



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

Projeto de Sistema de Deorbiting para CubeSats

Autor: Letícia Santos Lula Barros
Orientador: Dr. Cristian Vendittozzi

Brasília, DF
2018



Letícia Santos Lula Barros

Projeto de Sistema de Deorbiting para CubeSats

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: Dr. Cristian Vendittozzi

Coorientador: Dr. Giancarlo Santilli

Brasília, DF

2018

Letícia Santos Lula Barros

Projeto de Sistema de Deorbiting para CubeSats/ Letícia Santos Lula Barros
- Brasília, DF, 2018-
97 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Dr. Cristian Vendittozzi

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2018.

1. CubeSat. 2. deorbiting. I. Dr. Cristian Vendittozzi. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Projeto de Sistema de Deorbiting para CubeSats

CDU 02:141:005.6

Letícia Santos Lula Barros

Projeto de Sistema de Deorbiting para CubeSats

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, 03 de julho de 2018:

Dr. Cristian Vendittozzi
Orientador

Dr. Giancarlo Santilli
Coorientador

Dr. Paolo Gessini
Convidado 1

Brasília, DF
2018

Este trabalho é dedicado a todas as pessoas que são fascinadas pela imensidão do Universo e querem contribuir com sua exploração de alguma forma.

Agradecimentos

Gostaria de agradecer ao meu orientador Cristian Vendittozzi por ter aceitado me orientar em um tema o qual possuo muito interesse, sempre mantendo a calma, paciência e bom humor mesmo quando eu ficava apreensiva. Gostaria de agradecer também ao meu coorientador Giancarlo Santilli por ter me ajudado a solucionar dúvidas e mostrado quais ferramentas eu poderia utilizar para resolver os problemas encontrados. Agradeço também a professora Chantal Cappelletti por ter me incentivado a pesquisar sobre detritos espaciais e me ensinado sobre satélites. Agradeço a professora Vanessa Maria de Castro por me mostrar o caminho da pesquisa científica, desde a concepção do objeto de pesquisa até a conclusão do trabalho. Quero agradecer também aos meus amigos que me incentivaram a manter o foco e continuar com a minha pesquisa, além de me darem sempre *feedback* sincero, a ajuda de vocês foi essencial. Agradeço também a todos que me ajudaram de alguma forma seja me dando dicas de como realizar um trabalho científico, ou até aqueles simplesmente se interessarem pelo meu tema proposto.

*"Space exploration is a force of nature unto itself that no other force in society can rival."
(Neil deGrasse Tyson)*

Resumo

Na última década, houve um aumento na população de satélites em órbitas aumentando o risco de impacto com objetos em órbita para futuras missões. Por esta razão, cada dia torna-se mais importante encontrar novas soluções para reduzir o risco para novas missões devido a detritos espaciais; como projetar novos sistemas para a remoção de satélites em órbita no final do seu tempo de operação. Diferentes técnicas podem ser usadas para fazer um satélite deixar sua órbita, entre elas o método de *deorbiting*, que consiste em decaí-lo até a atmosfera (100 km). Essa manobra pode ser executada aumentando o arrasto atmosférico; técnica chamada *Drag Sail* a qual foi implementada neste projeto. Foi projetado uma unidade de CubeSat que pode decair um satélite de 5 kg de uma órbita de 400 km até a Linha de Kármán em 2 meses. As simulações de decaimento da órbita foram feitas utilizando métodos de aproximação com código no Matlab e usando o software SKT. O sistema de abertura para a vela foi projetado e materiais que podem ser usados para sua confecção foram apontados. O método para dobrar a vela também foi projetado, usando como base a técnica de dobragem de papel chamada Miura-ori, um tipo de origami usado anteriormente em sistemas espaciais.

Palavras-chaves: Material dobrável. Origami. CubeSat. Satélite. Baixa órbita terrestre. Detritos Espaciais. Decaimento de Órbita. Desorbitar. Aumento de Arrasto Atmosférico.

Abstract

In the last decade, there was an increase in the population of satellites in orbits increasing the risk of impact with objects in orbit for future missions. For this reason, every day becomes more important to find new solutions to reduce the risk for new missions due to space debris; designing new systems for the removal of satellites from orbit at the end of its operating time. Different techniques can be used to make a satellite leave its orbit, among them the deorbiting method, which consists of decaying it into the atmosphere (100 km). This maneuver can be performed by increasing the atmospheric drag; the technique called Drag Sail, which was implemented in this project. A unit of CubeSat that can deorbit a 5 kg satellite from a 400 km orbit in 2 months was designed. The orbit decay simulations were made by using approximation using a Matlab code and the software SKT. The opening system for the sail was designed, and materials which can be used were pointed out. The method for folding the sail has also been designed, using as a base the paper folding technique called Miura-ori, a type of origami previously used in space systems.

Key-words: Foldable material. Origami. Cubesat. Satellite. Low Earth Orbit. Space Debris. Orbit Decay. Deorbiting. Drag Sail.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Objetos em órbita ao redor da Terra, traduzido (UNISEC, 2017)	21
Figura 2 – Detritos espaciais por órbitas, traduzido (UNISEC, 2017)	22
Figura 3 – Picos de detritos espaciais em número e massa, traduzido (IEEE, 2017)	22
Figura 4 – Projeção do aumento de detritos espaciais em caso de não mitigação, traduzido (UNISEC, 2017)	23
Figura 5 – Métodos de captura de detritos espaciais, traduzido (SHAN; GUO; GILL, 2016)	24
Figura 6 – Método de captura com tentáculos (SHAN; GUO; GILL, 2016).	25
Figura 7 – (A) Braço único - FRENDA (B) Braços múltiplos capturando ATLAS (SHAN; GUO; GILL, 2016).	25
Figura 8 – Relação entre raio de uma órbita e sua energia específica, traduzido (ALLAIN, 2010)	29
Figura 9 – Estrutura do P-POD do modelo MK I (KRAMER, 2002)	31
Figura 10 – Sistemas Espaciais de um satélite	32
Figura 11 – EPS	33
Figura 12 – <i>Semi-lactus rectum</i> de uma órbita elíptica (SEMI. . . ,)	37
Figura 13 – Esquemático da geometria entre o Sol e a Terra (editado) (SFSU, 2011)	39
Figura 14 – Relação entre altitude e inclinação para SSOs	40
Figura 15 – Cinturão de Van Allen, traduzido (YA'ACOB et al., 2016)	41
Figura 16 – Razão entre o tempo de vida entre órbitas equatoriais e inclinadas (VRIES, 2010)	44
Figura 17 – Projeção do tempo de decaimento de um CubeSat 3U para órbitas distintas.	45
Figura 18 – Decaimento de órbita de um CubeSat 2U, onde $A * Cd = 0,02m^2 * 2 = 0,04m^2$	47
Figura 19 – Decaimento de órbita de um CubeSat 3U	48
Figura 20 – Decaimento de órbita de um CubeSat 3U	49
Figura 21 – Variação da densidade atmosférica com a mudança do valor de $F10.7$	49
Figura 22 – Mudança do tempo de decaimento de acordo com a variação de $F10.7$	50
Figura 23 – Configurações possíveis para a vela de arrasto.	51
Figura 24 – Tempo de decaimento com cálculo no STK e Matlab	53
Figura 25 – Tempo de decaimento com cálculo no STK e Matlab	54
Figura 26 – Projeção do decaimento do satélite com uso da ferramenta <i>Lifetime</i> do STK	56
Figura 27 – Projeção do decaimento do satélite com uso da ferramenta <i>Lifetime</i> do STK	57

Figura 28 – <i>Flasher</i> aberto e sendo compactado (PALMER; SHAFER, 2004)	58
Figura 29 – Padrão <i>Miura-ori</i> (SILVERBERG et al., 2014)	58
Figura 30 – Deformação devido à tração em um material com coeficiente de <i>Poisson</i> positivo (MENDES, 2006)	60
Figura 31 – <i>Miura-ori</i> em diferentes configurações (INGENIA MAGAZINE, 2014) .	60
Figura 32 – Modelo de dobra implementado	61
Figura 33 – Versão compactada do padrão de dobra utilizado	61
Figura 34 – Modelo de dobra implementado	62
Figura 35 – Versão compactada do padrão de dobra utilizado	62
Figura 36 – Projeto de abertura de <i>Drag Sail</i> (MASON et al., 2013)	63
Figura 37 – Sistema de abertura por meio de fitas	64
Figura 38 – Direção e sentido do movimento das fitas de modo a possibilitar a abertura do sistema	65
Figura 39 – De-U (<i>Deorbiting Unit</i>) parcialmente aberta	65
Figura 40 – Pinos bloqueando o movimento das molas torcionais antes da liberação do sistema	66
Figura 41 – SAA integrado em um CubeSat 2U	66
Figura 42 – DeOrbitSail (DOS) (KINGSTON et al., 2016)	68
Figura 43 – Vela solar completamente aberta (LEIPOLD et al., 2002)	68
Figura 44 – De-U (<i>Deorbiting Unit</i>	70
Figura 45 – Apenas parte positiva da curva contribui para a geração a potência gerada	71
Figura 46 – Todas as curvas tem a mesma contribuição para a potência gerada ao fim de uma volta completa.	72
Figura 47 – EnduroSat EPS	73
Figura 48 – ACS para CubeSats com três rodas de reação e três barras de torque, traduzido (LI et al., 2013).	74
Figura 49 – CubeSat na estrutura G-POD (GAUSS TEAM, 2015)	82
Figura 50 – Invólucro ISIPOD CubeSat (ISIS, 2016)	82
Figura 51 – J-SSOD (JAXA, 2013)	83
Figura 52 – O satélite SERPENS sendo lançado da ISS (<i>International Space Station</i>)	83

Lista de tabelas

Tabela 1 – Cenários para <i>Drag Sail</i> em caso de colisão, traduzido (VISAGIE; LAP-PAS; ERB, 2015)	30
Tabela 2 – Frequências por banda de comunicação	34
Tabela 3 – Variáveis de entrada	42
Tabela 4 – Previsão de tempo de <i>deorbiting</i> de um CubeSat 3U para diferentes órbitas	45
Tabela 5 – Comparação entre tempo máximo previsto para <i>deorbiting</i> entre (VRIES, 2010) e código do Matlab para um CubeSat 3U	46
Tabela 6 – Valores de referência (VRIES, 2010) e estimativa com código	47
Tabela 7 – <i>Deorbiting</i> a partir de 700 km para diferentes fluxos de radiação solar .	50
Tabela 8 – Tempo de decaimento em anos (ΔT) para diferentes configurações . .	52
Tabela 9 – Tempo de decaimento para uma órbita a 700 km	54
Tabela 10 – Tempo de decaimento para uma órbita a 400 km	54
Tabela 11 – Tempo de decaimento utilizando modelo atmosférico NRLMSISE 2000	55
Tabela 12 – Propriedades das velas feitas de Kapton e Mylar (LEIPOLD et al., 2002)	69

Lista de abreviaturas e siglas

IADC	<i>Inter-Agency Debris Coordination Committee</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
SAA	Sistema de Aumento de Arrasto
DOM	<i>De-Orbiting Mechanism</i>
DAS	<i>Drag Augmentation System</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
MEO	Órbita Média Terrestre
GEO	Órbita Geossíncrona
COTS	<i>Commercial off-the-shelf</i>
P-POP	<i>Poly-Picosatellite Orbital Deployer</i>
CalPoly	<i>California Polytechnic State University</i>
GAUSS. Srl	Grupo de Astrodinâmica para o Uso de Sistemas Espaciais
GPOP	<i>GAUSS CubeSat Deployer</i>
ISIS	<i>Innovative Solutions In Space</i>
J-SSOD	<i>JEM Small Satellite Orbital Deployer</i>
JAXA	Agência Japonesa de Exploração Aeroespacial
MPEP	Plataforma de Experiência Multifuncional
SERPENS	Sistema Espacial para Realização de Pesquisa e Experimentos com Nanossatélites
AEB	Agência Espacial Brasileira
UnB	Universidade de Brasília
Ufabc	Universidades federais do ABC
UFSC	Universidade Federal de Santa Catarina
UFMG	Universidade Federal de Minas Gerais

IFF	Instituto Federal Fluminense
TT&C	<i>Telecommunication, Tracking and Control</i>
OBDH	<i>On Board Data Handling system</i>
AODCS	<i>Attitude, Orbital Determination and Control System</i>
EPS	<i>Electric Power System</i>
GNSS	<i>Global Navigation Satellite System</i>
SSO	<i>Sun-Synchronous Orbit</i>
GCR	<i>Galactic Cosmic Radiation</i>
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
De-U	<i>Deorbiting Unit</i>
PET	<i>Polyethylene terephthalate</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
JPL	<i>Jet Propulsion Laboratory</i>
PEN	Polietileno-naftalato
ACS	<i>Attitude Control System</i>

Lista de símbolos

D	<i>arrasto atmosférico</i>
v	velocidade
A	Área
A_e	área perpendicular à trajetória
A_m	área máxima
Cd	coeficiente de arrasto
ρ	densidade atmosférica.
F_{grav}	força da gravidade
μ_{\oplus}	parâmetro gravitacional da Terra
m_{sat}	massa do satélite
r	distância do CG do satélite até o CG da Terra
R_{\oplus}	raio da Terra
h	altitude da órbita
a	semieixo maior
T	período orbital
J_2	coeficiente harmônico zonal
p	<i>semi-latus rectum</i>
e	excentricidade
n	<i>mean motion</i>
μ_{\oplus}	parâmetro gravitacional terrestre
MLT	<i>Mean Local Time</i>
i	inclinação
m_0	massa total do satélite

F_{107}	fluxo de radiação solar
A_p	índice geomagnético
ρ_V	densidade volumétrica
ρ_A	densidade por área
t	espessura
P	potência obtida
P_o	potência por metro quadrado emitida pelo Sol
A_{exp}	área exposta por célula solar
η	eficiência
θ	ângulo entre o vetor normal a superfície da célula de carga e o vetor apontando na direção do Sol

Sumário

1	INTRODUÇÃO	18
1.1	Objetivos	19
1.1.1	Objetivo Principal	19
1.1.2	Objetivos Específicos	19
1.2	Justificativa	19
1.3	Organização do trabalho	20
2	DETRITOS ESPACIAIS	21
3	MÉTODOS DE MITIGAÇÃO	24
3.1	Métodos de captura	24
3.2	Métodos de remoção autônoma	26
3.2.1	<i>Tethered</i> eletrodinâmico	26
3.2.2	<i>Drag Sail</i>	27
3.2.2.1	Análise da implementação de sistema de <i>Drag Sail</i>	29
4	CUBESAT	31
4.1	Definição	31
4.2	Sistemas Espaciais	32
4.2.1	Estrutura	32
4.2.2	<i>Electric Power System</i>	33
4.2.3	<i>Telecommunication, Tracking and Control</i>	34
4.2.4	Payload	35
4.2.5	<i>Attitude, Orbital Determination and Control System</i>	35
5	PROJETO DE MISSÃO	36
5.1	Requisitos e limitações da missão	36
5.2	Órbita	36
5.2.1	Perturbações	37
5.3	Tempo de decaimento do satélite	42
5.3.1	Equações utilizadas em código no Matlab	42
5.3.2	Comparação de resultados com valores de referência	44
5.3.3	Análise de decaimento do CubeSat escolhido	48
6	DESENHO PRELIMINAR	51
6.1	Escolha da geometria	51
6.1.1	Cálculo do tempo de decaimento com STK e Matlab	52

6.1.2	Simulação do tempo de decaimento com modelo mais detalhado no STK	55
6.2	Origami	57
6.2.1	Tecnologia Palmer-Shafer	57
6.2.2	<i>Miura-ori</i>	58
6.3	Sistema de Abertura	63
6.3.1	Modelo 3D	64
6.4	Materiais	67
6.4.1	Mylar	67
6.4.2	Kapton	67
6.4.3	Estimativa da massa	69
6.5	EPS	70
6.5.1	Baterias - EPS	73
6.6	Controle de atitude	74
7	CONCLUSÕES	76
	REFERÊNCIAS	77
	APÊNDICES	81
	APÊNDICE A – CUBESATS	82
	APÊNDICE B – CÓDIGOS UTILIZADOS	85
	ANEXOS	91
	ANEXO A – CÓDIGO UTILIZADO	92
	ANEXO B – RESUMOS SUBMETIDOS A CONGRESSOS	96

1 Introdução

De acordo com a *Inter-Agency Space Debris Coordination Committee* (IADC), detritos espaciais são objetos não funcionais que orbitam à Terra ou voltam para atmosfera (até 100 km de altitude) e foram produzidos por humanos, como satélites não operacionais, estágios utilizados de foguetes e fragmentos de colisão, erosão, etc (CAPPELLETTI; LAURO, 2012).

Em virtude do número crescente de detritos espaciais, e dos riscos que os mesmos podem desencadear, aumentou-se a busca por soluções que façam satélites deixarem suas órbitas após seu período de funcionamento. Entre essas soluções, pode-se citar o método de *deorbiting* que consiste em fazer o satélite reduzir sua altitude e entrar novamente na atmosfera.

Com essa preocupação, em 2002 a IADC elaborou o primeiro documento internacional para regulamentação no campo de detritos espaciais: *IADC Space Debris Mitigation Guidelines*. Nesse documento foi estabelecido a “regra dos 25 anos”, a qual define que satélites em Órbita Baixa, ou em inglês, *Low Earth Orbit* (LEO) devem ser capazes de realizar *deorbiting* em menos de 25 anos após seu período de operação. (CAPPELLETTI; LAURO, 2012). Um fator para o aumento de satélites em órbita é o padrão CubeSat, que é o nome para uma classe de satélites de pequeno porte que podem utilizar componentes mais baratos que satélites convencionais. Estes CubeSats são encontrados em órbita baixa (LEO).

Métodos para sair da órbita operacional, também conhecidos como métodos de *deorbiting*, tem sido desenvolvidos, tais como: sistema propulsivo para oferecer uma aceleração que favoreça a redução da altitude da órbita, utilização de um sistema cabeado (*tethered system*), abertura de painel para aumentar o arrasto do satélite, chamado de Sistema de Aumento de Arrasto (SAA), ou do inglês *Drag Augmentation System* (DAS) que é um mecanismo de *deorbiting* (De-orbiting Mechanism, DOM) o qual é o assunto principal dessa pesquisa.

1.1 Objetivos

1.1.1 Objetivo Principal

Este trabalho tem como objetivo principal desenvolver uma solução dobrável, de tipo origami (*Origami-Style*) para uma vela SAA.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Definir a órbita do satélite;
- Definir o tempo de missão;
- Identificar a geometria e as dimensões da vela usando uma solução dobrável do tipo origami;
- Identificar um sistema de abertura ideal (e um conjunto de atuadores que permitirão a abertura quando necessário);
- Desenhar o *bus* do sistema espacial que conterá a vela quando dobrada (desenho preliminar).

1.2 Justificativa

As políticas de mitigação de detritos espaciais estão sendo cada vez mais exigidas para limitar ou reduzir o crescimento da população de detritos na órbita da Terra com a iniciativa Espaço Limpo (*Clean Space initiative*) da ESA (*European Space Agency*) estabelecendo os requisitos de Mitigação de Detritos Espaciais.

Considerando a demanda para a retirada de lixo espacial das órbitas terrestres, a pergunta de pesquisa a ser respondida é: qual é um projeto viável para sistema de *deorbiting* para CubeSats? Para responder essa pergunta serão analisados diversos métodos existentes, facilidade para confecção, materiais e dispositivos de ativação do sistema. Após uma comparação detalhada das opções, o intuito principal desta pesquisa é desenvolver um sistema que possa ser acoplado em uma superfície $10 \times 10 \text{ cm}^2$, o qual corresponde a uma face do *CubeSat Standard*.

1.3 Organização do trabalho

No capítulo 2 é apresentada a definição de detritos espaciais e os problemas que podem acarretar. No capítulo 3 é apresentado métodos de mitigação que podem ser implementados para a diminuição do número de lixo espacial em órbita. A definição e sistemas necessários para CubeSats é apresentado no capítulo 4. No capítulo 5 é abordado o Projeto de Missão, onde se define qual é a órbita utilizada e a partir da análise do tempo de decaimento do satélite, estima-se uma área mínima para a vela de arrasto do sistema de *deorbiting*. Já no capítulo 6 é definido a geometria a ser utilizada, a forma como o painel será compactado (origami) e quais materiais são escolhidos. Além disso, foi projetado também o sistema de abertura e quais atuadores seriam utilizados.

2 Detritos Espaciais

Detritos espaciais podem estar localizados em três regiões principais: Órbita Baixa (Low Earth Orbit, LEO), abaixo de 2 000 *km* de altitude, a Órbita Média Terrestre (Middle Earth Orbit, MEO), entre 2 000 *km* a 36 000 *km* de altitude e a Órbita Geossíncrona (GEO), na atitude de cerca de 36 000 *km*. Grande parte dos objetos em órbita atualmente estão são classificados como detritos espaciais, como pode ser observado na Fig.1. Pode-se observar também que apenas 6% dos objetos em órbita são *payloads* operacionais.

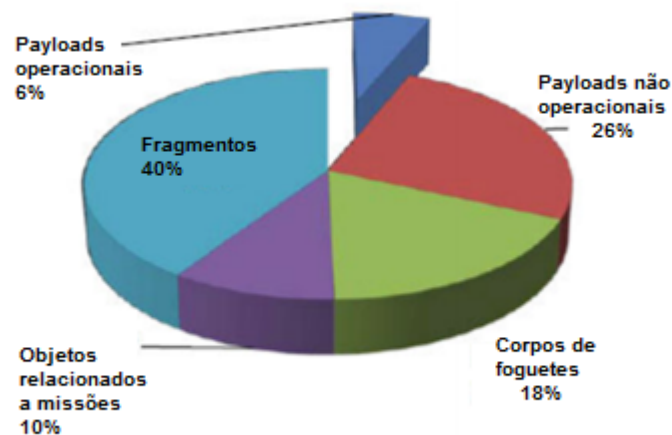


Figura 1 – Objetos em órbita ao redor da Terra, traduzido (UNISEC, 2017)

A existência de detritos espaciais aumenta a probabilidade de colisões nas órbitas, logo, isto pode aumentar a quantidade de detritos espaciais. Estes representam um possível perigo para as missões existentes e futuras, especialmente em LEO, onde se encontra a maior parte do lixo espacial, como se observa no gráfico apresentado na Fig.2, a qual mostra que cerca de 60% dos lixos espaciais se encontram nas LEOs.

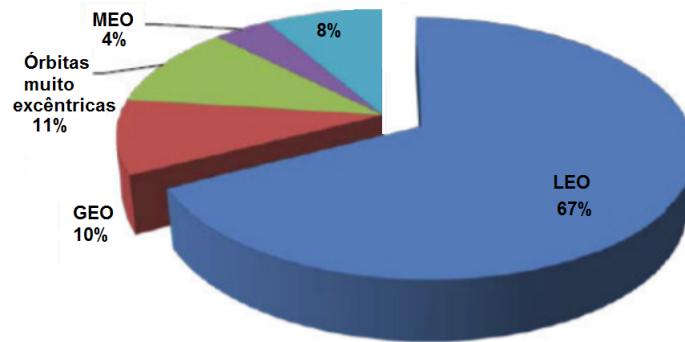


Figura 2 – Detritos espaciais por órbitas, traduzido (UNISEC, 2017)

É possível observar com maior detalhe a quantidade de lixo espacial para o intervalo de altitude equivalente as diferentes órbitas baixas na Fig.3. Observa-se o pico na altitude de aproximadamente 780 *km*, apresentando maior risco para missões nessa altitude. Este pico no número de detritos nesta altitude é decorrente de testes de mísseis antissatélites, o caso da colisão provocada em 2007, quando a China destruiu um de seus próprios satélites, o FY-1C, um satélite climático visando testar um míssil antissatélite (REICHHARDT, 2008, THE GUARDIAN, 2007). Em 2009 ocorreu também uma colisão entre os satélites Iridium 33 e Cosmos-2251. Além disso, altitudes por volta de 860 *km* e logo abaixo de 1000 *km* podem apresentar ainda maior risco, devido ao fato da atmosfera terrestre ser mais fina para altitudes mais elevadas, dessa forma demorando mais para detritos serem retirados de órbita (IEEE, 2017).

