ISBN 9781560327127. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=oMph2kNG3yAC>>. Citado na página 10.

Kassim, M. et al. Numerical analysis of nose shape on the aerodynamic characteristics of rocket. **Journal of Mechanical Engineering Research and Developments**, v. 43, p. 346–354, 2020. Citado na página 2.

KNACKE, T. **Parachute Recovery Systems: Design Manual**. Para Pub., 1992. ISBN 9780915516858. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=5pzgAAAAMAAJ>>. Citado 4 vezes nas páginas 5, 19, 20 e 21.

Lapena, M. **ESTUDO DO COMPORTAMENTO MECÂNICO DE CILINDROS DE COM- PÓSITO EPÓXI/FIBRA DE BASALTO EM ENSAIOS HIDROSTÁTICOS**. Dissertação (Mestrado) — INSTITUTO DE PESQUISAS ENERGÉTICAS E NUCLEARES, 2017. Citado na página 34.

Macias Têxtil. **Nylon 70 Rip Stop Biodegradável**. 2018. Disponível em: <<https://macias.com.br/produto/nylon-70-rip-stop/>>. Acesso em: 29 de maio de 2021. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 22.

MATHWORKS. **MATLAB**. 2018. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/products/matlab.html>>. Acesso em: 8 de Junho de 2021. Nenhuma citação no texto.

Miranda, M. et al. Experimental analysis on the mechanical properties of petg parts made with fused deposition modeling manufacturing. In: **25th International Congress of Mechanical Engineering**. Uberlândia, Brasil: [s.n.], 2019. Citado na página 34.

Nakka, R. **Parachute Design and Construction**. 2020. Disponível em: <<https://www.nakka-rocketry.net/paracon.html>>. Acesso em: 29 de maio de 2021. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 21.

PERFECT FLITE. **StratoLogger SL100 Users Manual**. [S.l.], 20–? Citado na página 27.

Perfect Flite. **StratoLoggerCF Altimeter**. 2021. Disponível em: <<http://www.perfectflitedirect.com/stratologgercf-altimeter/>>. Acesso em: 03/06/2021. Citado na página 27.

Weather Spark. **Clima característico em Uberlândia durante o ano**. 20–? Disponível em: <<https://pt.weatherspark.com/y/30110/Clima-caracter%C3%ADstico-em-Uberl%C3%A2ndia-Brasil-durante-o-ano>>. Acesso em: 29 de maio de 2021. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 19.

Apêndices

APÊNDICE A – Código desenvolvido no MATLAB para dimensionamento do paraquedas

```

1 - |clc;clear;
2   %dimensionamento paraquedas
3
4 - L = 2; %[m] comprimento total do foguete
5 - R = 0.125/2; %[m] Raio externo fuselagem
6 - r = 0.120/2; %[m] Raio interno fuselagem
7 - Ast = pi() * (R^2 - r^2); %[m^2] área da seção transversal do foguete
8 - Mf = 20; %[kg] massa total do foguete
9 - Em = 4.5e9; %[Pa] módulo de elasticidade da matriz
10 - poisson_m = 0.4; %coeficiente de poisson da matriz
11 - sigma_m = 1.3e8; %[Pa] limite de escoamento matriz
12 - Vm = 0.5; % % do volume que é matriz
13 - Ef = 2.3e11; %[Pa] módulo de elasticidade da matriz
14 - sigma_f = 3.2e9; %[Pa] limite de escoamento fibra
15 - poisson_f = 0.3; %coeficiente de poisson da matriz
16 - Vf = 0.5; % % do volume que é fibra
17 - FS = 1.2; %adimensional - fator de segurança (>1)
18 - rho = 1.225; %densidade do ar
19 - Cd = 0.7; %adimensional - coeficiente de arrasto do tipo de paraquedas
20 - g = 9.81; %[m/s^2] gravidade
21 - x = 0.1; %%porcentagem do diametro do paraquedas que consiste o diametro
22   %do spill hole
23 - f_max = sigma_m*Ast;
24
25 %Propriedades compósito
26 - E = (Em*Ef)/(Vm*Ef+Vf*Em);

27 - poisson = (E*(Vm*poisson_m+Vf*poisson_f))/(Ef*Vf+Em*Vm);
28
29 %%Velocidade terminal máxima permitida
30 - Vfinal = sqrt((f_max^2*(1+2*poisson^2))/(E*Ast*Mf)); %[m/s]
31 - fprintf("Velocidade final máxima = %f m/s\n", Vfinal);
32
33 %Área da projeção
34 - Ap = (2*Mf*g)/(rho*Vfinal^2*Cd);
35 - fprintf("Área da projeção do paraquedas = %f m^2\n", Ap);
36
37 %Diâmetro projeção
38 - Dp = sqrt((8*Mf*g)/(Cd*rho*Vfinal^2*pi()*(1-x^2))); %[m]
39 - fprintf("Diâmetro da projeção do paraquedas = %f m\n", Dp);
40
41 %Comprimento cordas
42 - L_c = 1.2*Dp;
43 - fprintf("Comprimento das cordas = %f m\n", L_c);
44