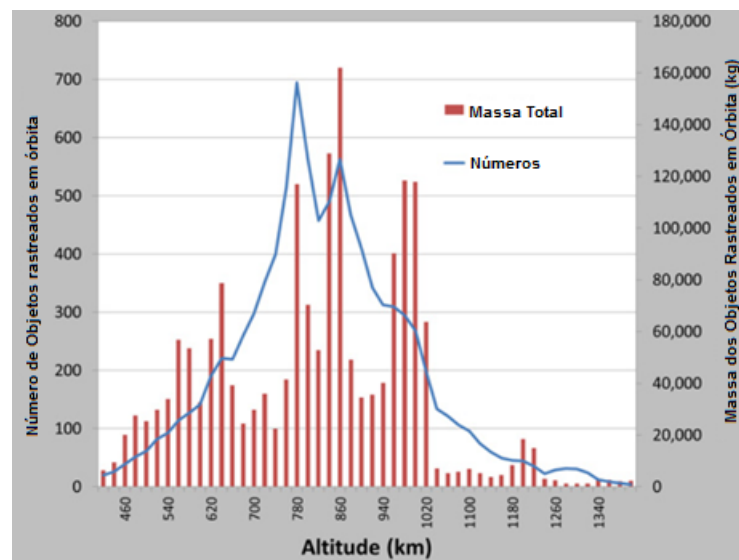


Figura 3 – Picos de detritos espaciais em número e massa, traduzido (IEEE, 2017)

Essa população de objetos espaciais deve ser considerada para o desenvolvimento de futuras missões, de modo a assegurar as operações espaciais, prevenindo a perda da missão ou casualidades durante voos, especialmente os tripulados. Donald J. Kessler propõe o cenário o qual define que a densidade de objetos na LEO é grande o suficiente para aumentar o número de colisões entre objetos, de forma a criar um efeito cascata de geração de detritos espaciais. Chamamos este fenômeno de *Síndrome de Kessler*. (PATEL, 2015) O estudo *NASA LEGEND* prevê um crescimento não linear para a região LEO caso técnicas de mitigação de lixo espacial não sejam implementadas. Além disso, também foi estimado o número de colisões para os próximos 200 anos. Esses dados estão apresentados na Fig.4.

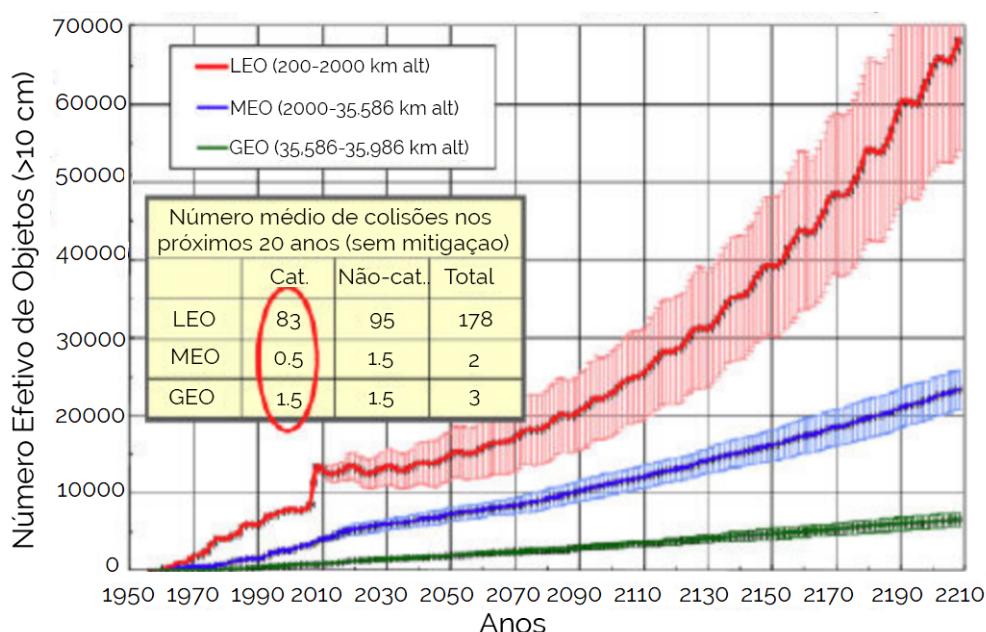


Figura 4 – Projeção do aumento de detritos espaciais em caso de não mitigação, traduzido (UNISEC, 2017)

As distribuições de detritos em órbita poderiam inviabilizar o uso de algumas órbitas por muitas gerações. Dessa forma, é notória a importância do desenvolvimento de técnicas de mitigação de detritos espaciais.

3 Métodos de mitigação

Este capítulo determina quais são alguns métodos de mitigação de detritos espaciais e como eles são classificados. Dentre estes métodos, a técnica de *Drag Sail* adotada neste trabalho é abordada mais detalhadamente.

Para diminuir o número de detritos espaciais foram desenvolvidas diversas técnicas de mitigação, desde métodos de captura a métodos de remoção. Métodos de remoção podem ser implementados depois da aplicação de algum método de captura. No entanto, existem casos de remoção que não demandam a fase de captura, como o aumento do arrasto atmosférico (SHAN; GUO; GILL, 2016).

3.1 Métodos de captura

Uma missão espacial para captura e remoção de detritos espaciais consiste das seguintes fases: Lançamento e fase de órbita, *rendez-vous* afastado e *rendez-vous* aproximado, captura e remoção. Estas etapas podem ser executadas automaticamente ou controladas remotamente por bases terrestres. Os métodos são diversos e podem ser classificados como métodos de contato e métodos sem contato. Na Figura 5 é possível ver como essa classificação é subdividida.

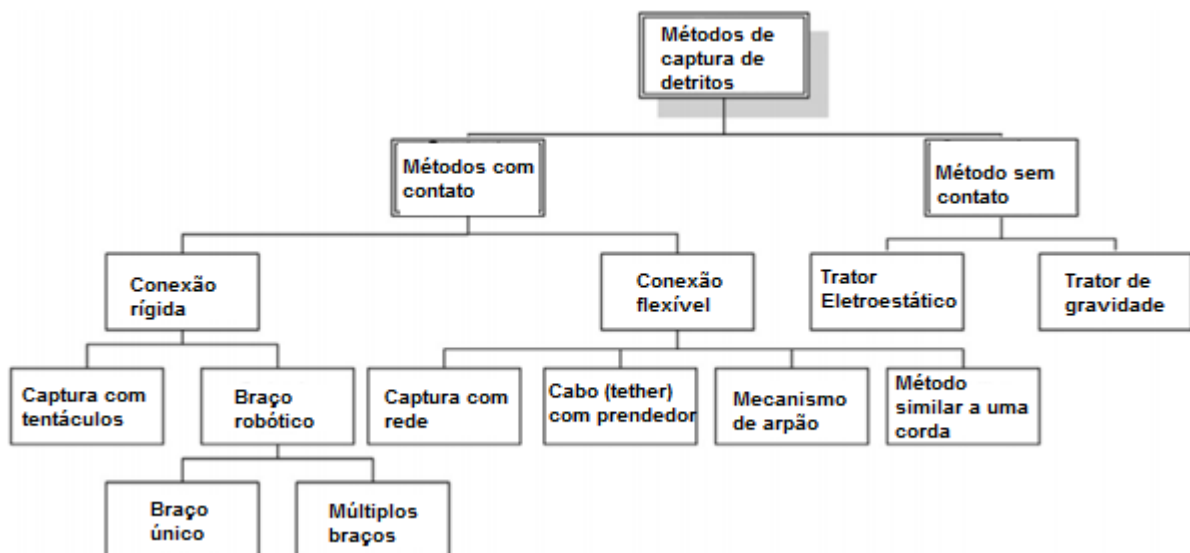


Figura 5 – Métodos de captura de detritos espaciais, traduzido (SHAN; GUO; GILL, 2016)

Entre os métodos de contato, existem os rígidos e os flexíveis. Entre os rígidos podem-se citar o uso de tentáculos (Fig. 6).

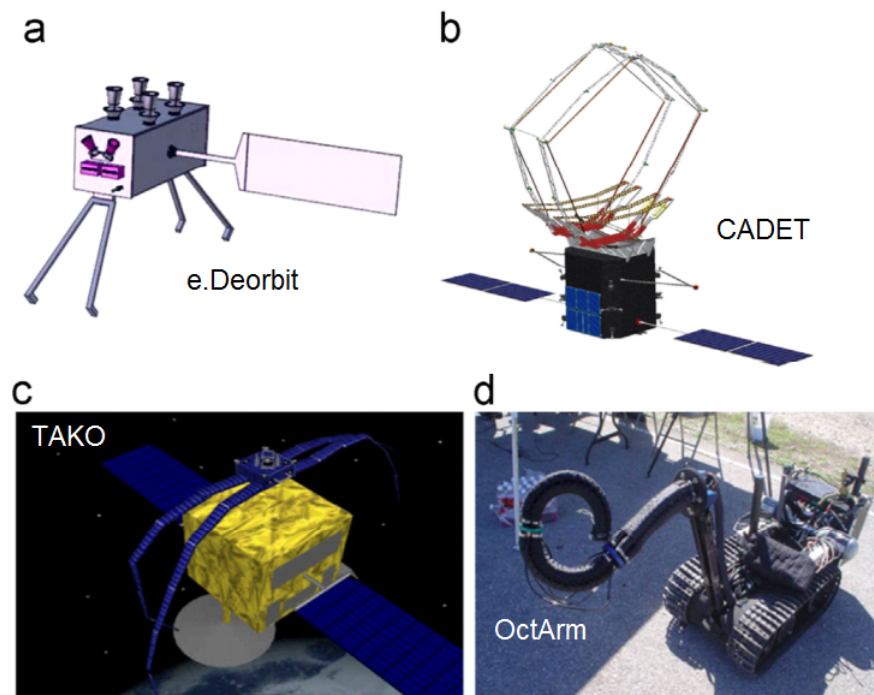


Figura 6 – Método de captura com tentáculos (SHAN; GUO; GILL, 2016).

Outro exemplo de método de captura rígido é a utilização de braços robóticos (Fig. 7). No caso dos flexíveis é possível citar a utilização de rede, de um cabo *tether* com uma pinça no final, o uso de arpão entre outros métodos.

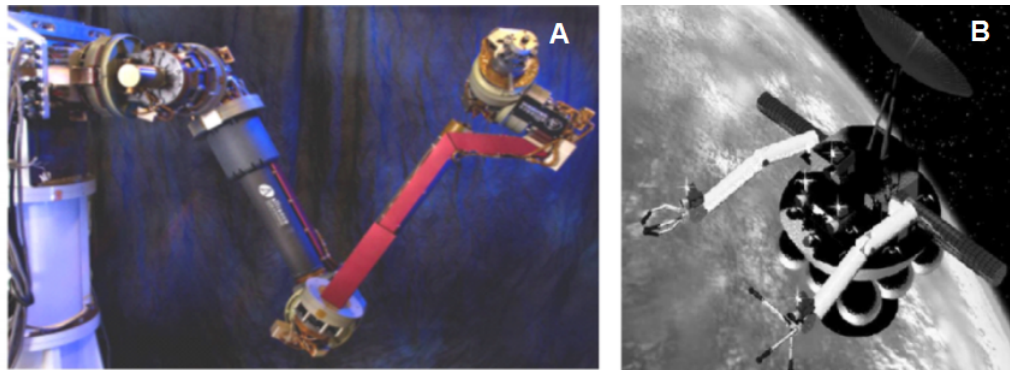


Figura 7 – (A) Braço único - FRIEND (B) Braços múltiplos capturando ATLAS (SHAN; GUO; GILL, 2016).

3.2 Métodos de remoção autônoma

O engenheiro e físico Theodore von Kármán foi o primeiro a calcular a atmosfera para altitudes próximas a 100 *km* acima do nível do mar, mostrando que a mesma é extremamente fina para apoiar voo aeronáutico. Isto é devido ao veículo necessitar voar mais rápido que a velocidade orbital para gerar sustentação suficiente para suportar seu peso. Dessa forma, foi definida a *Linha de Kármán*, a qual está a uma altitude de 100 *km* acima do nível do mar e normalmente representa a fronteira entre a atmosfera terrestre e o espaço (PIMBBLET; STEFFENS, 2010).

As orientações para mitigação de detritos espaciais na órbita baixa (LEO) sugerem a técnica de *deorbiting*. Ao chegar à Linha de Kármán, o satélite pode começar a ser desintegrado devido à elevada velocidade e a presença de partículas extremamente pequenas. Esta desintegração pode extinguir o satélite completamente dependendo de suas dimensões e materiais utilizados (IADC, 2007).

O caso de reentrada não controlada deve ser considerado apenas na ausência de risco para pessoas ou propriedades. Satélites grandes, capazes de sobreviverem ao menos em parte a reentrada atmosférica, podem apresentar grande risco quando impactam áreas habitadas na superfície terrestre. Nestes casos, sistemas propulsivos de alto empuxo devem ser aplicados de modo a garantir que os detritos atinjam regiões não habitadas ou o oceano (VISAGIE; LAPPAS; ERB, 2015).

Já no caso de satélites geostacionários, recomenda-se redirecionar o satélite para uma órbita cemitério, uma vez que a variação da velocidade orbital para posicionar o satélite para uma órbita acima da GEO é menor que a variação de velocidade necessária para fazer o satélite chegar até a linha de Kármán (SACCOCCIA; ET, 1997).

3.2.1 *Tethered* eletrodinâmico

Tethers eletrodinâmicos são longos cabos condutores, os quais quando estendidos podem operar como geradores, convertendo energia cinética em energia elétrica, ou como motores, convertendo energia elétrica para energia cinética (COSMO; LORENZINI, 1997). Essa energia cinética pode ser aplicada para modificar a órbita do satélite, de modo a fazê-lo se aproximar da linha de Kármán.

3.2.2 Drag Sail

O aumento do arrasto Eq.(3.1) através do aumento da área exposta do satélite desencadeia a diminuição do tempo para realizar o *deorbiting* de um satélite. Se essa técnica for realizada sem aumentar consideravelmente a massa do satélite, essa implementação é extremamente benéfica, pois, o aumento do arrasto acelera o processo de decaimento de órbitas.

$$D = \frac{Cd A \rho v^2}{2} \quad (3.1)$$

Já a força de arrasto, como mostrada na Eq.(3.1), aumenta com a velocidade do fluxo de ar v , com a área perpendicular à trajetória A , com o coeficiente de arrasto Cd , o qual depende da geometria do satélite, e com a densidade atmosférica ρ .

Para método de *deorbiting*, optou-se pela utilização da técnica de *Drag Sail*, uma vez que ela já foi testada em inúmeras missões e não é uma técnica de alto custo para a missão.

Um corpo em órbita possui efeitos de forças tais como a força gravitacional e força de arrasto. A força gravitacional Eq.(3.2) é inversamente proporcional ao quadrado da distância do centro de massa do satélite até o centro de massa da Terra.

$$F_{grav} = \frac{\mu_{\oplus} m_{sat}}{r^2} \quad (3.2)$$

μ_{\oplus} - Parâmetro gravitacional da Terra

m_{sat} - Massa do satélite

r - Distância do CG do satélite até o CG da Terra

O aumento do arrasto é um possível método passivo para reentrada de satélite em órbita baixa. Para altitudes abaixo de 1000 *km* existe uma fina atmosfera que irá interferir nas órbitas dos satélites, causando a sua aproximação em direção a Terra. A velocidade orbital também aumenta com a diminuição da altitude da órbita Eq.(3.3), dessa forma também colaborando para o aumento do arrasto atmosférico como evidenciado na Eq.(3.1).

$$v = \sqrt{\mu_{\oplus} \left(\frac{2}{R_{\oplus} + h} - \frac{1}{a} \right)} \quad (3.3)$$

μ_{\oplus} - Parâmetro gravitacional da Terra

R_{\oplus} - Raio da Terra

h - Altitude da órbita

a - Semieixo maior

Satélites nessa região, até 1000 *km* de altitude, irão decair naturalmente independentemente da estratégia de mitigação, mas o tempo de decaimento (Eq.3.4) depende muito da altitude inicial devido à densidade atmosférica ρ , da massa do satélite m e da superfície de arrasto A_e .

$$\frac{dT}{dt} = -3\pi a \rho \frac{A_e}{m} \quad (3.4)$$

Seguindo essa lógica, aumentando a superfície de contato, maior será o arrasto, o qual consequentemente colabora para a diminuição da altitude da órbita. Dessa forma, funciona o sistema de *Drag Sail*. Um painel pode ser aberto no satélite, gerando mais arrasto e realizando a reentrada do corpo na atmosfera.

Para órbitas elípticas, o satélite é mais exposto ao arrasto durante sua passagem no perigeu decorrente a maior presença de partículas. Devido à energia dissipada em forma de calor o satélite não tem mais energia para retornar ao apogeu anterior, mudando o semieixo e excentricidade da órbita ao longo do tempo. Como pode ser observado no gráfico da Fig. 8, quanto menor a energia total E_{total} , menor a energia potencial gravitacional U_G e maior a energia cinética K da órbita. Dessa forma, a cada ciclo de órbita o arrasto atmosférico auxilia no decaimento da órbita do satélite.

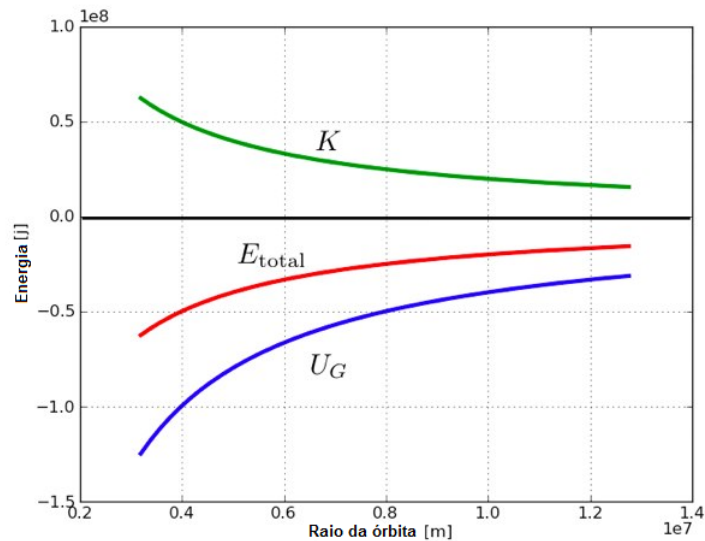


Figura 8 – Relação entre raio de uma órbita e sua energia específica, traduzido (ALLAIN, 2010)

3.2.2.1 Análise da implementação de sistema de *Drag Sail*

Um possível problema resultante da implementação de um sistema de *Drag Sail* é o aumento do risco de colisões decorrentes da maior área exposta. No entanto, a colisão com o painel não necessariamente iria desencadear no aumento do número de detritos espaciais, uma vez que o painel pode apenas ser perfurado, sem gerar um novo detrito espacial. Na tabela 1 é possível observar o que acontece com cada parte do satélite em caso de colisão.

Tabela 1 – Cenários para *Drag Sail* em caso de colisão, traduzido (VISAGIE; LAPPAS; ERB, 2015)

Alvo	Detrito	O que acontece com o alvo?	O que acontece com o detrito?
Vela de Membrana (Kapton Aluminado $7\mu m$)	Micrometeorito	Buracos e mini-rachaduras	Passa através
	Objetos pequenos (fragmentos de 10 cm)	Buracos pequenos	Passa através
	Objeto grande (satélite de 100 kg)	Buraco grande. Perda de função.	Passa através. Danifica satélite operacional.
Boom ($18 - 49\text{g/m}$)	Micrometeorito	Objetos muito pequenos ($<1\text{mm}$). Não irão danificar o boom.	Fragmentação
	Objetos pequenos (fragmentos de 10 cm)	Fragmentação	Fragmentação
	Objeto grande (satélite de 100 kg)	Fragmentação	Fragmentação
Satélite de corpo rígido	Qualquer objeto maior que 5 mm	Fragmentação	Fragmentação

É possível observar que por mais que área exposta do satélite seja incrementada, a chance de aumento de detritos espaciais decorrentes de colisão não é aumentada em um nível que possa prejudicar substancialmente a missão. Isto se deve ao fato de que colisões com a membrana do *Drag Sail* costumam resultar apenas em buracos na membrana, não em novos detritos.

4 CubeSat

Este capítulo apresenta o que são CubeSats e modelos de invólucro que podem ser utilizados para colocá-los de maneira devida dentro de uma *payload fairing* são mostrados. Além disso, apresenta-se também quais são os subsistemas necessários nesse tipo de satélite.

4.1 Definição

CubeSats são nano ou picossatélites utilizados para pesquisas espaciais, geralmente em órbita baixa. Os tamanhos de CubeSat variam entre $0,25U$ a $27U$, onde cada U representa uma unidade definida pelo volume de $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}$ com massa inferior a $1,33 \text{ kg}$. A maioria dos CubeSats são feitos principalmente de componentes *Commercial off-the-shelf* (COTS), os quais possibilitam sua confecção com relativo baixo custo e facilitam o acesso à tecnologia espacial (KULU, 2017, MASON et al., 2013).

O formato CubeSat permite lançar múltiplas cargas pagas as quais podem ser empilhadas em uma estrutura, podendo ser o P-POD (*Poly-Picosatellite Orbital Deployer*), desenvolvido pela *California Polytechnic State University* (CalPoly). Este sistema de desdobramento garante que todos os desenvolvedores de CubeSats possam ter parâmetros físicos comuns. O P-POD (Fig. 9) é de importância crítica como interface entre o veículo lançador e CubeSats. Este utiliza um *design* tubular e pode conformar até $34 \times 10 \times 10 \text{ cm}$ de um hardware desdobrável. (KRAMER, 2002)

O P-POD minimiza possíveis interações com *payloads* primários num veículo lançador devido a sua capacidade de servir de invólucro, além de garantir que os dispositivos sejam lançados no estado *off*. (KRAMER, 2002)

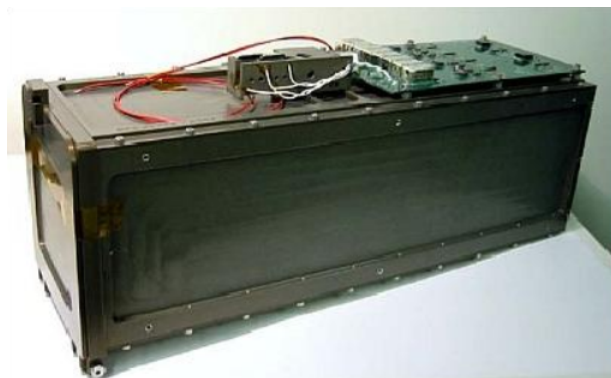


Figura 9 – Estrutura do P-POD do modelo MK I (KRAMER, 2002)

Exemplos de CubeSats e invólucros podem ser encontrados no Apêndice A.

4.2 Sistemas Espaciais

Os sistemas de um CubeSat são divididos em Estrutura, Telecomunicação, rastreamento TT&C (*Telecommunication, Tracking and Control*), OBDAH (*On Board Data Handling system*), Payload, AODCS (*Attitude, Orbital Determination and Control System*) e o sistema de alimentação, conhecido como EPS (*Electric Power System*). (CAPPELLETTI, 2017) O esquemático de quais são os subsistemas presentes em um satélite está representado na Fig.10.

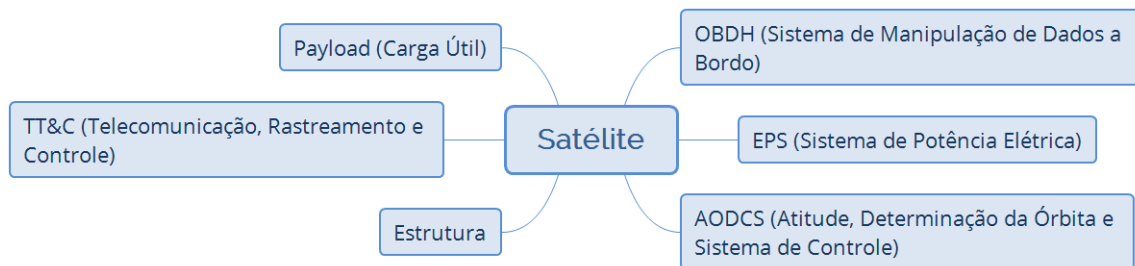


Figura 10 – Sistemas Espaciais de um satélite

4.2.1 Estrutura

Funciona como o esqueleto do satélite. Suporta as cargas exercidas durante todas as etapas da missão, especialmente durante o lançamento. A estrutura deve ser robusta, capaz de suportar as forças estáticas e aumento do peso devido às acelerações sofridas, tipicamente entre 9 a 11 vezes a aceleração gravitacional para veículos não tripulados. A estrutura também deve ser rígida, de modo a suportar os esforços dinâmicos aplicados tipicamente durante o lançamento.

Além disso, deve ser leve, pois, os custos da missão dependem especialmente dos custos de lançamento, os quais são pagos de acordo com a massa do sistema lançado. O preço costuma estar por volta de 20 mil dólares por quilograma para satélites grandes. É importante ressaltar que as dimensões e interfaces devem ser compatíveis com os outros subsistemas, especialmente no caso de CubeSats.

4.2.2 Electric Power System

O *Electric Power System* (EPS) é como se fosse o coração do satélite. Ele é responsável por alimentar todos os outros subsistemas. Além disso, é a parte mais crítica do satélite, se ela falhar toda a missão será perdida. O EPS é composto pelas fontes de energia, controle de carga, armazenamento e distribuição (Fig.11).

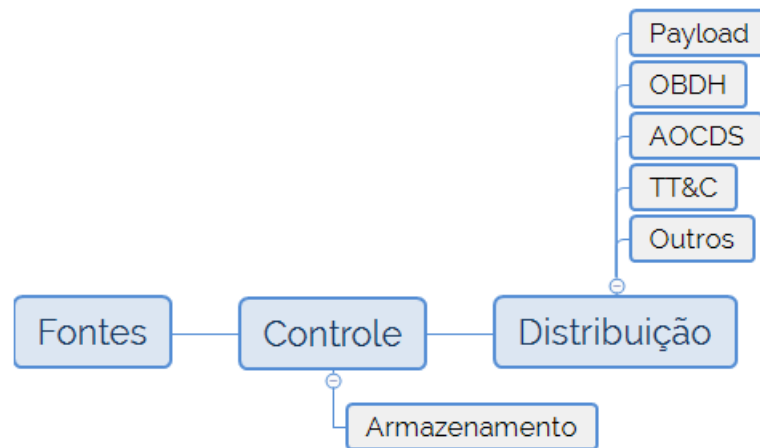


Figura 11 – EPS

Usualmente para missões ao redor da Terra, as fontes de energia do EPS são painéis solares e baterias recarregáveis. Entre os painéis solares, tem os de silicone, tripla junção, etc. Os painéis são conectados em séries e essas séries são conectadas em paralelo, de forma a fornecer a potência necessária pelo BCR (*Battery Charger Regulator*) e baterias. É presente também o regulador de carga, uma vez que o mesmo é de suma importância para controlar a recarga das baterias presentes no satélite. Entre as baterias, podemos citar as Li-íon, Ni-Cd, polímeros de lítio, entre outras. É presente também a rede de distribuição, a qual determina como a potência deve ser distribuída no satélite (CAPPELLETTI, 2017).

4.2.3 Telecommunication, Tracking and Control

O subsistema de *Telecommunication, Tracking and Control* (TTC) representa a habilidade do satélite de se comunicar, viabilizando a conexão entre o segmento espacial e estação em terra. É composto por rádio, antenas e sistemas apontadores.

A telemetria é capaz de medir os status do satélite através de sensores de temperatura, tensão, corrente, etc. Possibilita o rastreamento do satélite através da Estação de Terra. Além disso, envia comandos para o OBDH através do uso de antenas.

Para satélites universitários é importante possuir um sistema de rádio autônomo transmitindo periodicamente, denominado BEACON. O sistema TT&C é baseado em comunicação de radiofrequência que possam utilizar diferentes bandas, como: VHF, UHF, S, X, L, C, Ku, Ka.

Tabela 2 – Frequências por banda de comunicação

Banda	Frequência
HF	3 a 30 MHz
VHF	30 a 300 MHz
UHF	300 a 1000 MHz
L	1 a 2 GHz
S	2 a 4 GHz
C	4 a 8 GHz
X	8 a 12 GHz
Ku	12 a 18 GHz
K	12 a 27 GHz
Ka	27 a 40 GHz

4.2.4 Payload

A payload, ou carga útil, é o objetivo da missão. Todos os subsistemas devem ser desenvolvidos de forma a satisfazer os requisitos da carga útil. Esta pode ser educacional, para observação terrestre, militar, para navegação, telecomunicação, etc.

4.2.5 *Attitude, Orbital Determination and Control System*

O subsistema de *Attitude, Orbital Determination and Control System* (AODCS) é responsável por orientar e posicionar o satélite. Ele pode ser dividido em Atitude (rotação ao redor do CG) e Orbital (translação do CG).

Para a determinação de atitude, sensores podem ser utilizados, tais como: magnetômetros, *star-tracker* (sensor de estrelas), sensor solar, sensor da Terra, sensor horizontal, acelerômetros, giroscópios, etc. Existem também métodos para controle como magnético passivo, magnético ativo, gradiente gravitacional, etc. Além disso, também existem os atuadores os quais podem modificar a atitude do satélite, como magnéticos permanentes, magnetômetros, rodas de reação, propulsores, etc.

Já para a definição de órbita, é necessário a utilização de um sistema *Global Navigation Satellite System* (GNSS), tal como GPS, GLONASS, etc. Para controlar a órbita pode-se utilizar o método de mudança de semieixo maior (*deorbiting* ou manutenção de órbita), manobras para norte/sul, etc. Existem também atuadores para modificar a órbita, como sistemas propulsivos (químicos, elétricos, gases frios, etc), velas e *Tethered System*.

5 Projeto de Missão

Neste capítulo são definidos parâmetros primordiais para o Projeto de Missão, como suas limitações (seção 5.1) a órbita do satélite (seção 5.2) e tempo de missão (seção 5.3).

5.1 Requisitos e limitações da missão

O intuito é construir um DAS que possa acelerar o processo de decaimento de órbitas para vários CubeSats, mas para fazer o design preliminar foi necessário fixar algumas variáveis.

Adotou-se uma aproximação onde o modelo analisado seria um *3U* com *4 kg*, CubeSat e sistema de *deorbiting* juntos. O objetivo seria testar este sistema em uma órbita SSO (*Sun-Synchronous Orbit*) de *400 km*. No entanto, caso o sistema fosse aproveitado para missões futuras em outras órbitas, adotou-se o requisito de que ele deveria respeitar o limite de *25 anos* para órbitas polares de até *700 km* de altitude.

5.2 Órbita

Para o desenvolvimento deste trabalho decidiu-se adotar um caso específico, onde a órbita escolhida foi a órbita síncrona do Sol, ou *Sun-Synchronous Orbit* (SSO) devido a sua ampla utilização. A razão principal para o uso frequente de órbitas SSO é que esta proporciona vários aspectos desejáveis para uma missão. Como fornecer cobertura global para todas as latitudes, com exceção de graus do polo, uma vez que sua inclinação é polar, entre *96,5 a 102,5 graus*. Além disso, como a exposição ao sol é aproximadamente a mesma durante a missão, isto facilita na análise térmica do satélite além de fornecer uma iluminação mais padronizada, o qual é essencial para satélites de observação da Terra.

Uma órbita síncrona do Sol é uma órbita aproximadamente polar ao redor da Terra onde o satélite passa por cima das mesmas latitudes da superfície da Terra no mesmo tempo solar (KUMAR, 2014). Esta característica se deve a linha dos nós na órbita SSO estar em uma posição constante em relação ao Sol, de forma a apresentar iluminação e *groundtrack* relativamente constantes. Casos especiais de órbitas SSO são órbitas meio-dia/meia-noite, onde o tempo solar médio de passagem por latitudes equatoriais é por volta do meio-dia e da meia-noite, e a órbita amanhecer/crepúsculo, onde o tempo solar médio de passagem por latitudes equatoriais é por volta do nascer do sol e do pôr do sol (BOAIN, 2004).

Órbitas SSO ainda podem ser vantajosas por apresentarem um amplo intervalo de possíveis altitudes, de 200 a 1680 km, de forma a acomodar muitas opções de condições e geometrias de mapeamento (BOAIN, 2004).

5.2.1 Perturbações

Modelos matemáticos podem propor órbitas ideais, as quais são seções cônicas, ou órbitas keplerianas. No entanto, existem fatores que podem modificar a trajetória esperada, como o fato das soluções das equações fundamentais da astrodinâmica serem propostas para o caso ideal de dois corpos. Além desse fator, existem diversos outros, os quais são denominados perturbações (BOAIN, 2004).

Uma dessas perturbações é devido ao achatamento da Terra, onde o diâmetro equatorial é maior que o diâmetro da Terra medido conectando seus polos. Essa deformação causa uma interferência nas órbitas, de modo a fazer a linha dos nós realizar uma precessão Eq.(5.1).

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_{\oplus}}{p} \right)^2 n \cos i \quad (5.1)$$

Onde J_2 é coeficiente harmônico zonal (igual a 0,00108263) e R_{\oplus} é o raio da Terra. O elemento p é denominado *semi-latus rectum*, que é o comprimento entre o foco cheio e o ponto da órbita com anomalia verdadeira de 90 graus, essa medida está indicada na Fig. 12 em verde.

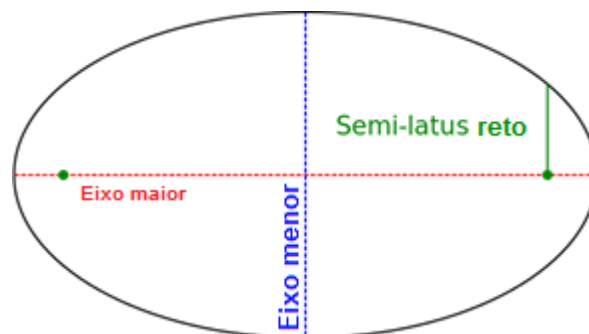


Figura 12 – *Semi-latus rectum* de uma órbita elíptica (SEMI...,)

Pode-se calcular essa distância como indicado na Eq.(5.2). A *mean motion* é utilizada no cálculo e esta está indicada na Eq.(5.3).

$$p = a(1 - e^2) \quad (5.2)$$

$$n = \sqrt{\frac{\mu_{\oplus}}{a^3}} \quad (5.3)$$

Onde:

a – semieixo maior

e – excentricidade

n - *mean motion*

μ_{\oplus} - parâmetro gravitacional terrestre, constante igual a $398,610 \text{ km}^3/\text{s}^2$.

Logo, a taxa de precessão dos nós é função de três parâmetros clássicos orbitais: o semieixo maior, a excentricidade e a inclinação. Além disso, nós com inclinação menor que 90 graus , a órbita precede. Já com inclinações maiores que 90 graus a linha de nós é positiva. Logo, escolhendo o valor para tais parâmetros (a, e, i), pode-se controlar a precessão em diferentes taxas comparado ao equador.

Como a maior parte das missões terrestres utilizam órbitas circulares, podemos simplificar nossos cálculos assumindo excentricidade igual a zero. Com essa consideração, a taxa de precessão depende apenas do raio e inclinação da órbita Eq.(5.4).

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}J_2 \left(\frac{R_{\oplus}}{R_{\oplus} + h} \right)^2 n \cos i \quad (5.4)$$

Conseqüentemente, se fixarmos esses parâmetros, a taxa de precessão da linha dos nós pode ser calculada. De outra forma, podemos fazer o contrário, para uma dada taxa de precessão pode-se obter a altitude e inclinação necessárias. Dessa forma, pode-se garantir que a órbita é SSO desde que sua taxa de precessão seja igual a *Mean Motion* da Terra, uma vez que isso garante que a linha dos nós fique fixa com relação ao Sol.

Assumindo que a órbita da Terra ao redor do Sol é circular com o período de um ano, a taxa de revolução seria constante com 360 graus para $365,25 \text{ dias}$. Portanto, essa taxa seria aproximadamente $0.98 \text{ graus por dia}$, como está indicado na Eq.(5.5).

$$\frac{360 \text{ graus}}{365,25 \text{ dias}} = 0,9856 \text{ graus por dia} \quad (5.5)$$

Como outra aproximação, nós consideramos o plano da eclíptica sendo igual ao plano de rotação da Terra. Logo, nessa consideração estamos desconsiderando a inclinação do eixo da Terra. Para tal aproximação, o Sol estaria no equador durante todo o ano. Além disso, para todos os pontos para norte e sul do meridiano, o tempo solar seria meio dia. Para pontos a oeste, o tempo local seria matutino, e para o leste o tempo seria vespertino. Com essas idealizações, podemos estabelecer um sistema de coordenadas e geometria que nos permitem descrever outros parâmetros orbitais.

Se considerarmos um satélite com o nó ascendente posicionado como mostrado na Fig. 13, podemos denominar o ângulo entre este nó e a direção para o Sol. Nós chamamos esse ângulo *Mean Local Time MTL*, ou tempo local médio, do nó ascendente, porque o modo usual de descrever este ângulo em termos do tempo relativo para o meridiano do meio dia.

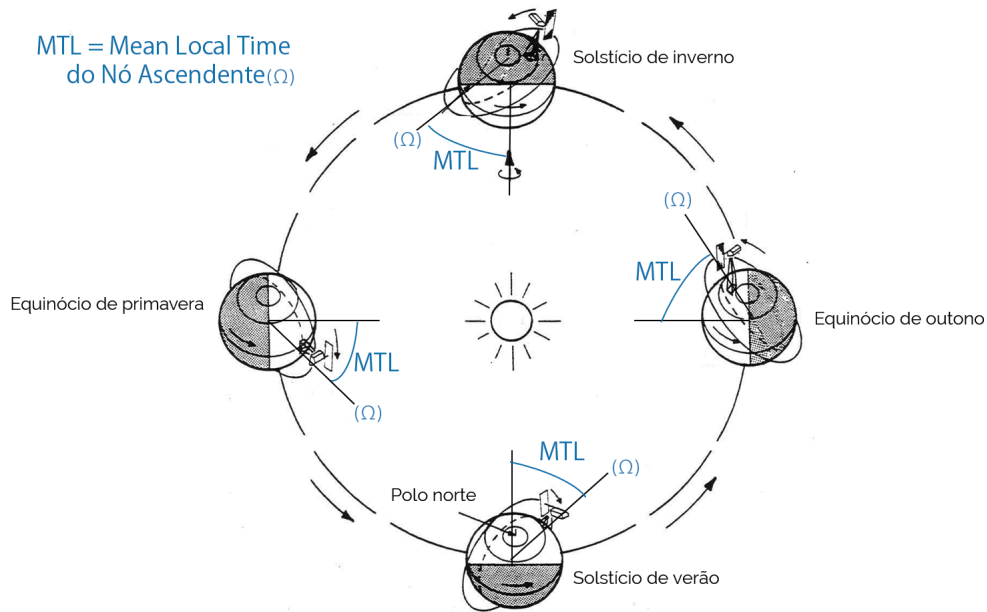


Figura 13 – Esquemático da geometria entre o Sol e a Terra (editado) (SFSU, 2011)

Para uma órbita arbitrária, o *MLT* mudaria continuamente devido ao fenômeno de regressão/precessão descrito anteriormente. Se fossemos capazes de realizar a precessão da linha dos nós para exatamente a taxa orbital terrestre média ao redor do Sol, a geometria mostrada na Fig.13 seria preservada e o ângulo *MLT* com respeito a linha do sol permaneceria constante. Então, a condição para a órbita ser SSO é que a taxa de precessão deve ser igual a *mean motion* da Terra, ou seja, a eq.(5.5) deve ser igualada a eq.(5.4). Isolando o termo correspondente a inclinação e substituindo n pelo seu equivalente indicado na eq.(5.3), obtêm-se a eq.(5.6).

$$i = \arccos \left(-\frac{2 \dot{\Omega} (R_{\oplus} + h)^{\frac{7}{2}}}{3 J_2 R_{\oplus}^2 \mu_{\oplus}^{\frac{1}{2}}} \right) \quad (5.6)$$

Pode-se observar que o único valor não constante é h , logo a inclinação depende apenas da altitude para órbitas SSO. Os resultados obtidos com a eq.(5.6) estão indicados no gráfico da Fig.14.

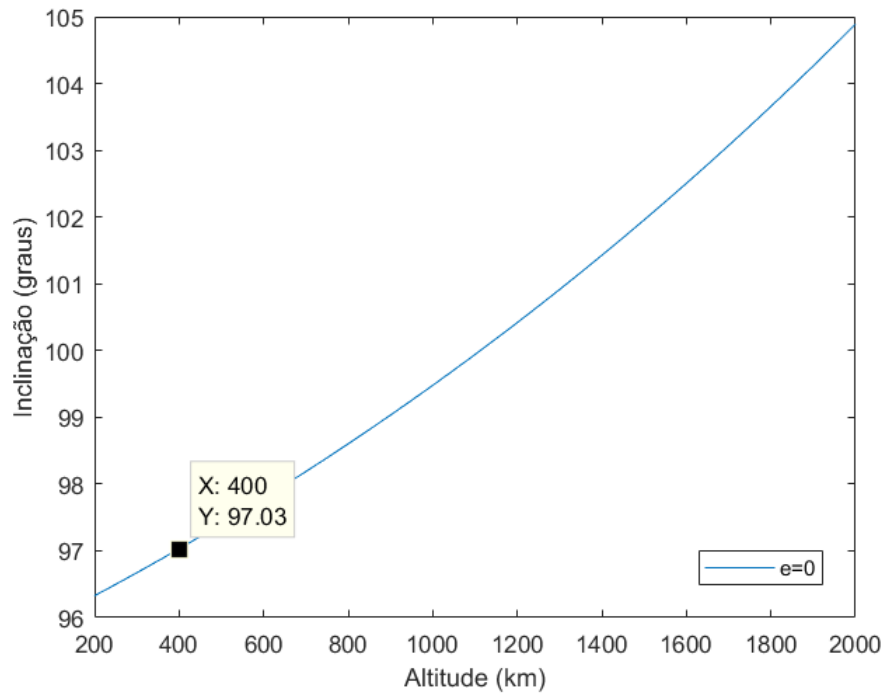


Figura 14 – Relação entre altitude e inclinação para SSOs

O valor destacado na Fig.14 mostra que a inclinação para uma órbita SSO a 400 km de altitude é de $97,03^\circ$.

As órbitas LEO são até 2000 km de altitude. No entanto, devido à presença do cinturão de Van Allen, altitudes acima de 1000 km dificilmente são utilizadas. O cinturão de radiação de Van Allen é uma camada altamente energética que contém partículas carregadas presas em torno do campo magnético terrestre. A Terra tem pelo menos dois cinturões (Fig.15). Os níveis de radiação variam dependendo de como os cinturões se estendem em altitudes cerca de 1000 a 60000 km acima da superfície terrestre. (YA'ACOB et al., 2016)

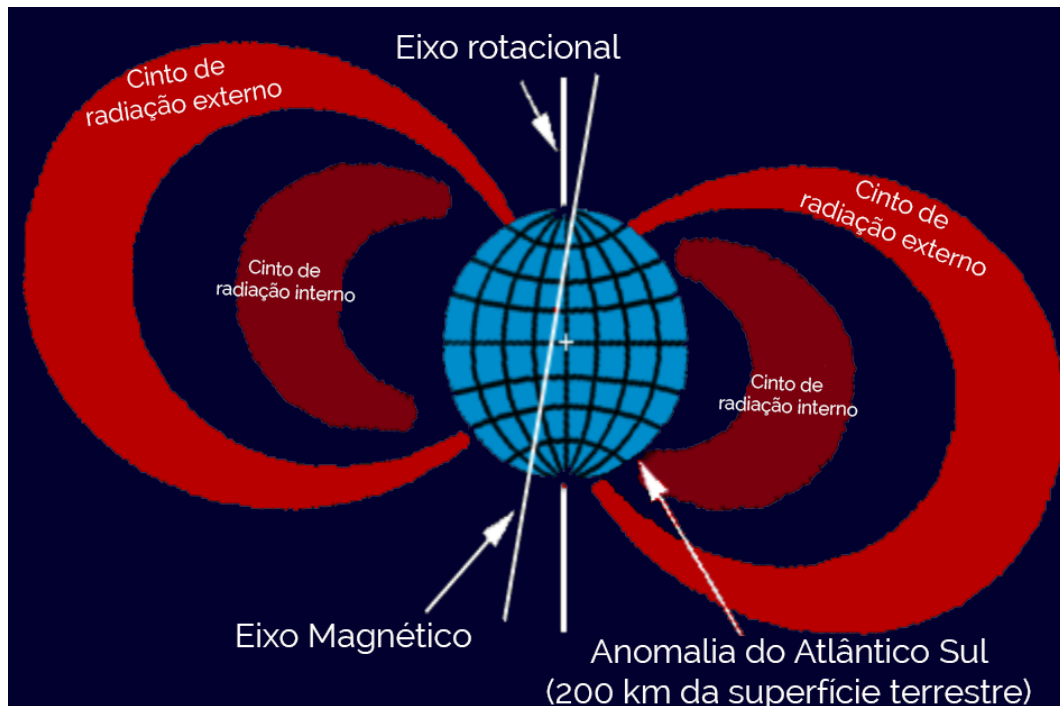


Figura 15 – Cinturão de Van Allen, traduzido(YA'ACOB et al., 2016)

As partículas presas no ambiente próximo à terra são compostas de prótons, elétrons e íons pesados. Estes elétrons e prótons causam radiações destrutivas para satélites, equipamento, trajes espaciais, bem como astronautas. As partículas carregadas nesses cintos são não só do GCR (*Galactic Cosmic Radiation*), mas também de vento solar e essas partículas carregadas são elétrons e prótons. Estes cintos podem causar problemas como perdas totais por ionização.(YA'ACOB et al., 2016)

5.3 Tempo de decaimento do satélite

5.3.1 Equações utilizadas em código no Matlab

Um satélite artificial que está em órbita baixa ao redor da Terra interage com a atmosfera superior. Mesmo que para altitudes elevadas a densidade atmosférica seja baixa, quando integrada por um período extenso, essa interação pode modificar a órbita do satélite, causando o seu decaimento. Este efeito também pode ser observado em pouco tempo para órbitas muito baixas.