```

APÊNDICE B – Código desenvolvido no MATLAB para cálculo do raio de busca

```

1 - clear; clc;
2 - %calculo raio de busca
3 -
4 - vento = 18 / 3.6; %[m/s]
5 - m = 20; %[kg]
6 - g = 9.81; %[m/s2]
7 - Vfmax = 9.6; %[m/s]
8 - rho = 1.225; %densidade do ar
9 - Cd = 0.7; %adimensional - coeficiente de arrasto do tipo de paraquedas
10 - Ast = 5; %area da seção transversal do paraquedas
11 -
12 -
13 - Vy(1) = 0; %[m/s] o velocidade inicial é 0
14 - y(1) = 1000; %[m] o movimento se inicia no apogeu
15 - x(1) = 0; %o deslocamento horizontal inicial é 0
16 - dt = 0.01; %[s]
17 - t(1) = 0;
18 -
19 - i=2;
20 -
21 - while (y>0)
22 -     if(y>900)
23 -         a = 9.81;
24 -     else
25 -
26 -         Fw = m*g;
27 -         Fd = 0.5*rho*Vy(i-1)^2*Ast*Cd;
28 -         a = (Fw-Fd)/m;
29 -     end
30 -     Vy(i) = Vy(i-1) + a*dt;
31 -     dy = (Vy(i-1)+Vy(i))*dt/2;
32 -     y(i) = y(i-1) - dy;
33 -     x(i) = x(i-1) + vento*dt;
34 -     t(i) = t(i-1) + dt;
35 -     i = i+1;
36 -
37 - end
38 -
39 - fprintf("Tempo total de queda = %f s\n", t(i-1));
40 - fprintf("Raio de busca = %f m\n", x(i-1));
41 - fprintf("Velocidade terminal = %f m/s\n", Vy(i-1));
42 -
43 - plot(t, Vy)
44 - title('Velocidade vertical')
45 - xlabel('t [s]')
46 - ylabel('Vy [m/s]')
47 -
48 - figure;
49 - plot(x, y)
50 - title('Percurso do foguete após o apogeu')

```

APÊNDICE C – Código desenvolvido no EES para dimensionamento da mola

$$F_p = m * 9,81 \text{ "Força peso dos elementos que devem ser ejetados"}$$

$$U_{pg} = m * 9,81 * h$$

$$k = (d_a^4 * G_{aco}) / (8 * D^3 * N)$$

$$F = k * x \text{ "força da mola"}$$

$$U_e = (k * x^2) / 2 \text{ "energia elástica da mola"}$$

$$h = 0,30 \text{ " comprimento do tubo que deve ser percorrido"}$$

$$G_{aco} = 75 * 10^9$$

$$D = 0,110 - d_a \text{ "Diâmetro médio"}$$

$$x = 0,15 \text{ "Deformação da mola"}$$

$$d_a = 0,003 \text{ "Diâmetro do arame"}$$

$$N = 10 \text{ "numero de espiras"}$$

$$D_p = 0,97 \text{ "Diâmetro do paraquedas"}$$

$$A_s = 2 * \pi * (D_p/2)^2 \text{ "Área da superfície do paraquedas"}$$

$$m_p = A_s * 0,075 \text{ "massa paraquedas"}$$

$$m_c = 12 * 1,2 * D_p * 0,005 \text{ "massa das cordas"}$$

$$m = 0,397 + 0,231 + m_p + m_c \text{ "massa que deve ser movida"}$$