A projeção do tempo de decaimento da órbita do satélite pode ser feita por um processo iterativo que leva em consideração a diminuição da energia da órbita devido ao arrasto sofrido.

Para calcular o efeito do arrasto atmosférico na órbita do satélite com DAS (*Drag Augmentation System*) utilizou-se um código no Matlab (anexo A) onde as seguintes entradas são necessárias (Tab.3).

Tabela 3 – Variáveis de entrada

a	semieixo maior
m_0	massa total do satélite
A_e	área da seção normal à trajetória
e	excentricidade
Cd	coeficiente de arrasto
F107	fluxo de radiação solar
Ap	índice geomagnético

A partir das entradas, é possível determinar a órbita inicial e uma aproximação dos parâmetros atmosféricos, tais como pressão e densidade.

Caso as entradas não sejam fornecidas, o programa já contém valores propostos para cada uma das variáveis, de forma a ser possível obter uma demonstração de um decaimento de satélite por efeito de arrasto.

É então plotado um gráfico que mostra a altitude do satélite, com relação ao tempo necessário para alcançar 180 km de altitude, ponto no qual este se torna suscetível a re-entrar a atmosfera com uma fração de dia (KENNEWELL, 1999).

Para isso são utilizadas algumas equações para a projeção da órbita percorrida. Como o raio da orbital indicado na eq.(5.7).

$$r = \left(\frac{T}{2\pi} \right)^2 \mu_{\oplus}^{\frac{1}{3}} - R_{\oplus} \quad (5.7)$$

Onde R_{\oplus} corresponde ao raio da Terra, T é o período orbital e μ_{\oplus} ao parâmetro gravitacional terrestre. Para o cálculo do raio do perigeu r_p é utilizada a eq. (5.8).

$$r_p = a(1 - e) \quad (5.8)$$

Já a altitude efetiva é o raio da órbita menos o raio da Terra R_{\oplus} . Na eq.(5.9), utiliza-se uma aproximação na qual o raio seria o valor do raio do perigeu r_p mais uma parcela devido à excentricidade e da órbita.

$$h = r_p - R_{\oplus} + 900e^{0.6} \quad (5.9)$$

Para o cálculo da força de arrasto é necessário o valor da densidade atmosférica ρ . Para isso, utilizou-se um modelo básico de atmosfera. Neste modelo, a densidade ρ é uma exponencial simples (Eq.5.10) que depende da massa molar atmosférica m (Eq.5.11) e da variável H (Eq.5.12).

$$\rho = 6^{-10} e^{\frac{-(h-175)}{H(h)}} \quad (5.10)$$

A massa molecular muda de acordo com a altitude, como indicado na Eq.(5.11)

$$m = 27 - 0.012(h - 200) \quad (5.11)$$

Também utiliza-se um termo de compensação na variável H para a variação da massa molecular m , $F10.7$ e do índice geomagnético Ap , como demonstrado na Eq.(5.12).

$$H = \frac{900 + 2.5(F107 - 70) + 1.5Ap}{m(h)} \quad (5.12)$$

Na rotina no Matlab, foi determinado o valor correspondente ao período para uma órbita a 180 km de altura, como indicado na eq.(5.13).

$$T_{mín} = 2\pi \sqrt{\frac{(R_{\oplus} + 180)^3}{\mu_{\oplus}}} \quad (5.13)$$

A órbita teve seu período subtraído pela parcela da eq.(5.14) até o período da órbita se aproximar do valor da órbita equivalente a $T_{mín}$.

$$\frac{dT}{dt} = \frac{-3\pi(h + R_{\oplus})\rho(h)A_e 1000}{m_0} \quad (5.14)$$

Logo, observa-se que os parâmetros a serem considerados são o semieixo maior da órbita a , densidade atmosférica ρ e razão entre área exposta A_e e massa do satélite m .

Observe que para A_e ser considerada constante o satélite deve contar com controle de atitude. De outra forma, seria inviável saber qual a área perpendicular à trajetória do satélite. Outra solução seria estimar a área perpendicular média durante o decaimento.

Considerando a relação entre o período orbital e o semieixo maior Eq.(5.15), a mudança no período orbital desencadeia uma alteração do semieixo maior da órbita, ou seja, sua altitude também é modificada.

$$a = \sqrt[3]{\mu_{\oplus} \frac{T^2}{4\pi^2}} = (R_{\oplus} + h)(1 + e) \quad (5.15)$$

Para o novo valor de semieixo maior, e conseqüentemente novo valor para altitude, deve-se obter o valor de densidade correspondente. A partir disso a variação de período pode ser calculada novamente, a qual corresponde a uma nova altitude.

5.3.2 Comparação de resultados com valores de referência

O código utilizado é uma aproximação que não contabiliza o efeito da inclinação da órbita, e de acordo com a Fig.16 o tempo de decaimento do satélite pode variar bastante de acordo com a inclinação.

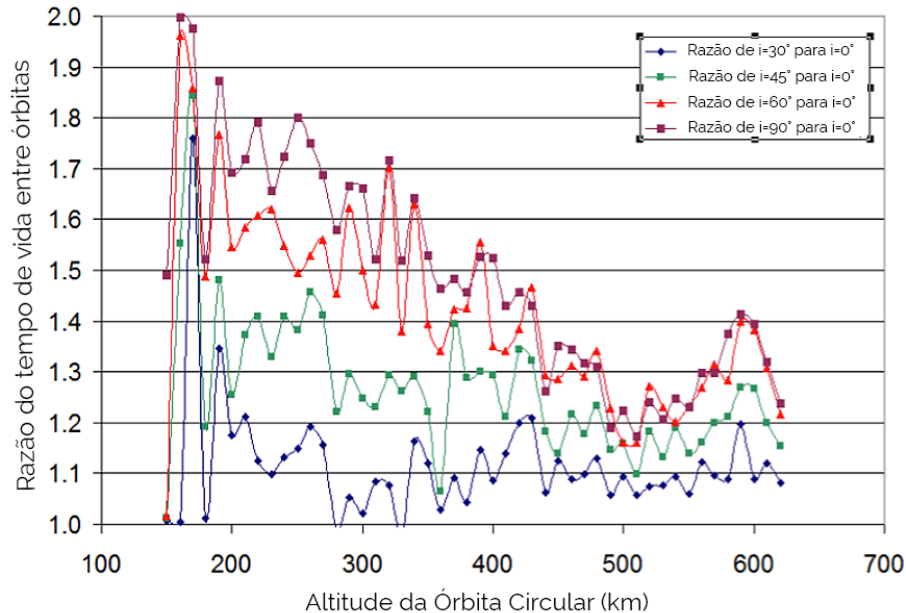


Figura 16 – Razão entre o tempo de vida entre órbitas equatoriais e inclinadas (VRIES, 2010)

É possível observar que para altitudes mais elevadas, a variação de inclinação não interfere muito no tempo de vida da missão. No entanto, para altitudes mais baixas, o erro na estimativa pode ser muito grande.

Na pesquisa desenvolvida por [VRIES](#) foram estipulados valores máximos e mínimos para o tempo de *deorbiting* em diferentes órbitas, onde os valores foram obtidos de acordo com a variação de fluxo solar.

Para validar o código desenvolvido, comparou-se o tempo de *deorbiting* de um satélite 3U sem um DAS com os tempos estimados para órbitas com diferentes altitudes em ([VRIES, 2010](#)). A área utilizada como exemplo foi a maior lateral de um CubeSat 3U, $0,03\text{ m}^2$, onde esse valor é multiplicado por um Cd igual a 2, resultando em uma área equivalente de $0,06\text{ m}^2$. A massa estimada foi de 4 kg , aproximadamente $1,33\text{ kg}$ por unidade. A projeção do tempo de decaimento feita no Matlab está indicada na Fig.17.

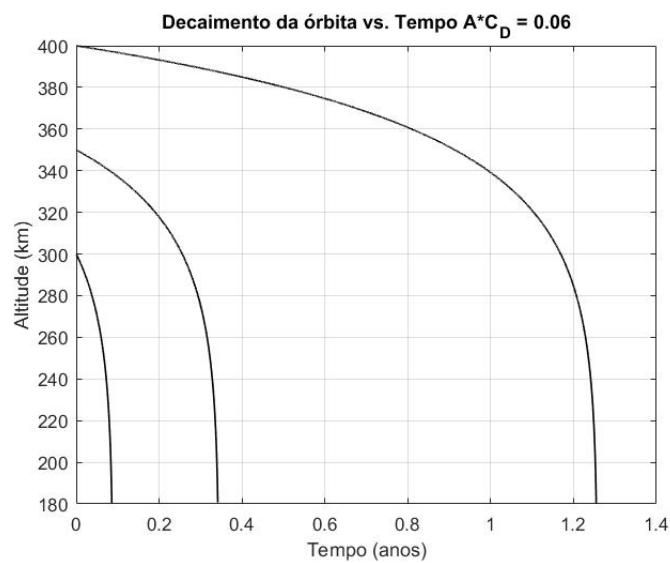


Figura 17 – Projeção do tempo de decaimento de um CubeSat 3U para órbitas distintas.

Os dados obtidos no artigo de ([VRIES, 2010](#)) e da simulação da Fig.17 estão na Tab.(4).

Tabela 4 – Previsão de tempo de *deorbiting* de um CubeSat 3U para diferentes órbitas

h(km)	Tempo (anos)						Matlab
	i=0°		i=45°		i=90°		
	mín.	máx.	mín.	máx.	mín.	máx.	
500	1,79	10,94	2,18	13,35	2,47	15,1	13,85
450	0,76	3,67	0,96	4,62	1,09	5,25	4,306
400	0,31	1,11	0,4	1,43	0,46	1,65	1,225
350	0,12	0,31	0,16	0,41	0,19	0,48	0,3415
300	0,04	0,08	0,05	0,11	0,06	0,13	0,0855

Observe que os valores representados na tabela são os mínimos e máximo para inclinações distintas, onde os valores foram obtidos em extremos de atividade solar para ciclos de 11 *anos*. Os valores de tempo de decaimento assumidos como mínimo e máximo são de $F10.7$ igual a 200 e 70 *Solar Flux Units* ($SFU, 10^{-22}W/m^2/Hz = 10000Jy$) respectivamente (VRIES, 2010). Para a simulação do Matlab foi utilizado o valor de $F10.7$ igual a 70 SFU para atitudes de até 500 km .

Pode-se observar que os resultados variam muito de acordo com a inclinação, especialmente para órbitas mais baixas. Este comportamento já era esperado de acordo com o gráfico da Fig.16.

Decidiu-se então estipular qual seria a razão entre o tempo previsto pela referência quando comparado ao valor obtido com o código do Matlab. Esta razão está representada na Tab.5. Para tal avaliação, apenas os valores máximos foram avaliados, onde $F10.7 = 70 SFU$, uma vez que isso estaria avaliando o pior cenário possível, dando uma maior margem de segurança.

Tabela 5 – Comparação entre tempo máximo previsto para *deorbiting* entre (VRIES, 2010) e código do Matlab para um CubeSat 3U

h (km)	Tempo máximo (anos)				Fator de correção		
	i=0°	i=45°	i=90°	Matlab	i=0°	i=45°	i=90°
500	10,94	13,35	15,10	13,85	0,79	0,96	1,09
450	3,67	4,62	5,25	4,31	0,85	1,07	1,22
400	1,11	1,43	1,65	1,23	0,91	1,17	1,35
350	0,31	0,41	0,48	0,34	0,91	1,20	1,41
300	0,08	0,11	0,13	0,09	0,94	1,29	1,52

Pode-se observar que os valores do Matlab estão dando estimativa de erro para órbitas equatoriais, no entanto, para órbitas com inclinações diferentes de zero é importante utilizar um fator de correção, especialmente para órbitas mais baixas.

Comparando o código desenvolvido com valores de referência é possível averiguar a confiabilidade da aproximação. Além disso, obtendo uma ferramenta confiável é possível simular ambientes onde as variáveis possam variar de forma ampla, especialmente a área quando se utiliza um DAS no satélite em questão. No entanto, nossa aproximação inicial é apropriada apenas para o intervalo de até 500 km de altitude (KENNEWELL, 1999)

Para aumentar este intervalo para altitudes acima de 500 km até 700 km , adotaram-se novos valores médios para $F10.7$ e Ap de 160 SFU e 10 respectivamente. Estes se mostram serem uma boa aproximação para escalas de tempo maiores que poucos anos.

Para averiguar a confiabilidade desta aproximação decidiu-se realizar uma comparação de valores estimados de tempo de *deorbiting* também para este intervalo. O gráfico indicando o decaimento de órbita está representado na Fig.18. Neste exemplo, utilizou-se $A C_d/m = 200 \text{ cm}^2/\text{kg}$, onde se estimou um CubeSat 2U de 2 kg e área perpendicular a trajetória de $0,02 \text{ m}^2$ e C_d igual a 2.

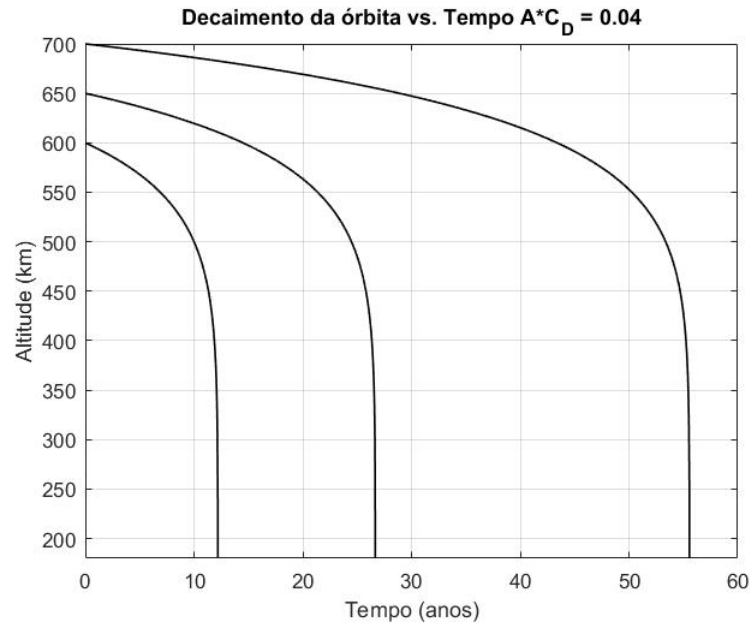


Figura 18 – Decaimento de órbita de um CubeSat 2U, onde $A * C_d = 0,02 \text{ m}^2 * 2 = 0,04 \text{ m}^2$

Os dados obtidos a partir do gráfico foram comparados com valores de referência na Tab.(6).

Tabela 6 – Valores de referência (VRIES, 2010) e estimativa com código

Altitude (km)	Tempo (anos)	
	Média	Matlab
700	46,90	55,57
650	23,40	26,67
600	8,96	12,19

Observe que para altitudes maiores que 650 km o tempo de decaimento da órbita para um CubeSat sem DAS pode ser maior que 25 anos, o qual é o valor limite recomendado pela *IADC Space Mitigation Guidelines* (CAPPELLETTI; LAURO, 2012). Logo, torna-se evidente a importância da utilização de um DAS ou outra solução equivalente para fazer com que o satélite deixe sua órbita dentro do tempo esperado.

5.3.3 Análise de decaimento do CubeSat escolhido

Para definir qual é a área mínima para respeitar os requisitos de missão, o cenário proposto na seção 5.1 foi simulado, onde a altitude inicial é de 700 km e o satélite é um 3U com massa de 4 kg. (Fig.19).

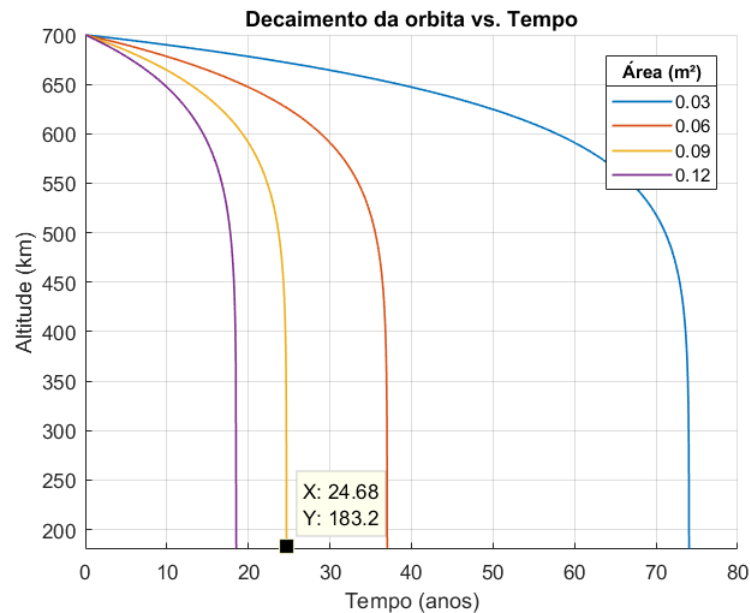


Figura 19 – Decaimento de órbita de um CubeSat 3U

É possível observar que a área necessária para realizar o decaimento da órbita em menos de 25 anos seria de 0,09 m² para $F_{10.7}$ igual a 160 SFU e A_p igual a 10. No caso do CubeSat não possuir um DAS, a área máxima (A_m) que este poderia apresentar seria quando duas das maiores faces do CubeSat estivessem em um ângulo de 45° com a direção do movimento do satélite. Este valor seria o indicado na Eq.(5.16).

$$A_m = 2A \cos 45^\circ = \sqrt{2} 0,03 \text{ m}^2 = 0,04242 \text{ m}^2 \quad (5.16)$$

O decaimento para esta área estaria entre a curva de 0,03 m² e 0,06 m². Logo, isso mostra que mesmo no melhor dos casos, o CubeSat sem o DAS não iria decair sua órbita dentro do período recomendado se sua altitude inicial for de 700 km.

Para apresentar maior grau de segurança, decidiu-se realizar a simulação também para o valor mínimo de $F10.7$, onde o valor é de $130 SFU$, Fig.20 (VRIES, 2010).

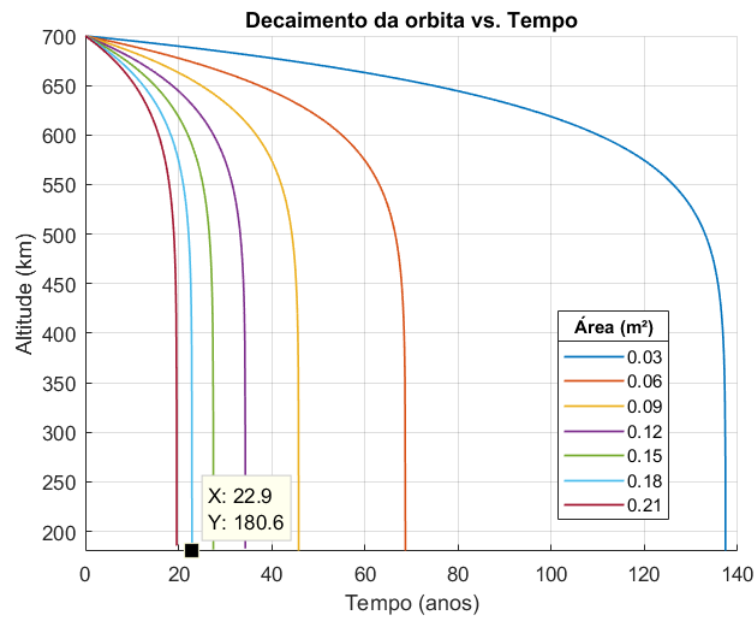


Figura 20 – Decaimento de órbita de um CubeSat 3U

Como pode ser observado no gráfico da Fig.20, para o valor mínimo de $F10.7$, é necessário utilizar uma área maior para respeitar o requisito de decair a órbita até a Linha de Kármán em até $25 anos$. Neste cenário, a área mínima requerida é de $0,18 m^2$.

A figura (21) mostra como a densidade atmosférica ρ (Eq.5.10) pode variar para diferentes valores de $F10.7$.

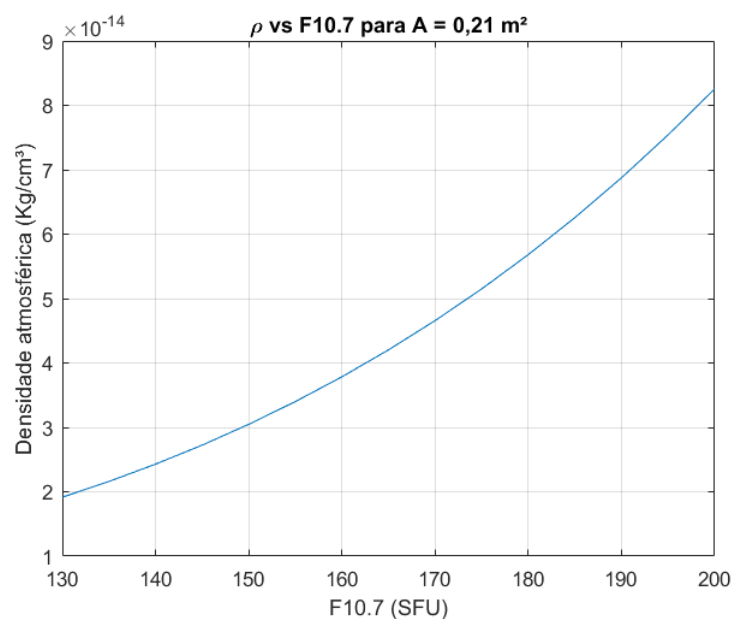


Figura 21 – Variação da densidade atmosférica com a mudança do valor de $F10.7$

A figura (22) por sua vez, mostra como a variação de $F_{10.7}$ acarreta mudanças no tempo de decaimento do satélite.

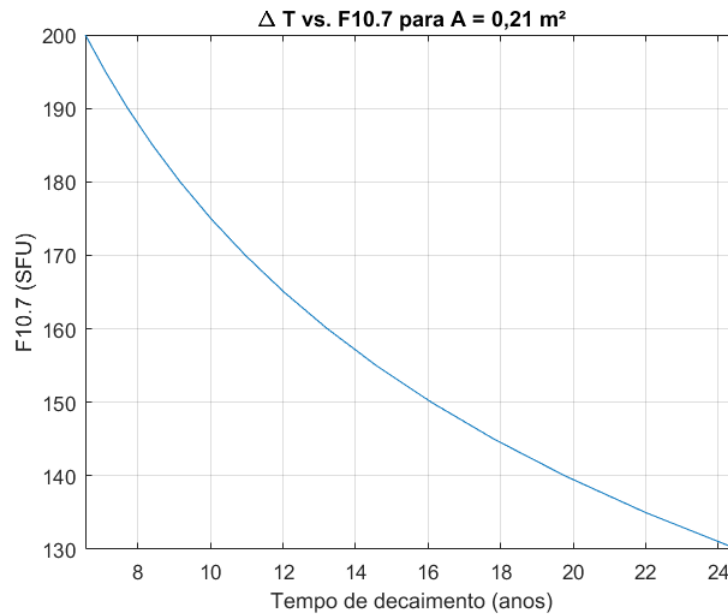


Figura 22 – Mudança do tempo de decaimento de acordo com a variação de $F_{10.7}$

A Tab. (7) destaca os valores obtidos com o gráfico da Fig.22 para os valores máximo, médio e mínimo de $F_{10.7}$.

Tabela 7 – *Deorbiting* a partir de 700 km para diferentes fluxos de radiação solar

F10.7 (SFU)	ΔT(anos)
mín. = 130	22,90
méd. = 160	12,34
máx. = 200	6,11

Utilizando esta área mínima de aproximadamente $0,18 m^2$, podemos escolher a geometria inicial do DAS.

6 Desenho Preliminar

Neste capítulo o *Preliminary Design* do sistema de *deorbiting* é desenvolvido. Na seção 6.1 é abordada a escolha da geometria da vela e o tempo de decaimento é recalculado para a área obtida. Na seção 6.2 apresentaram-se padrões para a dobra da vela. A seção 6.3 apresenta o sistema de abertura e depois são analisados os materiais que podem ser utilizados na vela na seção 6.4. Finalmente uma análise é feita de qual EPS (seção 6.5) e AODCS (seção 6.6) podem ser acoplados ao sistema.

6.1 Escolha da geometria

Para a abertura do painel pensou-se em 4 configurações possíveis, as quais estão representadas na Fig.23. O formato básico seria a configuração A, aqui denominada *Cross Sail* (Fig.23a). A configuração B é a *Quad Sail* (Fig.23b), a qual corresponde a *Cross Sail* para o corpo central, mas tem mais 4 elementos triangulares que permitem atingir uma área maior com um braço menor, definido *beam* na Fig.23a. A Fig.23c mostra uma combinação entre uma forma retangular e triangular que provavelmente permitiria simplificar o problema de dobragem e armazenamento que a configuração B requer (chamada *Randa*, nome da vela principal de barcos e tem uma forma parecida). Na Fig.23d mostra como a configuração *Randa* seria utilizada de modo a ter 4 dessas velas presentes no *CubeSat*.

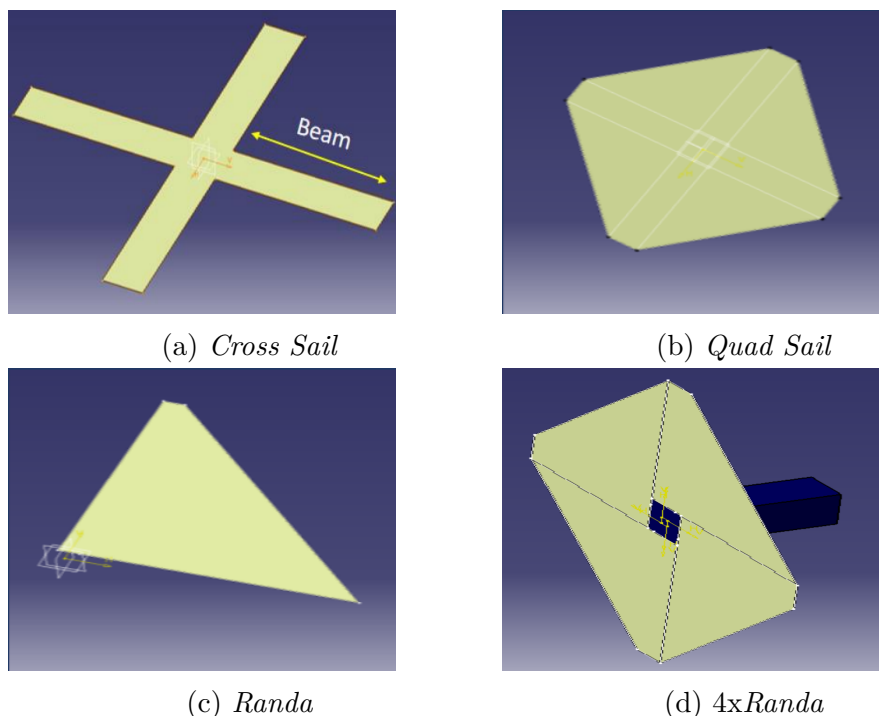


Figura 23 – Configurações possíveis para a vela de arrasto.

Foram calculados os tempos requeridos para realizar o decaimento da órbita de altitude inicial de 700 km para as diferentes configurações apresentadas na Fig.23 para diferentes tamanhos de *beam*. Os dados obtidos estão apresentados na Tab.(8), onde foi utilizado o valor mínimo de $F10.7$, 130 SFU.

Tabela 8 – Tempo de decaimento em **anos** (ΔT) para diferentes configurações

Beam(cm)	Cross		Quad		Randa		4xRanda	
	A(m ²)	ΔT	A(m ²)	ΔT	A (m ²)	ΔT	A (m ²)	ΔT
20	0,09	45,80	0,17	24,25	0,04	103,00	0,15	27,48
30	0,13	31,71	0,31	13,30	0,07	58,88	0,29	14,21
40	0,17	24,25	0,49	8,41	0,12	34,35	0,46	8,96
50	0,21	19,63	0,71	5,81	0,17	24,25	0,68	6,06

Se precisamos de uma área mínima de cerca de $A = 0,18 \text{ m}^2$ para de-orbitar, um *beam* de 30 cm já seria mais que o suficiente porque permite alcançar 0,31 m² no caso da vela Quad ou 0,29 m² no caso da 4xRanda (Tab.8).

A configuração *Cross* requer um *beam* maior para atingir uma área de 0,18 m² quando comparada a configuração *Quad* e 4xRanda. A configuração que propicia maior área é a *Quad*, no entanto, a opção 4xRanda se torna viável tanto por apresentar uma área aproximada ao modelo *Quad* para o mesmo tamanho de *beam* e por sua facilitação do desdobramento da vela de arrasto.

6.1.1 Cálculo do tempo de decaimento com STK e Matlab

Para a avaliação do tempo de decaimento para a configuração 4xRanda decidiu-se utilizar além do código do Matlab proposto, também a ferramenta *Lifetime* do STK. Neste tipo de simulação é possível definir qual modelo de densidade atmosférica é utilizado, além do valor de $F10.7$ e A_p serem atualizados de acordo com um arquivo de previsão disponível para o STK, onde este costuma ser atualizado para cada nova versão do *software*(AGI, 2018).

As entradas necessárias para a simulação no STK são:

- os parâmetros orbitais geométricos: semieixo maior a , excentricidade $e = 0$, inclinação $i = 97^\circ$, argumento do perigeu ω (desconsiderado, uma vez que a órbita é circular), longitude do nó ascendente Ω , aqui considerado igual a 0;
- o *epoch time*, o qual corresponde ao parâmetro orbital temporal (adotado como o dia em que foi simulado);
- o coeficiente de arrasto Cd adotado foi igual 2, uma vez que este valor estimado costuma estar entre 2 e 2.2¹;

¹ Seria interessante futuramente fazer um estudo de sensibilidade quanto a esta variável.

- a área transversal média do satélite perpendicular à sua direção de viagem;
- área média exposta ao sol (adotada igual a área transversal média);
- massa do satélite, igual a 4 kg;
- Cr , o qual é o coeficiente de pressão por radiação solar, neste caso adotado igual a 1, o que corresponde a uma superfície que absorve a radiação completamente. (AGI, 2018)

No gráfico da Fig.24 está representado a previsão do tempo de decaimento para diferentes áreas utilizando a configuração 4xRanda. Observe que três modelos foram utilizados, um com o código do Matlab com $F10.7 = 130SFU$ e outro com $F10.7 = 140SFU$ e um com a ferramenta *Lifetime* do software STK, onde o modelo de densidade atmosférico é o *Standard 1967*.

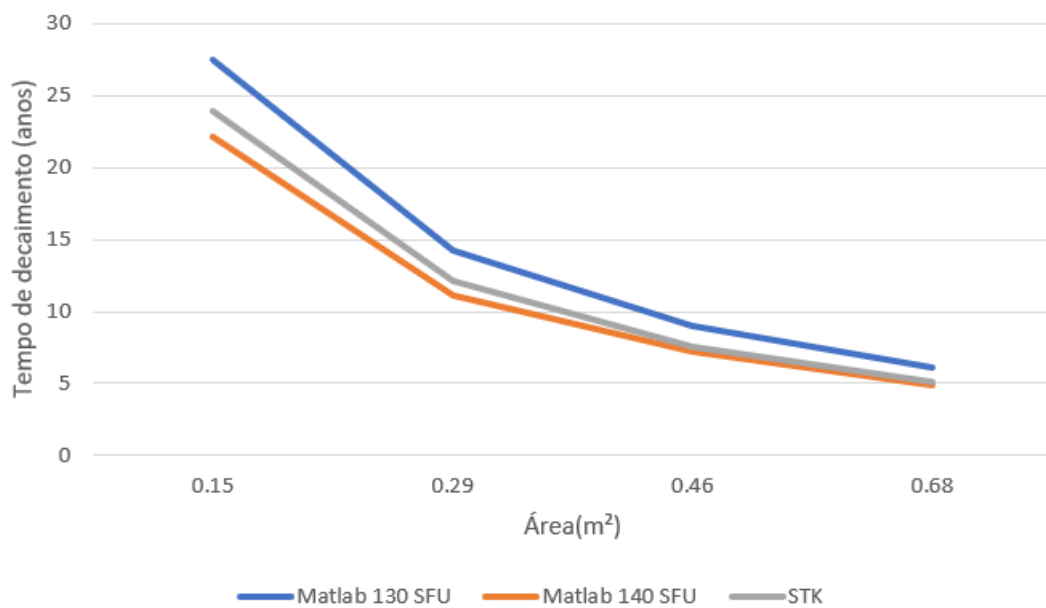


Figura 24 – Tempo de decaimento com cálculo no STK e Matlab

Pode-se observar que os valores previstos são bem próximos. Os dados utilizados para a projeção do gráfico estão indicados na Tab.(9).

Tabela 9 – Tempo de decaimento para uma órbita a 700 km

$A(m^2)$	Matlab $F10.7 = 130 SFU$ $\Delta T(anos)$	Matlab $F10.7 = 140 SFU$ $\Delta T(anos)$	STK 1976 Standard $\Delta T(anos)$
0,15	27,48	22,14	23,90
0,29	14,21	11,14	12,10
0,46	8,96	7,22	7,50
0,68	6,06	4,89	5,10

Foi estimado o tempo de decaimento também para a órbita de 400 km, uma vez que esta é a órbita da nossa missão. O valor de $F10.7$ foi ajustado para 90 SFU, o qual corresponde a uma aproximação do valor utilizado pela simulação no STK, de acordo com o arquivo *SolFlx_CSSI.dat*. Os valores encontrados estão representados no gráfico da Fig.25 e Tab.(10).

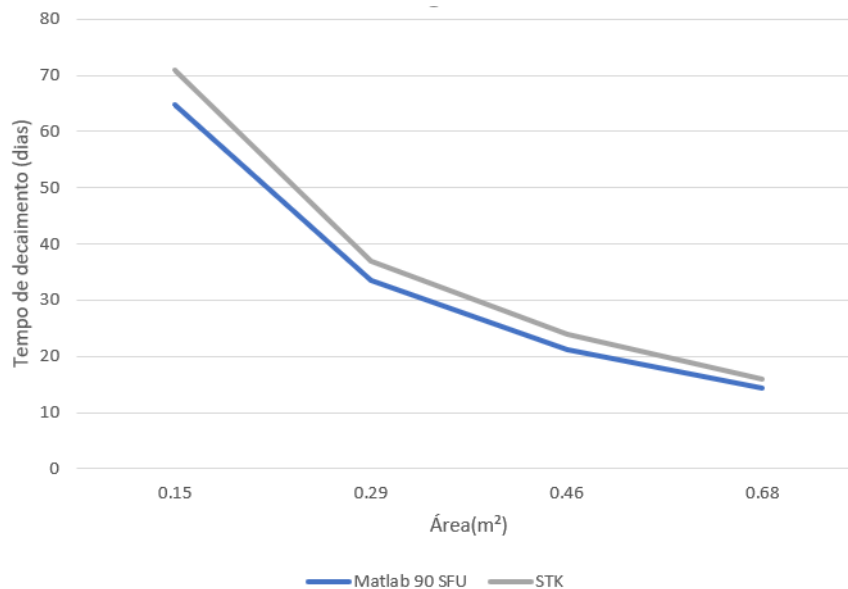


Figura 25 – Tempo de decaimento com cálculo no STK e Matlab

Tabela 10 – Tempo de decaimento para uma órbita a 400 km

Área (m²)	Matlab $F10.7 = 90 SFU$ $\Delta T(dias)$	STK 1976 Standard $\Delta T(dias)$
0,15	64,73	71
0,29	33,52	37
0,46	21,15	24
0,68	14,33	16

Observou-se que para essa altitude, o código do Matlab oferece uma abordagem inicial. No entanto, tanto o código utilizado, quando a simulação do STK são modelos simplificados.

6.1.2 Simulação do tempo de decaimento com modelo mais detalhado no STK

Para o modelo de densidade atmosférico decidiu-se utilizar o NRLMSISE 2000, desenvolvido pelo *US Naval Research Laboratory*, com base em dados de satélite. Ele contabiliza a contribuição de N , N_2 , O , O_2 , He , Ar e H e inclui oxigênio anômalo. Este modelo é válido para altitudes de 0 a 1000 km . (AGI, 2018). O modelo foi o adotado por ser mais recente e utilizar dados empíricos para o cálculo da densidade atmosférica.

Além disso, é possível também fazer a estimativa contando com o efeito da perturbação devido ao achatamento da Terra. É possível também contabilizar os efeitos dos ventos do oeste para o leste induzidos pela rotação atmosférica (AGI, 2018). Os resultados para este modelo de simulação estão indicados na Tab.(11),

Tabela 11 – Tempo de decaimento utilizando modelo atmosférico NRLMSISE 2000

Geometria		400 km	700 km
Beam(cm)	A(m^2)	ΔT(dias)	ΔT(anos)
20	0,15	176	73,1
30	0,29	102	18,8
40	0,46	70	12,6
50	0,68	50	7,8

Pode-se observar na Tab.(11) que para esta simulação mais detalhada no STK que a área adotada de 0,29 m^2 oferece o tempo de decaimento inferior ao limite estipulado de 25 $anos$. No entanto, decidiu-se utilizar uma área maior ainda para o dispositivo de aumento de arrasto, onde o *beam* seria de 50 cm , obtendo uma área final de 0,68 m^2 .

Além disso, foi possível estimar o tempo de decaimento previsto para esta geometria na órbita adotada (400 km), o qual é de apenas 50 $dias$, menos de 2 $meses$ (Fig.26).

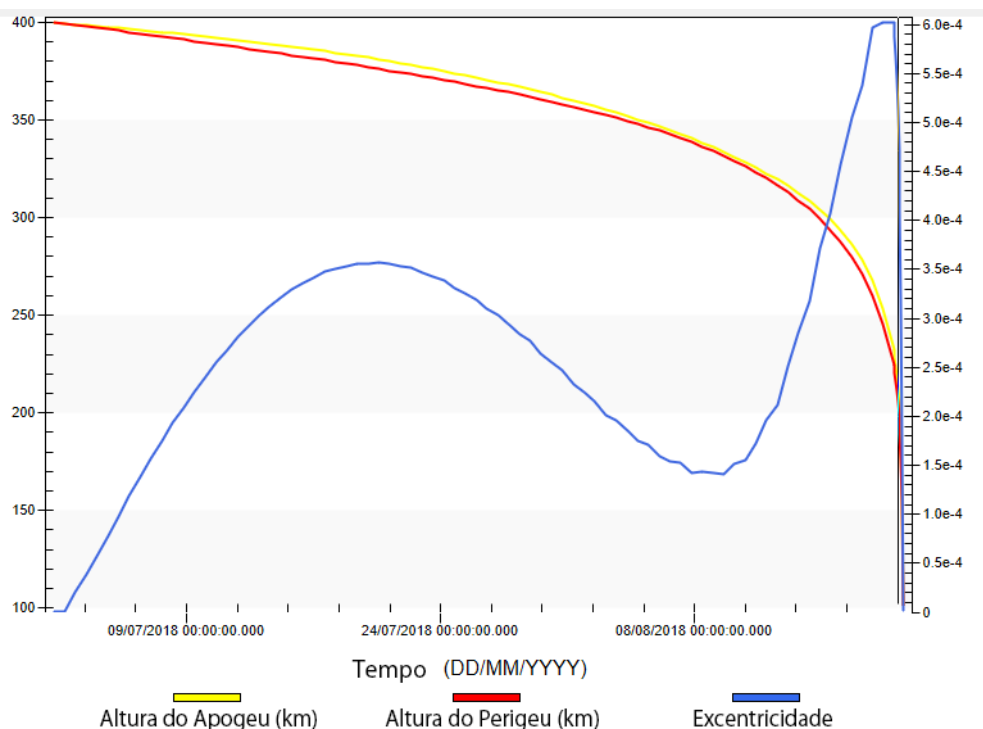


Figura 26 – Projeção do decaimento do satélite com uso da ferramenta *Lifetime* do STK

Utilizando a mesma ferramenta *Lifetime* do STK com as os mesmos parâmetros de entrada, também foi calculado o tempo de decaimento esperado para a órbita de 400 km com área transversal de $0,03\text{m}^2$, equivalente a uma das faces maiores de um CubeSat $3U$. O tempo de decaimento foi de $2,7\text{ anos}$. Ou seja, a implementação do sistema de deorbiting proporcionou uma redução no tempo de decaimento de aproximadamente 95%.

O decaimento a partir da altitude de 700 km também foi simulado, onde o tempo de decaimento passa a ser de aproximadamente $7,8\text{ anos}$ (Fig.27).

Neste cenário o tempo de decaimento aumentou quando comparado com a órbita de 400 km , como era esperado. Outro fator que pode ser observado é que a excentricidade varia mais na Fig.27 que na Fig.26, mas ainda apresenta valores próximos de zero, desta forma a curva da altura do apogeu e do perigeu decaem com pouca diferença de altitude entre eles.

O cenário sem DAS também foi simulado para a órbita de 700 km , mas mesmo depois de 20 999 999 órbitas o satélite ainda não decaia.

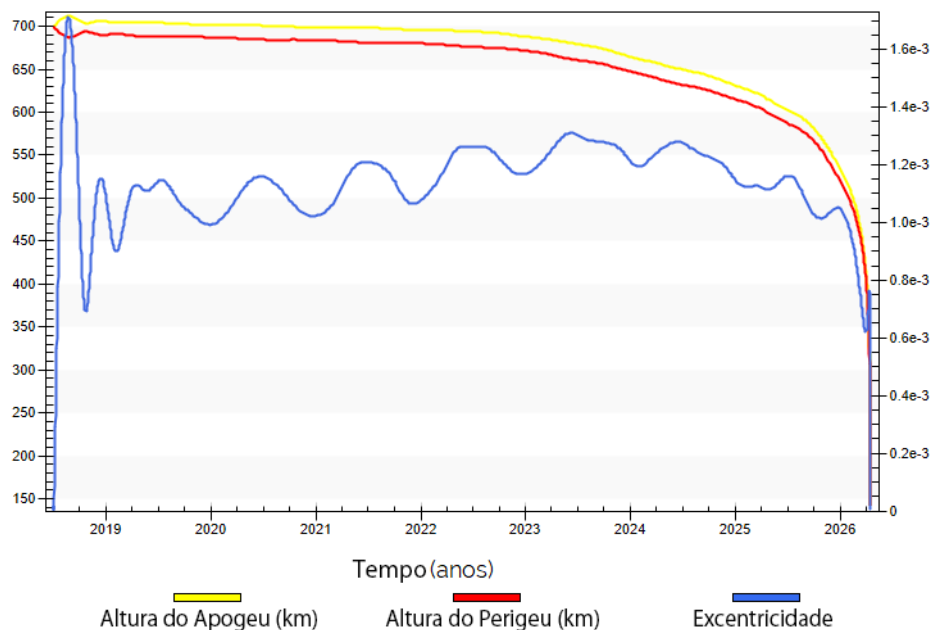


Figura 27 – Projeção do decaimento do satélite com uso da ferramenta *Lifetime* do STK

6.2 Origami

Nesta seção são analisados alguns padrões de dobra os quais poderiam ser implementados na vela de arrasto.

6.2.1 Tecnologia Palmer-Shafer

O primeiro modelo analisado é o flasher desenvolvido por Chris Palmer e Jeremy Shafer. Este origami é baseado no padrão *Kawasaki iso-area twist folding*. Este permite que um material devidamente dobrado possa se expandir de maneira simples, proporcionando uma área final grande comparada com o volume inicial utilizado. Na Figura (28) é possível ver como o mecanismo é aberto e compactado. Para fechar o mecanismo, basta empurrá-lo para dentro, girando-o no sentido anti-horário. Para abrir basta fazer o movimento contrário. (PALMER; SHAFER, 2004)

A ideia desse trabalho é usar esse mecanismo para permitir a abertura de uma *Drag Sail* para pequenos satélites. Ao abrir o material, é possível controlar a área exposta de forma que parte da energia seja dissipada devido ao aumento do arrasto. Como pode ser observado na Fig.(28), para a abertura do *flasher* é necessário ter algo que o puxe pelas pontas do quadrado. Logo, para a utilização deste mecanismo é necessário desenvolver um sistema de abertura.

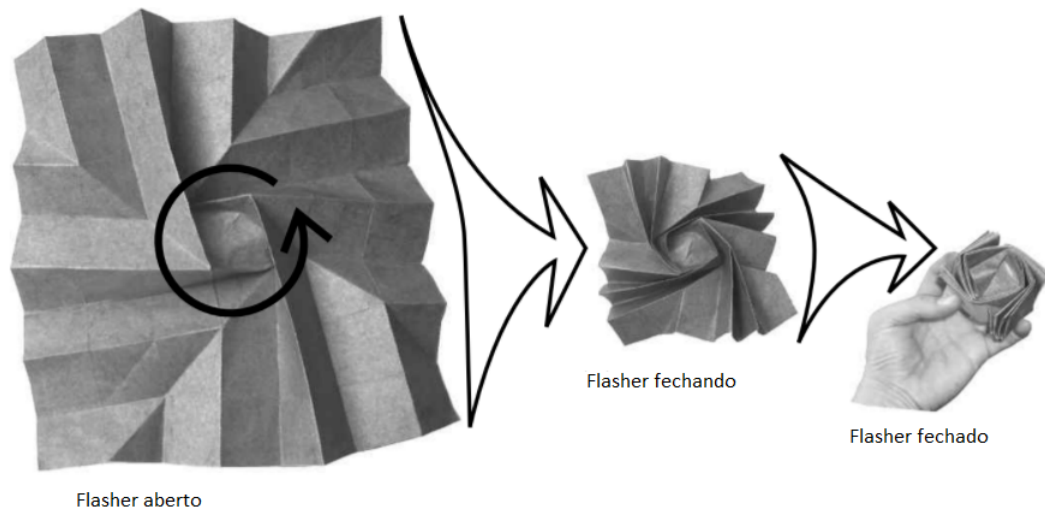


Figura 28 – *Flasher* aberto e sendo compactado (PALMER; SHAFER, 2004)

6.2.2 *Miura-ori*

Uma outra opção que foi analisada para compactar a vela de arrasto atmosférico foi o padrão *Miura*, representado na Fig.29. As linhas vermelhas representam as montanhas, ou pontos altos das dobras. Já as curvas azuis representam as regiões mais baixas, chamadas de vales. (SILVERBERG et al., 2014)

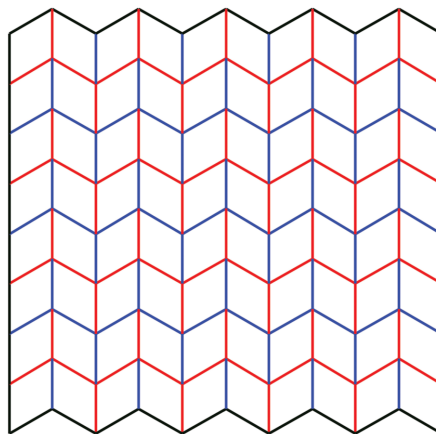


Figura 29 – Padrão *Miura-ori*(SILVERBERG et al., 2014)

Miura-ori é uma dobra amplamente utilizada para embalar as chapas planas em um espaço menor. Formada por uma grade de paralelogramos embalados, *Miura-ori* é um exemplo de um mosaico de origami, bem como sendo uma forma de origami rígida, conforme cada paralelogramo permanece plano em cima de dobramento e desdobramento (INGENIA MAGAZINE, 2014).

Originalmente desenvolvido para uso em painéis solares, o padrão *Miura-ori* desde então encontrou uma variedade de usos todos os dias, tais como mapa de dobramento e sua forma final compactada é limitada apenas pela espessura do material a folha. *Miura-*

ori também encontrou uma aplicação como meta-material com propriedades incomuns, como um coeficiente de *Poisson* negativo (INGENIA MAGAZINE, 2014).

O coeficiente de *Poisson* ν descreve a relação entre a deformação normal a uma carga aplicada e a deformação na direção da carga aplicada (MENDES, 2006). A eq.(6.1) mostra essa relação, onde ϵ_x é a deformação na direção longitudinal e ϵ_y na direção transversal.

$$\nu = -\frac{\epsilon_y}{\epsilon_x} \quad (6.1)$$

A maioria dos materiais, por exemplo, um elástico, quando esticado em uma direção irá comprimir nas outras duas direções perpendiculares à direção da expansão. A Fig.30 ilustra esse tipo de comportamento.

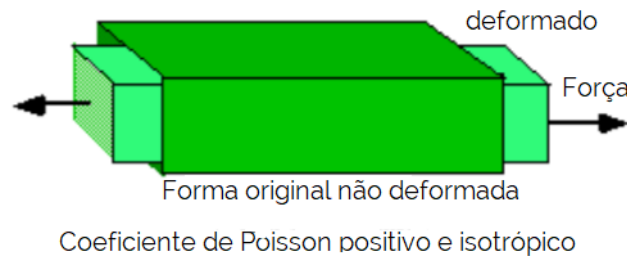
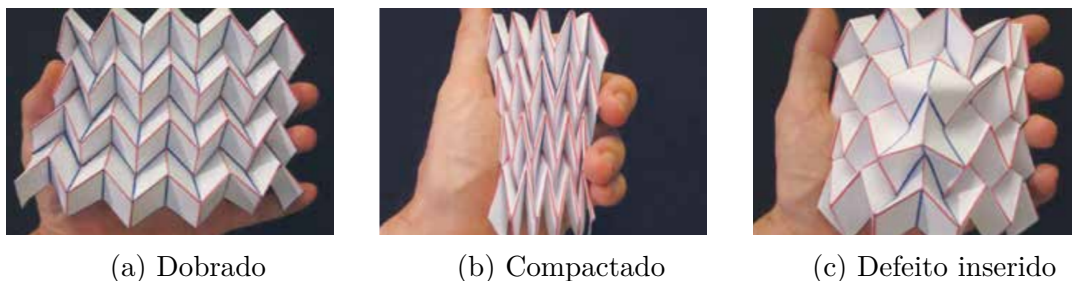


Figura 30 – Deformação devido à tração em um material com coeficiente de *Poisson* positivo (MENDES, 2006)

No entanto, um material com um coeficiente de *Poisson* negativo torna-se maior nas outras duas dimensões quando esticada. A dobra do *Miura-ori* é um exemplo simples, demonstrando um valor positivo de *Poisson* em um par de direções, mas um valor negativo de *Poisson* em um segundo par. (INGENIA MAGAZINE, 2014)

Pesquisadores também descobriram que adicionando defeitos em uma folha dobrada no estilo *Miura-ori* aumenta-se a rigidez do material (Fig.31c). Chamados de *pop-through*, os defeitos podem ser introduzidos por inversão das dobras em torno de um único paralelogramo, conferindo rigidez para a estrutura. Adicionar mais defeitos pode aumentar este efeito ainda mais, dando um grau de adaptabilidade para a rigidez geral do material (INGENIA MAGAZINE, 2014).

Como os defeitos são uma alternativa estável para a estrutura, em princípio, engenheiros poderiam alternar entre formas estruturais a partir da ativação por uma força externa, criando um material que poderia ser rígido ou flexível dependendo das condições (INGENIA MAGAZINE, 2014).



(a) Dobrado

(b) Compactado

(c) Defeito inserido

Figura 31 – *Miura-ori* em diferentes configurações (INGENIA MAGAZINE, 2014)

Devido as características aqui mencionadas, decidiu-se implementar a tecnologia Miura-Ori na seção retângulas da vela RANDA. Já na parte triangular da vela, o padrão *rabbit ears* foi implementado, com uma modificação denominada *inside reverse fold*, onde intercala-se as seções de montanha e vale de modo a obter uma estrutura final mais compacta. O padrão foi implementado com o auxílio do software ORIPA (*Origami Pattern Editor*). A Fig.32 mostra como o padrão foi projetado.

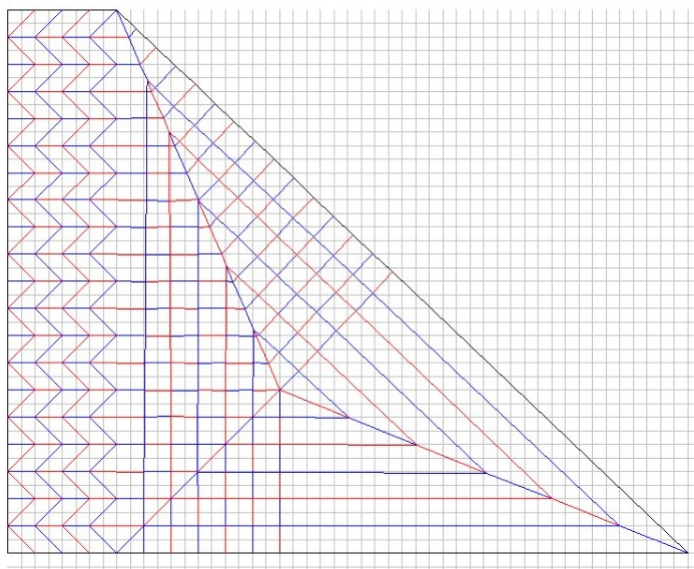


Figura 32 – Modelo de dobra implementado

Com a utilização do software ORIPA é possível observar também como fica a versão compactada da dobra. O resultado pode ser observado na Fig.33.



Figura 33 – Versão compactada do padrão de dobra utilizado

Como pode ser observado, a versão compactada ainda não pode ser apropriadamente compactada. Isto se deve a dificuldade de sobrepor a dobra da seção triangular com a seção retangular. Logo, este modelo ainda precisa de melhoria para ser bem implementado.

Como uma solução preliminar, outro padrão também foi avaliado. Neste, a seção triangular é dobrada de maneira simples, como mostrado na Fig.34.

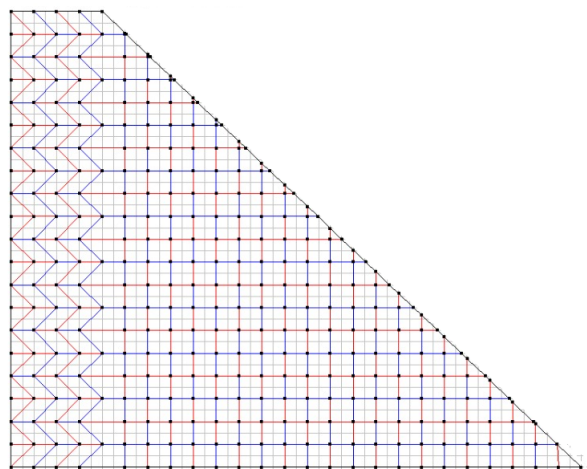


Figura 34 – Modelo de dobra implementado

Já a versão compactada para este padrão está indicada na Fig.35.

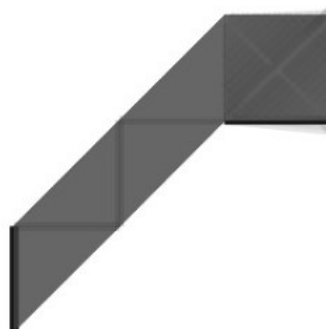


Figura 35 – Versão compactada do padrão de dobra utilizado

Logo, esta segunda solução mostrou-se mais fácil de compactar, mas o primeiro modelo ainda pode ser melhorado futuramente.

6.3 Sistema de Abertura

Para abrir a vela de arrasto é necessário o *design* de um sistema de abertura, de forma a obter configuração que apresente a área máxima para aumentar o arrasto atmosférico.

Um exemplo é o projeto desenvolvido por pesquisadores do *Rensselaer Polytechnic Institute* em Nova Iorque, nos Estados Unidos. O dispositivo desenvolvido é contido dentro de $1/2U$ de um CubeSat. O esquemático do projeto está representado na Fig.36. Como pode ser observado o dispositivo utiliza uma mola torcional para mover as longarinas conectadas com as extremidades da vela de arrasto.

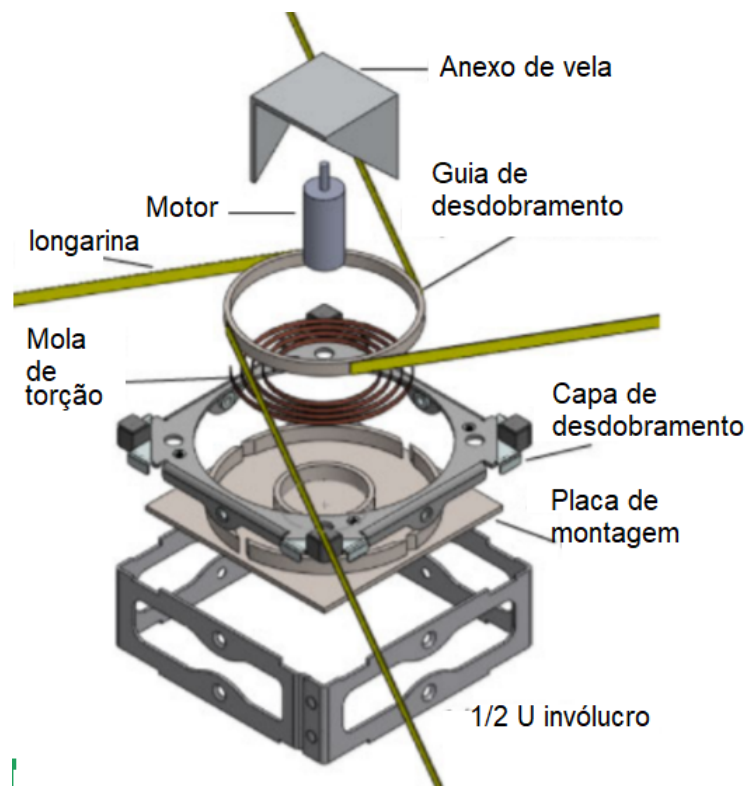


Figura 36 – Projeto de abertura de *Drag Sail* (MASON et al., 2013)

No entanto, neste projeto utiliza-se um pequeno motor para o fechamento do painel, o que não é o foco desta pesquisa, já que a única preocupação é expandir o *drag sail*, não retrai-lo. Dessa forma, a utilização do motor se tornaria dispensável. Este sistema serviu de inspiração para a liberação do sistema de *deorbiting* projetado neste trabalho.

6.3.1 Modelo 3D

Um sistema de abertura foi desenvolvido para a abertura da vela RANDA, apresentada na seção 6.1. Para que fosse possível a abertura da vela de arrasto, utilizam-se 8 fitas métricas (duas para cada vela) que seriam utilizadas como longarinas, ou *booms*, que servem como guias para a abertura da vela, estas estão em amarelo na Fig.37. Foram colocados dois *booms* para garantir uma maior rigidez ao sistema desdobrado.

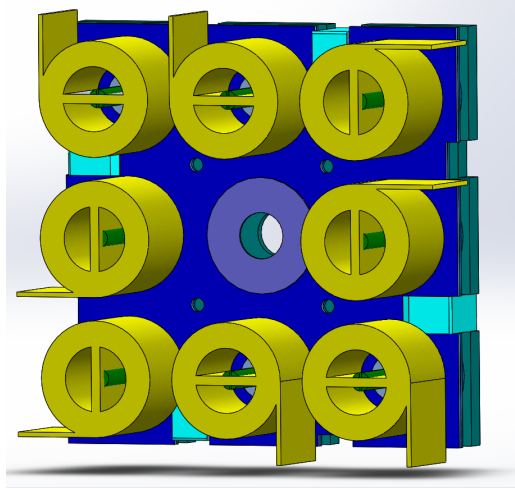


Figura 37 – Sistema de abertura por meio de fitas

As partes em azul-claro são atuadores feitos de liga metálica com memória de forma (*Shape memory Alloy, SMA*). Eles têm a forma de plaquinhas retangulares em forma de C, a fim de bloquear as três placas do sistema de liberação dos *booms*.

Uma vez aquecidas localmente por efeito Joule, por meio de uma pequena resistência conectada aos atuadores, as placas retornam ao formato original, completamente retas, liberando as chapas que prendem as molas torcionais que permitem a abertura dos *booms*.

A Fig.38 indica com setas pontilhadas as regiões que são movimentadas com o uso dos booms.

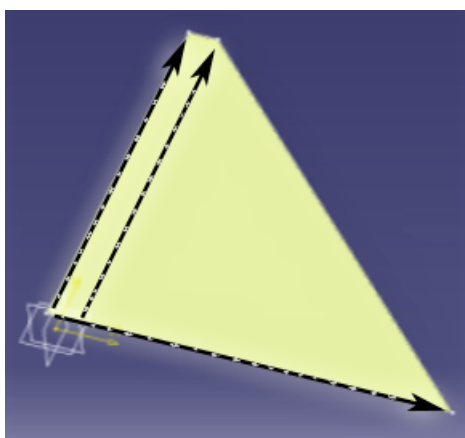


Figura 38 – Direção e sentido do movimento das fitas de modo a possibilitar a abertura do sistema

Logo abaixo da base, a qual contém as fitas, foi posicionada uma mola longitudinal, que serve para empurrar o dispositivo. O sistema aberto está indicado na Fig.39.

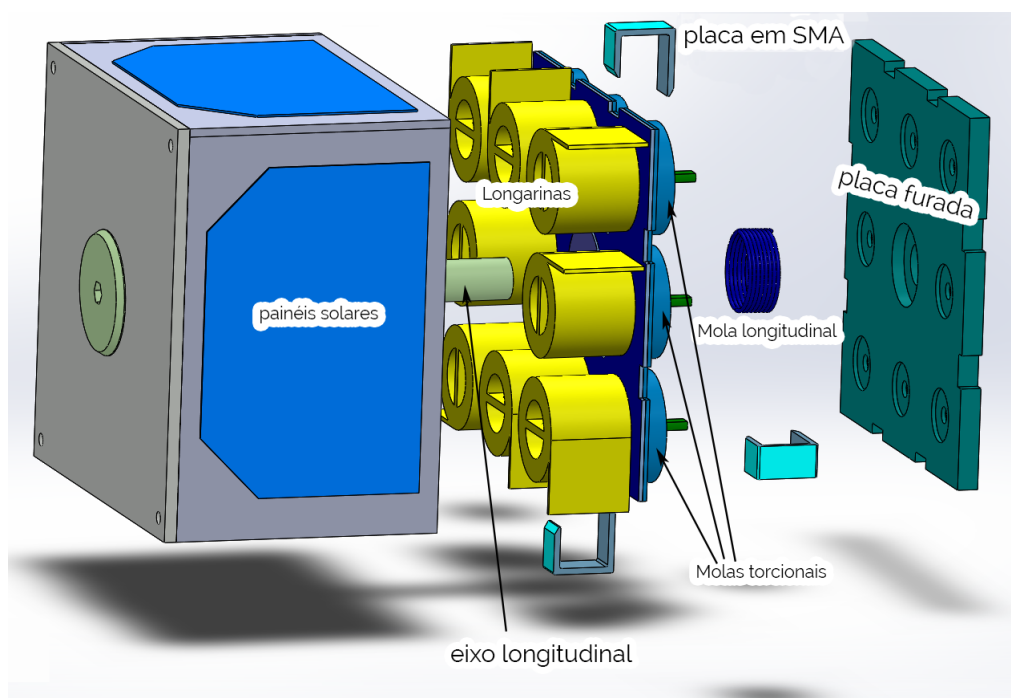


Figura 39 – De-U (*Deorbiting Unit*) parcialmente aberta

O eixo longitudinal, paralelo ao eixo longitudinal do CubeSat 3U, permite a traslação para baixo da placa furada que representa o sistema de retenção dos pinos. A liberação dos pinos pode gerar uma rotação e liberar as molas torcionais e, conseqüentemente, desenrolar para fora do CubeSat as fitas métricas que arrastam as velas.

A abertura do sistema, por meio de placas SMA atuadoras, permite que molas torcionais, em azul escuro, previamente bloqueadas por pinos, em verde, possam ser liberadas (Fig.40). Com essa liberação, as molas torcionais atuam movimentando os rolos de fita que passam a atuar como as longarinas que abrem a vela de arrasto.

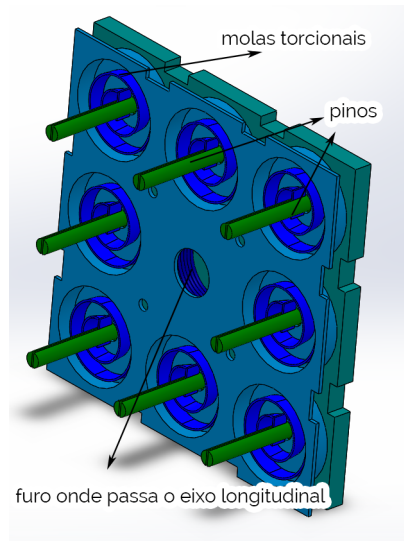


Figura 40 – Pinos bloqueando o movimento das molas torcionais antes da liberação do sistema

O furo onde passa o eixo longitudinal que permite a traslação do sistema. São suficientes 4 *mm* de traslação para liberar o sistema.

Na Fig.41 é possível observar o sistema SAA integrado com um CubeSat 2U. As imagens mostram o sistema fechado, aberto até 50% e completamente aberto.

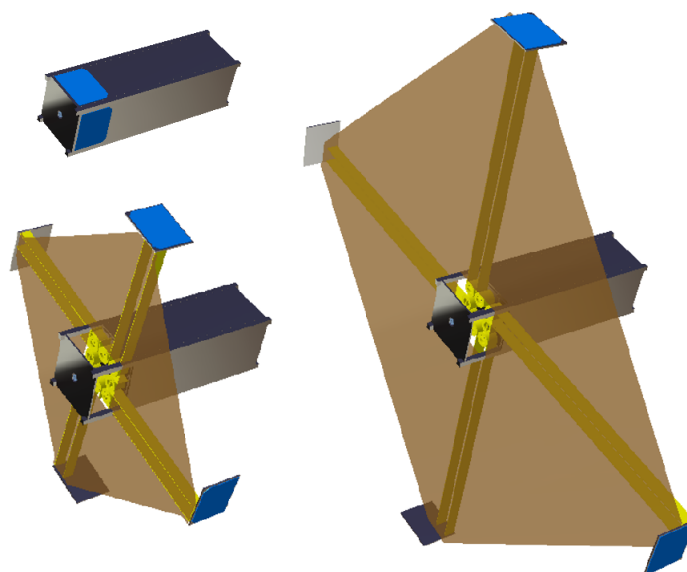


Figura 41 – SAA integrado em um CubeSat 2U

6.4 Materiais

Nesta seção são indicados materiais que poderiam ser utilizados para a vela de arrasto.

6.4.1 Mylar

Um material utilizado amplamente no setor espacial é o Mylar, o qual é um filme que é feito de PET (*Polyethylene terephthalate*) e é utilizado para resistência à tensão, resistência química, isolamento elétrico, transparência e ainda serve como proteção térmica. No entanto, o Kapton, abordado também nesta seção, tem maior resistência a esforços mecânicos e suporta um maior intervalo de temperaturas. Logo, este em determinados casos seria mais recomendado. (GRIFFIN; FRENCH, 2005)

6.4.2 Kapton

Kapton é um filme de poliamida desenvolvido pela empresa americana DuPont no final dos anos 60. (HAGEN, 2013).

Este material se mantém estável para um grande intervalo de temperaturas, de -269 a $+400$ °. O Kapton possui uma combinação única de propriedades que o fazem ideal para diversas aplicações em várias indústrias. A excelente habilidade de manter as propriedades físicas, elétricas e mecânicas para um amplo intervalo de temperaturas tem possibilitado novos *designs* e aplicações na área de plásticos filmes (DUPONT, 2017).

Este material ainda possui uma excelente resistência química; não existem solventes orgânicos conhecidos para que o degrade. Ele é utilizado em circuitos impressos, cobertas térmicas para veículos espaciais, satélites e vários instrumentos espaciais (DUPONT, 2017).

Ele é uma boa opção para Drag Sail, uma vez que já foi testado em espaço e está presente em diversos projetos, como por exemplo no sistema de Drag Sail DOD (DeOrbitSail) (Fig.42) desenvolvido pela *Cranfield University*. (KINGSTON et al., 2016)

Observe que cada aresta da vela aparenta estar reforçada. Esta é uma técnica utilizada inclusive em um projeto de vela solar que começou a ser desenvolvida como com apoio da NASA/JPL e ESA (Fig.43). Este reforço é utilizado de modo a prevenir rasgos que começariam a partir das bordas do triângulo (LEIPOLD et al., 2002).

A vela solar apresentada na Fig.43 foi confeccionada com 3 materiais diferentes: Mylar de $12\ \mu\text{m}$ de espessura, com camada de alumínio em um lado, Kapton com $7,5\ \mu\text{m}$ de espessura com camadas de alumínio dos dois lados e polietileno-naftalato (PEN) com espessura de $4\ \mu\text{m}$ com camada de alumínio dos dois lados.



Figura 42 – DeOrbitSail (DOS) (KINGSTON et al., 2016)

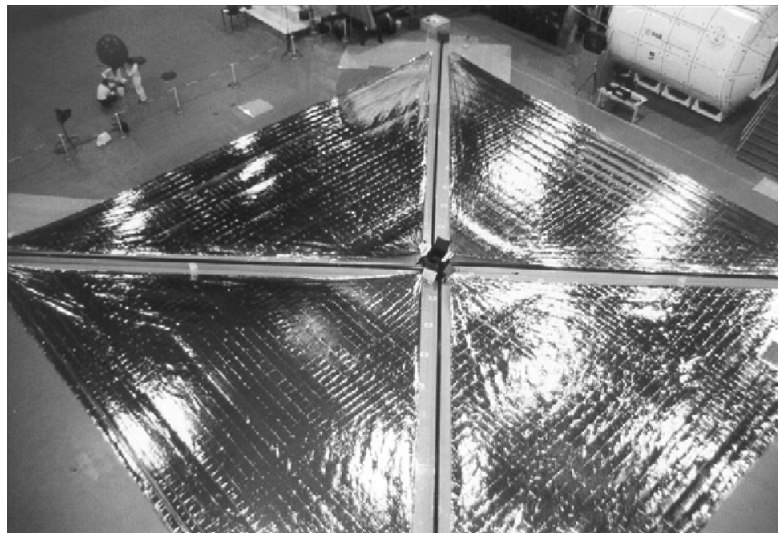


Figura 43 – Vela solar completamente aberta (LEIPOLD et al., 2002)

O principal objetivo do uso de diferentes materiais foi avaliar o manuseio e processamento do filme e avaliar o comportamento do material para emenda, dobra e implantação de velas. O PEN foi incluído principalmente para mostrar que folhas extremamente finas podem ser manuseadas e processadas para fabricar grandes velas solares. (LEIPOLD et al., 2002)

O material de base para o revestimento dianteiro da vela é o alumínio, o qual facilita a dobra e ajuda também como elemento de proteção superficial dos filmes poliméricos.

As densidades e espessuras dos materiais testados para a vela estão indicados na tab.(12). Onde ρ_A indica a densidade por área de vela, ρ_V é a densidade volumétrica e t é a espessura.

No cenário analisado nesta pesquisa, a órbita de serviço está em uma altitude de 400 km. No entanto órbitas mais elevadas, como por volta de 700 km existe uma grande exposição a oxigênio atômico, dessa forma a corrosão por esta exposição pode ser

Tabela 12 – Propriedades das velas feitas de Kapton e Mylar (LEIPOLD et al., 2002)

Kapton			Mylar		
t	7,50	μm	t	12	μm
ρ_A	1,24E-02	kg/m^2	ρ_A	1,89E-02	kg/m^2
ρ_V	1,65E+03	kg/m^3	ρ_V	1,58E+03	kg/m^3

mais preocupante. Foi comprovado que Kapton pode ser mais suscetível a corrosão nesse cenário quando comparado ao Mylar. Em caso de missões de longa duração em órbita baixa, metalização ou revestimento com um polímero mais resistente como Teflon seria necessário. Em caso de missões mais curtas, tal revestimento pode não ser necessário. (GRIFFIN; FRENCH, 2005)

Logo, seria necessário determinar qual dos materiais seria mais apropriado, ou talvez uma outra opção. Além disso, deve ser determinado qual material de revestimento seria utilizado para a vela dependendo dos níveis de exposição à radiação e a oxigênio atômico.

6.4.3 Estimativa da massa

Para a nossa aplicação, podemos usar quatro elementos da vela randa com um *boom* de 500 *mm*. A área total será de 0,65 m^2 .

Considerando o uso de um filme formado por uma camada de 10 μm de kapton e uma camada de 15 μm de mylar com as densidades volumétricas da Tab.(12), obteríamos uma espessura total de 25 μm e uma massa de 26,4 *g*.

Caso fossem utilizados *booms* de 1 *metro* a configuração proposta alcançaria 2,3 m^2 de superfície total e uma massa de 93,3 *g*, considerando o mesmo filme multi-camada de 25 *mm*.

Neste cenário, considerando que o SAA dimensionado tem uma massa de apenas 600 *g* e que o CubeSat acoplado tenha uma massa de 2,66 *kg*, o tempo de decaimento para uma órbita de 700 *km* seria de apenas 4,7 *anos* e para 400 *km* seria de apenas 15 *dias*.

6.5 EPS

O esquemático do sistema de *deorbiting* foi desenhado. A vela de arrasto com o sistema de abertura ocupa um pouco mais que 1/2U de CubeSat. Dessa forma, decidiu-se projetar uma 1U, onde o espaço restante seria dedicado ao armazenamento de energia. Observe na Fig.44 que as placas em azul representam painéis solares.

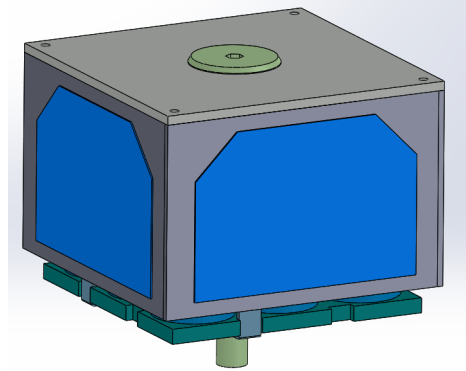


Figura 44 – De-U (*Deorbiting Unit*)

Na Eq.(6.4) é estimada a potência obtida por estas placas. (CAPPELLETTI, 2017)

$$P = P_o A_e \eta \cos \theta \quad (6.2)$$

- Onde P é igual a potência obtida, P_o é a potência por metro quadrado emitida pelo sol que é aproximadamente 1350 W/m^2 . (CAPPELLETTI, 2017)
- A_{exp} é a área exposta, que corresponde a área de uma célula solar vezes o número de células no painel. A área exposta neste caso é de 4175 mm^2 por painel
- η é a eficiência. Esta pode combinar o valor entre a eficiência da célula e a eficiência do circuito. Estamos assumindo um valor de η de 30% ao todo.
- θ é o ângulo entre o vetor normal a superfície da célula de carga e o vetor apontando na direção do Sol.

Como pode ser observado, a orientação do satélite é de extrema importância para avaliar qual a potência gerada pelas placas solares. Decidiu-se então estimar diferentes cenários.

O primeiro seria onde o satélite estivesse girando ao redor de seu próprio eixo a uma velocidade angular constante, como indicado na eq.(6.3).

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega = \text{cte} \therefore d\theta = \omega dt \quad (6.3)$$

Então o valor médio da potência obtida para cada giro do satélite ao redor do seu eixo pode ser dado pela eq.(6.4).

$$P = \frac{\int_0^{2\pi} P_o A_e \eta \cos \theta d\theta}{2\pi} \quad (6.4)$$

Retirando os valores constantes da integral, obtemos a eq.(6.5).

$$P = \frac{P_o A_e \eta \int_0^{2\pi} \cos \theta d\theta}{2\pi} \quad (6.5)$$

Então, considerou-se apenas a parte positiva do gráfico, onde a potência gerada seria positiva. Caso contrário, o tempo que a placa estivesse na direção oposta ao sol, obteríamos um valor de potência negativa, o qual não faz sentido em termos práticos.

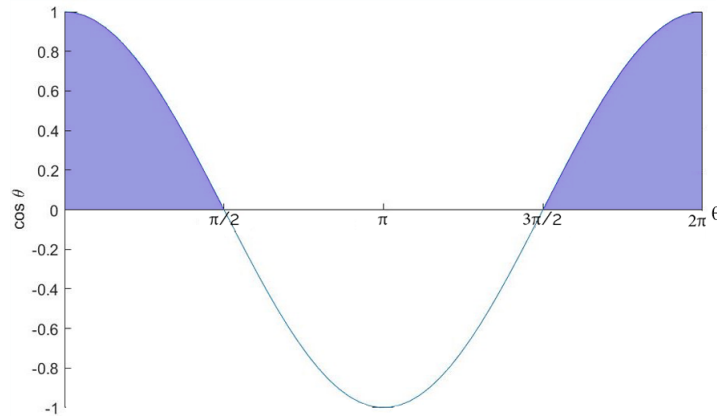


Figura 45 – Apenas parte positiva da curva contribui para a geração a potência gerada

Dessa forma, a potência obtida para um giro completo do satélite é igual a eq.(6.6).

$$P = \frac{P_o A_e \eta 2 \int_0^{\pi/2} \cos \theta d\theta}{2\pi} \quad (6.6)$$

Então o resultado da integral seria dado pela eq.(6.7).

$$P = \frac{P_o A_e \eta \sin \frac{\pi}{2}}{\pi} \quad (6.7)$$

Como são 4 painéis solares, girando a uma velocidade radial constante, podemos multiplicar o resultado da eq.(6.7) por 4, uma vez que todas os painéis teriam o mesmo comportamento, apenas estando um com fases defasadas como na Fig.46.

Dessa forma, obtemos o resultado final da eq.(6.8).

$$P = \frac{4P_o A_e \eta}{\pi} \quad (6.8)$$

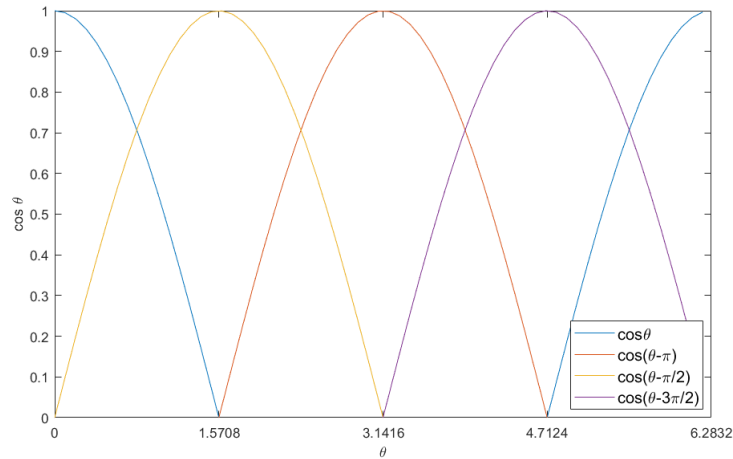


Figura 46 – Todas as curvas tem a mesma contribuição para a potência gerada ao fim de uma volta completa.

O resultado final então para P_o igual a $1350 \text{ W}/\text{m}^2$, área de cada painel solar A_{exp} igual a 4175 mm^2 e η igual a 30% é de aproximadamente $2,1529 \text{ W}$.

Outro cenário analisado foi caso apenas um painel do satélite estivesse orientado na direção do sol. Nesta situação, a potência gerada seria dada pela eq.(6.7). O resultado final então seria de $1,6909 \text{ W}$.

Outra possibilidade seriam dois dos painéis estarem orientados em um ângulo de 45° com respeito a direção ao Sol. Neste cenário a potência obtida seria dada pela eq.(6.9)

$$P = 2P_o A_e \eta \cos 45^\circ = \sqrt{2} P_o A_e \eta \quad (6.9)$$

Então a potência total obtida seria de $2,3913 \text{ W}$. Onde este é o maior valor de potência obtida entre os três cenários analisados.

6.5.1 Baterias - EPS

Para o armazenamento dessa energia gerada decidiu-se pelo *EnduroSat Electrical Power System* (Fig.47), o qual possui uma bateria polímero de Lítio (Li-Po) recarregável.



Figura 47 – EnduroSat EPS

O módulo de energia é mais adequado para Satélites CubeSat 1U, 1,5U e 2U. O EPS pesa 198 g e tem dimensões compatíveis com o *CubeSat Standard*, com dimensões de 90,2 mm x 95,9 mm x 21,2 mm. Outras características desse sistema estão listadas abaixo:

- 3 Canais de entrada fotovoltaicos com controle e monitoramento independentes;
- Tensão de entrada (por canal de entrada): 0,5 - 5,5 V;
- Corrente de entrada (por canal de entrada): até 1,8 A;
- Eficiência do BCR (*Battery Charger Regulator*): até 95
- Potência da bateria: 10,4 Wh;
- Tensão da bateria: 3,3 - 4,2 V;
- Barramentos de potência de saída: 3.3V, 5V, BCR (5Vmax) e bateria crua
- Interfaces: UART, I2C, USB;
- Seis saídas para desligamento / reset de outros módulos;
- Depurador USB e carregador de bateria;
- Depurador USB e carregador de bateria;

6.6 Controle de atitude

Nessa sessão tem-se como objetivo determinar quais medidas podem ser tomadas de modo a garantir o satélite continue com uma atitude aproximadamente fixa depois de iniciar o decaimento devido a abertura da vela de arrasto.

A primeira medida seria garantir que o CubeSat tenha um sistema de controle de atitude. Caso o satélite ao qual o sistema de *deorbiting* for integrado não possua um sistema equivalente, um modelo deveria ser acoplado.

Uma recomendação seria o ACS (*Attitude Control System*) desenvolvido por (LI et al., 2013). Este sistema de controle de atitude embarcado foi feito para um 1U CubeSat, o apontamento é obtido a partir da aproximação de dois estágios envolvendo modos de controle grosseiro e refinado. O controle refinado é obtido a partir do uso de três rodas de reação ou três magnetorques e uma roda de reação ao longo do eixo do passo (LI et al., 2013).

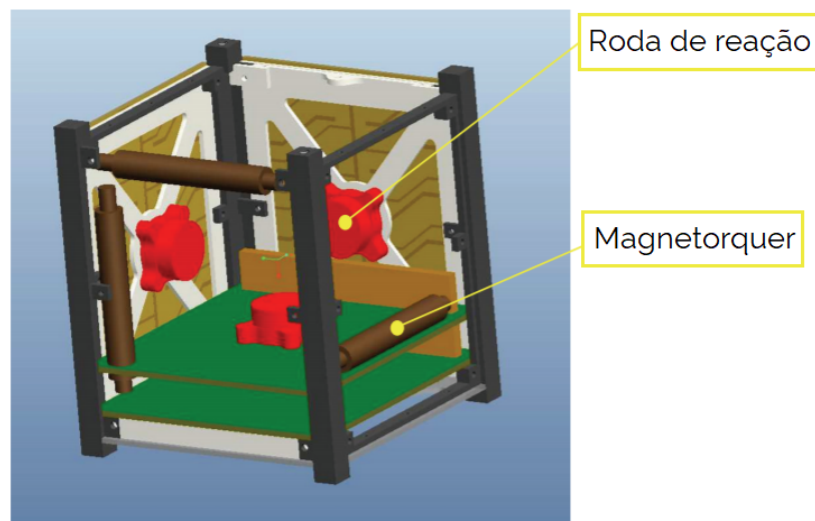


Figura 48 – ACS para CubeSats com três rodas de reação e três barras de torque, traduzido (LI et al., 2013).

Trabalhos de *design* significativos foram realizados para realizar a arquitetura proposta. O trabalho verifica estudos de simulação numérica para demonstrar o desempenho de um nanossatélite da classe CubeSat; e uma série de testes de verificação de carga aérea em *hardware* de sistema de controle de atitude para nanossatélite que compara o desempenho do controlador não linear proposto com um controlador proporcional-integral-derivativo. O modelo ocupa uma unidade de CubeSat e possivelmente poderia ser implementado para CubeSats de $2U$ e $3U$. No entanto, testes ainda são necessários para essa validação. (LI et al., 2013)

Além disso, é importante pensar no posicionamento da vela de arrasto com relação ao satélite. Caso a vela se abra na frente no satélite o CP(Centro de Pressão) provavelmente estará na frente do CG do satélite. Dessa forma, o satélite deve começar a girar. Logo, seria necessário fazer uma análise detalhada da junção da unidade de *deorbiting* com o CubeSat o qual o sistema será acoplado, de modo a garantir a melhor configuração possível.

7 Conclusões

Primeiramente foi realizada uma revisão bibliográfica das tecnologias implementadas para a mitigação de detritos espaciais.

Após esta fase, foi proposto um estudo de caso, onde seria desenvolvido um sistema de *Drag Sail* que fosse compatível com o *CubeSat Standard*. A ideia inicial do sistema foi estabelecida, onde a vela do sistema seria dobrada de acordo com o padrão Miura-ori e uma adaptação de técnicas de origami já conhecidas devido a sua alta capacidade de compactação. Para a implementação do mesmo, seria necessário utilizar um sistema de abertura, o qual é composto de longarinas para abrir a vela, estas longarinas seriam movidas com a utilização de uma mola torcional. Para a liberação da mola seria utilizado um atuador em liga metálica a memória de forma, ativado por aumento da temperatura local. Uma estimativa do tamanho final da vela foi realizada, sendo esta de aproximadamente $0,68 m^2$, de forma a garantir o decaimento da órbita do satélite a partir de $400 km$ de altitude até a linha de Kármán ($100 km$ de altitude) para satélites em aproximadamente $50 dias$. Caso *beams* de $1 metro$ de extensão sejam utilizados, a área final pode alcançar um valor de $2,3 m^2$, diminuindo o tempo de decaimento para $15 dias$.

Para a escolha preliminar do material da vela, pensou-se em Kapton ou Mylar, pelas suas propriedades térmicas e mecânicas e ampla utilização no setor espacial. O esquemático em CAD do sistema de *Drag Sail* foi desenvolvido. Futuramente, espera-se definir melhor aspectos abordados no projeto, como sistema de EPS e detalhamento do sistema de abertura. Além disso, o padrão origami adotado também pode ser melhorado. O trabalho deverá ser continuado e dois resumos de artigos para congressos da área já foram submetidos (Anexo B).

Referências

- AEB. Nanossatélite serpens está em órbita e tem sinais captados no brasil. In: . 2015. Disponível em: <<http://agenciabrasil.ebc.com.br/pesquisa-e-inovacao/noticia/2015-09/nanossatelite-serpens-entra-em-orbita-e-tem-sinais-captados-no>>. Citado 2 vezes nas páginas 83 e 84.
- AGI. Lifetime tool. In: . 2018. Disponível em: <<https://goo.gl/rVv7HN>>. Citado 3 vezes nas páginas 52, 53 e 55.
- ALLAIN, C. Changing orbits and changing speed. In: *Wired*. [s.n.], 2010. Disponível em: <<https://www.wired.com/2010/11/changing-orbits-and-changing-speed/>>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 29.
- BOAIN, R. J. A-b-cs of sun-synchronous orbit mission design. In: *14th aas/aiaa space flight mechanics conference*. Maui, Hawaii: [s.n.], 2004. p. 111–222. Disponível em: <<https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/7885/03-2432.pdf?sequence=1>>. Citado 2 vezes nas páginas 36 e 37.
- CAPPELLETTI, C. Subsistemas de um satélite. In: UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA. *Aula de Projeto de Sistemas Aeroespaciais*. [S.l.], 2017. Citado 3 vezes nas páginas 32, 33 e 70.
- CAPPELLETTI, C.; LAURO, R. D. Edusat completely passive deorbiting system. In: *63rd International Astronautical Congress*. Naples, Italy: [s.n.], 2012. p. 41–44. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 47.
- COSMO, M. L.; LORENZINI, E. C. In: NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. *Tethers in space handbook*. Smithsonian Astrophysical Observatory; Cambridge, MA, United States, 1997. Disponível em: <<http://www.patentgenius.com/patent/5651515.html>>. Citado na página 26.
- DUPONT. Dupont kapton: Summary of properties. In: . 2017. Disponível em: <<http://www.dupont.com/content/dam/dupont/products-and-services/membranes-and-films/polyimide-films/documents/DEC-Kapton-summary-of-properties.pdf>>. Citado na página 67.
- GAUSS TEAM. Cubesat deployer gpod. In: . 2015. Disponível em: <<https://www.gaussteam.com/services/launch-services/gpod/>>. Citado 2 vezes nas páginas 10 e 82.
- GRIFFIN, M. D.; FRENCH, J. R. In: *Space vehicle design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/book/10.2514/4.862403>>. Citado 2 vezes nas páginas 67 e 69.
- HAGEN, N. Matte polyimide film addresses market needs, demonstrates industry innovation. In: DUPONT. *DU PONT - MIRACLES OF SCIENCE*. 2013. Disponível em: <<http://www.dupont.com/products-and-services/electronic-electrical-materials/media/press-releases/20131115-matte-black-polyimide-film.html>>. Citado na página 67.

- IADC. Iadc space debris mitigation guidelines. In: . 2007. Disponível em: <http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub>. Citado na página 26.
- IEEE. We have already passed the tipping point for orbital debris. 2017. Disponível em: <<https://spectrum.ieee.org/aerospace/satellites/weve-already-passed-the-tipping-point-for-orbital-debris>>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 22.
- INGENIA MAGAZINE. Applied origami. In: . 2014. Disponível em: <<http://www.ingenia.org.uk/Content/ingenia/issues/issue61/laloo.pdf>>. Citado 4 vezes nas páginas 10, 58, 59 e 60.
- ISIS. Isipod cubesat deployer. In: . 2016. Disponível em: <<https://www.isispace.nl/product/isipod-cubesat-deployer/>>. Citado 2 vezes nas páginas 10 e 82.
- JAXA. Jem small satellite orbital deployer (j-ssod). In: . 2013. Disponível em: <<http://iss.jaxa.jp/en/kiboexp/jssod/>>. Citado 2 vezes nas páginas 10 e 83.
- KENNEWELL, J. Satellite orbital decay calculations. In: THE AUSTRALIAN SPACE WEATHER AGENCY. 1999. Disponível em: <<https://goo.gl/8T6muC>>. Citado 2 vezes nas páginas 42 e 46.
- KINGSTON, J. et al. Cleansat - drag-augmentation system modules for small satellites. In: CRANFIELD UNIVERSITY. *ESA Clean Space Industry Days*. 2016. Disponível em: <<https://indico.esa.int/indico/event/128/material/6/13.pdf>>. Citado 3 vezes nas páginas 10, 67 e 68.
- KOBLICK, D. C. Vectorized orbital decay routine for space objects between 180 and 500 km altitude. In: . [s.n.], 2016. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/55371-vectorized-orbital-decay-routine-for-space-objects-between-180-and-500-km-altitude?focused=5990538&tab=function>>. Citado na página 92.
- KRAMER, H. J. Cubesat concept and the provision of deployer services. In: *Observation of the Earth and Its Environment: Survey of Missions and Sensors*. [s.n.], 2002. Disponível em: <<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-concept>>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 31.
- KULU, E. What is a nanosatellite? In: *NANOSATELLITE CUBESAT DATABASE*. [s.n.], 2017. Disponível em: <<http://www.nanosats.eu/cubesat.html>>. Citado na página 31.
- KUMAR, D. N. Satellites and orbits. In: NPTEL - INDIAN INSTITUTE OF SCIENCE (IISc). Bangalore, 2014. Disponível em: <<http://nptel.ac.in/courses/105108077/module2/lecture6.pdf>>. Citado na página 36.
- LEIPOLD, M. et al. Solar sail technology development and demonstration. 2nd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems, International Academy of Astronautics, 2002. Disponível em: <<https://goo.gl/sm5W2w>>. Citado 5 vezes nas páginas 10, 11, 67, 68 e 69.
- LI, J. et al. Design of attitude control systems for cubesat-class nanosatellite. In: . [s.n.], 2013. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1155/2013/657182>>. Citado 3 vezes nas páginas 10, 74 e 75.

- MASON, C. et al. Origami-based drag sail for cubesat propellant-free maneuvering. In: *The 5th nano-satellite symposium*. University of Tokyo, Japan: [s.n.], 2013. Disponível em: <<http://www.nanosat.jp/images/report/pdf/NSS-05-1201.pdf>>. Citado 3 vezes nas páginas 10, 31 e 63.
- MENDES, P. J. B. Coeficiente de poisson. In: . [s.n.], 2006. Disponível em: <http://figaro.fis.uc.pt/PJBM/ensino/ano_2006_7/aulas/Bloco_05Elasticidade_Poisson.pdf>. Citado 3 vezes nas páginas 10, 59 e 60.
- PALMER, C.; SHAFER, J. Iso-area flasher. In: *BARF AREA RAPID FOLDERS*. [s.n.], 2004. Disponível em: <<http://www.barf.cc/FlasherIsosimp.pdf>>. Citado 3 vezes nas páginas 10, 57 e 58.
- PATEL, N. V. Averting space doom. In: *IEEE SPECTRUM*. [s.n.], 2015. Disponível em: <<https://spectrum.ieee.org/aerospace/satellites/averting-space-doom-solving-the-orbital-junk-problem>>. Citado na página 23.
- PIMBBLET, K.; STEFFENS, M. Where does space begin? In: *ÀBC Science*. [s.n.], 2010. Disponível em: <<http://www.nanosats.eu/cubesat.htmlhttp://www.abc.net.au/science/articles/2010/01/13/2791372.htm>>. Citado na página 26.
- REICHHARDT, T. Satellite smashers space-faring nations: clean up low earth orbit or you're grounded. In: *AIR SPACE MAGAZINE*. [s.n.], 2008. Disponível em: <<https://www.airspacemag.com/space/satellite-smashers-25098285/>>. Citado na página 22.
- SACCOCCIA; ET al. Method for re-orbiting a dual-mode propulsion geostationary spacecraft. In: *Patent Genius*. [s.n.], 1997. Disponível em: <<http://www.patentgenius.com/patent/5651515.html>>. Citado na página 26.
- SEMI latus rectum. In: WIKIWAND. [s.n.]. Disponível em: <http://www.wikiwand.com/no/semi_latus_rectum>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 37.
- SFSU. Sun synchronous orbit. In: . San Francisco State University, 2011. Disponível em: <http://tornado.sfsu.edu/Geosciences/classes/m415_715/Monteverdi/Satellite/SunSynchronous.html>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 39.
- SHAN, M.; GUO, J.; GILL, E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. In: *Progress in Aerospace Sciences*. [s.n.], 2016. p. 18–32. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042115300221>>. Citado 3 vezes nas páginas 9, 24 e 25.
- SILVERBERG, J. L. et al. Create a miura-ori fold pattern. In: . [s.n.], 2014. Disponível em: <<http://www.ingenia.org.uk/Content/ingenia/issues/issue61/amiura-ori-fold-pattern.pdf>>. Citado 2 vezes nas páginas 10 e 58.
- THE GUARDIAN. China confirms anti-satellite missile test. In: . 2007. Disponível em: <<https://www.theguardian.com/science/2007/jan/23/spaceexploration.china>>. Citado na página 22.
- UNISEC. De-orbiting strategies. 2017. Disponível em: <http://unisec-global.org/ddc/pdf/deorbit_whs.pdf>. Citado 4 vezes nas páginas 9, 21, 22 e 23.

VISAGIE, L.; LAPPAS, V.; ERB, S. Drag sails for space debris mitigation. In: *Acta astronautica*. [s.n.], 2015. v. 109, p. 65–75. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576514005190>>. Citado 3 vezes nas páginas 11, 26 e 30.

VRIES, W. H. D. Cubesat drag calculations. In: . Lawrence Livermore National Laboratory, 2010. Disponível em: <<https://e-reports-ext.llnl.gov/pdf/433600.pdf>>. Citado 7 vezes nas páginas 9, 11, 44, 45, 46, 47 e 49.

YA'ACOB, N. et al. Mitigation of space radiation effects on satellites at low earth orbit (leo). In: . Penang, Malaysia: 6th IEEE International Conference on Control System, Computing and Engineering, 2016. Disponível em: <<https://ieeexplore.ieee.org/document/7893545/>>. Citado 3 vezes nas páginas 9, 40 e 41.

Apêndices

APÊNDICE A – CubeSats

O grupo italiano GAUSS. Srl (Grupo de Astrodinâmica para o Uso de Sistemas Espaciais) desenvolveu o mecanismo *GAUSS CubeSat Deployer* (GPOD) (Fig. 49) para providenciar uma opção flexível para CubeSats. O sistema foi desenvolvido de forma a ser instalado dentro de um veículo lançador ou satélite. O GPOD está disponível para 1U, 2U, 3U e outras versões customizadas. (GAUSS TEAM, 2015)

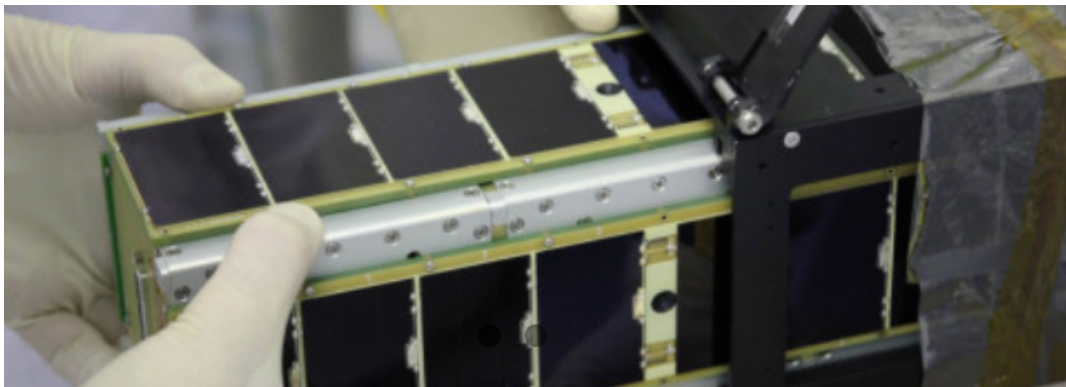


Figura 49 – CubeSat na estrutura G-POD (GAUSS TEAM, 2015)

Outro exemplo de adaptador rentável para a alocação de CubeSats é o adaptador europeu 3U ISIPOD (Fig. 50) desenvolvido pela ISIS (*Innovative Solutions In Space*) para uso nos Serviços *ISILaunch* de modo a acomodar CubeSats a bordo em uma grande variedade de veículos lançadores. No entanto, o dispositivo pode ser comprado separadamente caso o desenvolvedor deseje determinar o serviço de lançamento independentemente. Por *design*, o ISIPOD providencia uma simples interface. Durante o lançamento, os CubeSats são completamente enclausurados pelo ISIPOD e são liberados apenas por sinal do veículo lançador. (ISIS, 2016)



Figura 50 – Invólucro ISIPOD CubeSat (ISIS, 2016)

Outro mecanismo que serve como invólucro para CubeSats além de ser capaz de lançar os satélites para fora da carenagem de carga útil é o *JEM Small Satellite Orbital Deployer* (J-SSOD) (Fig.51). Este sistema está de acordo com as especificações do *design* de um CubeSat que transfere satélites do Módulo Experimental Japonês *Kibo's airlock* para o ambiente espacial e os lança em órbita. J-SSOD é composto de recipientes para os satélites, mecanismo de separação e caixa elétrica e é utilizado conectando-se a Plataforma de Experiência Multifuncional (MPEP). (JAXA, 2013)



Figura 51 – J-SSOD (JAXA, 2013)

O *deployer* J-SSOD foi utilizado no lançamento do CubeSat *3U* brasileiro SERPENS (Sistema Espacial para Realização de Pesquisa e Experimentos com Nanossatélites) (Fig. 52), realizado em parceria com diferentes universidades. Além da Universidade de Brasília (UnB), participaram também do projeto as universidades federais do ABC (Ufabc), de Santa Catarina (UFSC), de Minas Gerais (UFMG) e o Instituto Federal Fluminense (IFF). No exterior, fazem parte a *Universidad de Vigo*, da Espanha, a *Sapienza Università di Roma* e as norte-americanas *Morehead State University* e *California State Polytechnic University*. (AEB, 2015)



Figura 52 – O satélite SERPENS sendo lançado da ISS (*International Space Station*)

O SERPENS é o terceiro CubeSat brasileiro a ser colocado no espaço, sendo o segundo a ser lançado do laboratório espacial. O primeiro foi o Aesp-14, desenvolvido em parceria entre o ITA e o INPE. O objetivo principal do projeto Serpens é a capacitação de recursos humanos e a consolidação dos novos cursos de Engenharia Espacial brasileiros. ([AEB, 2015](#))

Essa primeira missão do projeto Serpens foi coordenada pela UnB, mas pelo cronograma aprovado, a UFSC é responsável por encabeçar o desenvolvimento do Serpens 2 de forma a viabilizar um revezamento na liderança do projeto. ([AEB, 2015](#))

APÊNDICE B – Códigos utilizados

Para plotar o gráfico da órbita SSO da fig.(14):

Matlab Code

```
1 %SSO
2 mu = 3.9861e5; %km3/s2
3 R = 6378; %km
4 J2 = 0.00108263;
5 omegadot = 2*pi/365.25/24/60/60; %rad/sec
6 h = 200:50:2000;
7
8 inc = acosd(-2/3*omegadot*(R+h).^3.5/(J2*R^2*mu^.5));
9
10 plot(h,inc)
11 xlabel('Altitude (km)')
12 ylabel('Inclina (graus)')
13 legend('e=0')
```

Código para plotar relação entre $F_{10.7}$, a densidade atmosférica ρ e o tempo de decaimento do satélite (fig.7) e (fig.21).

Matlab Code

```

1 %Plotar a relação de F10.7 com
2 %o tempo de decaimento de um satellite
3
4 clc
5 h = 400;
6 m0 = 5; % massa em kg
7 e = 0; % excentricidade
8 Cd = 2; % Coeficiente de arrasto
9 i = 97; %Inclinação
10 A = .54; %m
11 Re = 6378.137; %Raio da Terra
12 Mu = 398600.4418; %Indice gravitacional terrestre
13
14 F107=90:10:130;
15 Ap = 10; %Indice geomag.
16 a = Re+h; %semieixo maior
17 N = length(F107);
18 temp = zeros(1,N);
19 dens = zeros(1,N);
20 for ind = 1:N
21
22     [P,t] = computeOrbitalDecay(a,e,A,Cd,m0,F107(ind),Ap);
23     temp(ind)=t(end)/86400/365.25;
24
25     % Modelo basico de atmosfera:
26     m = 27-0.012.*(h-200); %180 < h [km]
27     < 500
28     H = (900 + 2.5.*(F107(ind)-70) + 1.5*Ap)/m; %Altitude
29     equivalente em km
30     rho = 6e-10.*exp(-(h-175)/H); %Densidade (kg
31     m^-3)
32     dens(ind) = rho;
33 end

```

```
32 plot(temp,F107); %Tempo de decaimento vs F10.7
33 hold on
34 grid on
35 xlabel('Tempo de decaimento (anos)');
36 ylabel('F10.7 (SFU)');
37 title('\Delta T vs. F10.7 para A = 0,21 m');
38 ylim([F107(1) F107(end)]);
39 xlim([temp(end) temp(1)]);
40
41 figure
42 plot(temp,dens);
43 grid on
44 xlabel('Tempo de decaimento (anos)');
45 ylabel('Densidade atmosferica (Kg/cm)');
46 title('\rho vs \Delta T para A = 0,21 m');
47
48 figure
49 plot(F107,dens);
50 grid on
51 xlabel('F10.7 (SFU)');
52 ylabel('Densidade atmosferica (Kg/cm)');
53 title('\rho vs F10.7 para A = 0,21 m');
```


Código utilizado nos capítulos 5 e 6 para plotar o tempo de decaimento para diferentes áreas. Este mesmo código foi adaptado para plotar diferentes níveis de $F_{10.7}$ e diferentes altitudes iniciais. (fig.21).

Matlab Code

```

1 %Plota curvas de decaimento para diferentes areas
2 clc
3
4 %Inputs:
5
6 h = 700; %altitude em km
7 m0 = 5; % mass of satellite in kg
8 e = 0; % excentricidade
9 Cd = 2; % coeficiente de arrasto
10 i = 97; %inclinacao da orbita
11 A = 0.21:0.05:0.54; %area transversal ao movimento do satelite
12
13 % Matriz de fatores de correcao para
14 %diferentes inclinacoes e altitudes
15
16 fator= [0.94 1.29 1.52; %300 km
17         0.91 1.20 1.41; %350 km
18         0.91 1.17 1.35; %400 km
19         0.85 1.07 1.22 ; %450 km
20         0.79 0.96 1.09 ]; %500 km
21 Re = 6378.137; % raio da Terra
22 Mu = 398600.4418; % Earth's standart gravitational parameter
23
24 if h>=120&&h<=500
25     F107=130;
26     Ap = 10;
27
28     %
29     if i < 22.5 %Inclinacoes
30         b2=1;%Coluna
31     elseif i >=22.5&&i < 77.25
32         b2 = 2;
33     elseif i >=77.25

```

```

34         b2=3;
35     end
36     if h<325
37         b1=1;%linha
38     elseif h>=325&&h<375
39         b1 = 2;
40     elseif h>=375&&h<425
41         b1=3;
42     elseif h>=425&&h<475
43         b1 = 4;
44     elseif h>=475&&h<500
45         b1 = 5;
46     end
47     n = fator(b1,b2); %Fator de correcao
48
49 elseif h>500&&h<=700 %Muda o valor medio de F107 e Ap
50     F107=130; %Valor Mdio MAX=200, MIN=130
51     Ap = 10;
52     n = 1; %Para altitudes mais elevadas nao e necessario
53 else
54     fprintf('Altitude fora do intervalo do programa. ');
55 end
56
57 a = Re+h; %semieixo maior
58 N = length(A);
59 str = cell(1,3) ;
60
61 for ind = 1:N
62
63     [P,t] = computeOrbitalDecay(a,e,A(ind),Cd,m0,F107,Ap);
64     temp = t(end)/86400*n/365.25; %Fator de correcao
65     hold all
66     plot(t./86400*n/365.25,((P./(2.*pi)).^2.*Mu).^(1/3)-Re, '
        linewidth',1); %Time vs Altitude
67
68     grid on
69     str{1,ind} = num2str(num2str(A(ind)));
70     xlabel('Tempo (anos)');
71     ylabel('Altitude (km)');

```

```
72     title('Decaimento da orbita vs. Tempo');
73     ylim([180 max(a-Re)]); %180 km to max altitude
74     [P,t] = deal([]);
75 end
76 legend(str) %Plota qual a area corresponde cada curva de
    decaimento
```

Anexos

ANEXO A – Código utilizado

Código utilizado como referência para o tempo de decaimento de satélites devido a ação do arrasto. (KOBlick, 2016)

Matlab Code

```

1 function [P,t] = computeOrbitalDecay(a,e,A,Cd,m0,F107,Ap)
2
3 % Proposito:
4 % Dando um satellite com um semieixo maior inicial e sua
   excentricidade correspondente,
5 % esta rotina ira computar a trajetoria orbital do satellite at
   que
6 % este alcance 180 km de altitude, ponto no qual este se torna
7 % suscetvel a re-entrar a atmosfera com uma fra de dia.
8 %
9 %
10 % Referencias:
11 % Pamrar, R. Satellite Orbital Decay Calcululations. The
   Australian Space Weather
12 % Agency.
13 % http://www.sws.bom.gov.au/Category/Educational/Space%20Weather/
   ...
14 % Space%20Weather%20Effects/SatelliteOrbitalDecayCalcululations.pdf
15
16 %%% Inputs:
17 % a [1 x N]/double Semi-eixo
   maior (km)
18 % e [1 x N]/double
   Excentricidade
19 % A [1 x N]/double Area
   efetiva (m)
20 % Cd [1 x N]/double
   Coeficiente de arrasto

```

```

21 % m0 [1 x N]/double Massa do
    s a t lite (kg)
22 % F107 [1 x N]/double F10.7
    Fluxo de radiacao solar
23 % Ap [1 x N]/double Indice
    geomagnetico
24
25 %%% Outputs:
26 % P [M x N] Periodo
    Orbital (sec)
27 % t [M x N] Tempo de
    propagacao (sec)
    (sec)
28
29
30 % Darin C. Koblick (c)
    02-12-2016
31 % Leticia S. L. Barros (d)
    05-14-2018
32
33
34 % _____ Comeco do Codigo
    _____
35
36 if exist('getConst','file')
37     const = getConst();
38     Re = const.Earth.Rad; %Raio da Terra (km)
39     Mu = const.Earth.Mu; %Parametro gravitacional
        terrestre
40 else
41     Re = 6378.137;
42     Mu = 398600.4418;
43 end
44
45 % Demonstracao de decaimento na ausencia de inputs por parte do
    usuario:
46 if nargin == 0
47
48     a = Re+(700); % km

```

```

49     m0 = 5;           %100                               % kg
50     A = 0.04;        %3U CubeSat                       % m^2
51     e = 0;           %0
52     Cd = 2;          %1
53     F107 = 130;      %70
54     Ap = 10;         %0
55
56
57     % G r ficos
58     [P,t] = computeOrbitalDecay(a,e,A,Cd,m0,F107,Ap);
59     figure('color',[1 1 1]);
60     plot(t./86400/365.25,((P./(2.*pi)).^2.*Mu).^(1/3)-Re,'k','
        linewidth',1); %Time vs Altitude
61     grid on;
62     xlabel('Tempo (anos)');
63     ylabel('Altitude (km)');
64     title(['Decaimento da orbita vs. Tempo ','A*C_D = ',num2str(
        A*Cd)]);
65     ylim([180 max(a-Re)]); %180 km to max altitude
66     [P,t] = deal([]);
67     %legend('Decaimento');
68     return;
69 end
70
71 P = 2*pi.*sqrt(a.^3./Mu); %Periodo orbital (sec)
72 Ae = A.*Cd;              %Area normal efetiva
73 dt = min(0.5*P);        %Incremento de tempo em segundos
74 t = 0;                   %Tempo de propaga decorrido (sec)
75
76 % Defini de rotinas de proje de ita :
77 h = @(P)((P./(2.*pi)).^2.*Mu).^(1/3)-Re; % Calcula a ea
        circular (km)
78 rP = @(a,e)a.*(1-e);     % Calcula o raio do
        perigeo (km)
79 he = @(a,e)(rP(a,e)-Re)+900.*e.^(0.6); % Calcula a altitude
        efetiva (km)
80
81 % Modelo basico de atmosfera:

```

```

82 m = @(h) 27 - 0.012.*(h-200); %180 < h [km]
    < 500
83 H = @(h) (900 + 2.5.*(F107-70) + 1.5.*Ap) ./m(h); %Altitude
    equivalente em km
84 rho = @(h) 6e-10.*exp(-(h-175)./H(h)); %Densidade (kg
    m^-3)
85
86 % Calculo do periodo correspondente a altura de 180 km:
87 P_min = 2*pi.*sqrt((Re+180).^3./Mu);
88
89 %Iteracao da orbita do satellite com o tempo:
90 while any(P(end,:) > P_min,2)
91     hh = he(h(P(end,:))+Re,e);
92     idx = hh >= 180;
93     %Calcula a variacao no periodo orbital:
94     dP = bsxfun(@rdivide,-3.*pi.*(hh+Re).*1000.*rho(hh).*Ae.*dt,
        m0);
95     P(end+1,idx) = P(end,idx)+dP(idx); %#ok<AGROW>
96     t(end+1,1) = t(end,1)+dt; %#ok<AGROW>
97 end
98
99 %Limpa resultados onde o periodo e menor que o periodo minimo (
    correspondente a 180 km):
100 P(P<P_min) = NaN;
101 end

```


ANEXO B – Resumos submetidos a congressos

1º Congresso Aeroespacial Brasileiro – Edição Especial Plêiade
01 a 03 de Novembro de 2018 – Foz do Iguaçu, PR – Brasil.



Artigo Original

Preliminary design of an origami foldable deorbiting sail for a 3U CubeSat

Cristian Vendittozzi¹, Giancarlo Santilli¹, Paolo Gessini¹, Álef Vinícius Ramos Dias² and Letícia Santos Lula Barros²

1. Associate Professor at the University of Brasília (UnB)
2. Graduate student at the University of Brasília (UnB).

vendittozzi@aerospace.unb.br

Keywords

Space Systems
CubeSat
Origami
Deorbiting sail
Deployable Systems

Abstract:

Since the beginning of the Space era, one of the major issues faced by space system engineers has been mass and volume reduction due to launch vehicle storage limitations and for launch cost reductions. In the past thirty years, considerable research has been done to design deployable structures for various space applications, for instance telescopic beams, collapsible solar panels, unfurlable antennas, foldable deorbiting sails, just to name a few.

Today several major efforts are aimed at finding ways to reduce the cost of launching spacecraft, renewing emphasis on small (pico-, nano- and micro-), less expensive and simpler satellites, such as the CubeSat concept.

The use of micro-satellites further reduces the size of the space systems that are required to perform the same tasks as those used on larger satellites, while trying to achieve the same levels of performance. Meeting the need for stowing large satellite systems into small launch envelopes has returned of great interest the research of optimized bending solutions such as those derived from the ancient Japanese art folding paper, called Origami.

In this paper, a new concept for a lightweight, low cost, small packaging volume, origami style foldable deorbiting sail - to be released on electrical command by a shape-memory alloy (SMA) actuator - is presented.

Before deployment the sail - divided into four separated items - and the whole deployment system, are stowed in a half CubeSat unit (1/2 U). When completely unfurled, the four items become a larger composed sail that can measure more than sixty times the initial spacecraft frontal area.

The non-pyrotechnical actuator can mitigate the problem of shock and contamination - common for devices - especially in case of small-sized spacecraft.

Materials compatible with space applications are evaluated to reach mission goals.

The paper aims to achieve a drag-sail deorbiting system that can be used on the same class satellites (CubeSats), combining the potentials given by the bending technique of Origami with a novel shape memory alloy actuators.

Artigo recebido em: 15.06.2018

Aprovado para publicação em: 01.03.2017

**United Nations/Brazil Symposium on Basic Space Technology
“Creating Novel Opportunities with Small Satellite Space Missions”**

Natal, Brazil
11-14 September 2018

Origami Deployable Deorbiting System

**Cristian Vendittozzi, Paolo Gessini, Giancarlo Santilli, Alef V. R.
Dias, Letícia Barros**

FGA – Universidade de Brasília
email:vendittozzi@aerospace.unb.br

ABSTRACT

The drastic reduction in mission costs required by space agencies is leading to a size reduction of the spacecraft.

Projects involving the use of constellations of nano-, micro- and mini-satellites increase every day saturating the lower orbits, demanding ever-more efficient end-of-life de-orbiting systems, reducing space debris production.

Smaller bus requires further optimization of subsystems volumes. A solution for this optimization problem is represented by deployable systems that allow to reduce the overall dimensions, even of large structures, folding them on themselves (collapsing the system) during launch, and then extending, recovering the much larger operational size, when in orbit.

Reducing the size of the bus also reduces the space reserved to the subsystems, as in the case of deorbiting systems, necessary to allow the mini satellites at the end of their life to decay towards the atmosphere.

Mini satellites on Low Earth Orbits (LEO) can exploit the residual atmosphere to deorbit using systems that increase aerodynamic drag. A light-weight drag sail is a useful system that require a smart solution to be tightly packaged in the smallest possible volume.

Origami is the ancient Japanese art of folding paper, that recently has been used to solve this kind of problems and that could be the ideal solution to reduce the above-mentioned packaging issues.

Deployable structures are already widely used in space applications either for transportation and storage due to stowing volume limitations of the launch vehicles. This study aims to present design alternatives of deorbiting systems for small satellites, developed using Origami folding technique to maximize the S/V ratio, where V is the folded volume and S the deployed surface.