



TÉCNICO
LISBOA



Planeamento preliminar de missão do ISTsat-2

Bruno Emanuel Fernandes Leal Duarte Pacheco

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeroespacial

Orientador: Prof. Paulo Jorge Soares Gil

Júri

Presidente: Prof. Paulo Jorge Coelho Ramalho Oliveira

Orientador: Prof. Paulo Jorge Soares Gil

Vogal: Prof. Agostinho Rui Alves da Fonseca

Novembro 2021

Dedicado à minha família

Agradecimentos

Quero começar por agradecer ao Professor Paulo Gil pelas orientações, ensinamentos e disponibilidade durante a realização deste trabalho.

Quero agradecer também a todos os meus colegas que de alguma forma me ajudaram neste longo percurso académico.

À minha namorada por todo o apoio e persistência durante todo o processo, muito obrigado.

E finalmente, aos meus pais, irmão e padrinho, que fizeram sempre tudo o que podiam para me ajudar.

Resumo

ISTsat-2 é o segundo satélite universitário do Instituto Superior Técnico, desenvolvido pela equipa do ISTNanosat e tem como objetivo principal proporcionar aos estudantes experiência no sector aeroespacial. Neste trabalho é realizado o planeamento preliminar de uma proposta de missão para o ISTsat-2. A proposta passa pela utilização de dois CubeSats, de formato 2U e 1U, lançados em conjunto como um 3U e separados em órbita. Os objetivos principais são a observação terrestre e o controlo da distância relativa entre os satélites. O objetivo da observação é a identificação de navios através de imagens e posterior comparação com dados do *Automatic Identification System* (AIS). A partir dos objetivos e requisitos são analisados os aspetos básicos do comportamento do satélite em órbita, como tempo de vida, visibilidade e eclipse. Por fim, é apresentado um desenho preliminar do satélite e uma análise das margens energética e de massa, baseadas numa seleção de produtos disponíveis comercialmente.

Palavras-chave: análise de missão, observação terrestre, CubeSat, distância relativa, projeto preliminar

Abstract

ISTsat-2 is the second satellite project of Instituto Superior Técnico. ISTNanosat team is responsible for its development, which aims to provide students hands-on experience in the aerospace industry. In this work the preliminary analysis and design of a mission proposal for ISTsat-2 is done. The use of two cubesats, 2U and 1U form factor, launched together as a 3U and separated in orbit is proposed. The main objectives are Earth observation and control of the relative distance between the satellites. The remote sensing goal is the detection of vessels through images and subsequent comparison with Automatic Identification System (AIS) data. From the objectives and requirements the basic aspects of satellite behavior in orbit, such as lifetime, visibility and eclipse, are analyzed. Finally, a preliminary satellite design and an analysis of the energy and mass budget, based on a selection of commercially off-the-shelf products, are presented.

Keywords: mission analysis, Earth observation, CubeSat, relative distance, preliminary design

Conteúdo

Agradecimentos	v
Resumo	vii
Abstract	ix
Lista de Tabelas	xiii
Lista de Figuras	xv
Lista de Símbolos	xvii
Lista de Abreviações	xix
1 Introdução	1
1.1 Motivação	1
1.2 Nanossatélites	1
1.2.1 Prós e contras dos CubeSats	3
1.2.2 Lançamento de CubeSats	4
1.3 Missões de nanossatélites	5
1.3.1 Ciência/Observação terrestre	6
1.3.2 Interplanetárias	7
1.3.3 Demonstração tecnológica	7
1.4 Satélites no Instituto Superior Técnico	8
1.4.1 ISTsat-1	8
1.4.2 ISTsat-2	9
2 Definição da missão	11
2.1 Objetivos da missão	11
2.2 Controlo da distância relativa por resistência aerodinâmica	12
2.2.1 Revisão bibliográfica de controlo por resistência aerodinâmica	14
2.2.2 Utilização da força de sustentação	14
2.3 Identificação de navios	15
2.3.1 Métodos existentes de deteção remota para identificação de navios	16
2.4 Comunicação inter-satélite	18
2.5 Descrição da missão	19

3	Análise de missão	21
3.1	Órbitas desejáveis	21
3.2	Análise preliminar	22
3.3	Solução para o afastamento dos satélites	24
3.4	Análise da solução de afastamento dos satélites	28
3.4.1	Tempo de visibilidade	29
3.4.2	Tempo de eclipse	31
3.4.3	Tempo de vida	33
4	Configuração do CubeSat A	37
4.1	Plataforma	37
4.1.1	Payload	37
4.1.2	Computador de bordo	38
4.1.3	Sistema de determinação e controlo de atitude	39
4.1.4	Estrutura	41
4.1.5	Mecanismo de separação	42
4.1.6	Comunicação	43
4.1.7	Sistema Elétrico	44
4.2	Projeto preliminar	45
4.3	Balanço das comunicações	47
4.4	Balanço energético	49
4.5	Balanço de massa	57
5	Conclusão	59
	Bibliografia	61

Lista de Tabelas

1.1	Pequenos satélites categorizados em função da massa.	1
1.2	Classes e respetivas dimensões que caracterizam os Cubesats.	2
1.3	Lançadores de pequenos satélites.	5
3.1	Órbitas consideradas para a missão.	22
3.2	Visibilidade a partir da estação terrestre do TagusPark para uma elevação mínima de 10°.	30
3.3	Tempo de eclipse mínimo, médio e máximo do satélite A.	32
4.1	Opções de câmaras de acordo com os requisitos de missão para a observação terrestre.	38
4.2	Características dos computadores de bordo considerados.	39
4.3	Módulos integrados de controlo e determinação de atitude para CubeSats.	40
4.4	Opções consideradas para recetor <i>Global Navigation Satellite System</i> (GNSS).	41
4.5	Opções consideradas para antena GNSS.	41
4.6	Opções consideradas para a estrutura do satélite.	42
4.7	Opções consideradas para mecanismos de separação.	42
4.8	Opções consideradas para as antenas de banda <i>Ultra High Frequency</i> (UHF) e S.	43
4.9	Opções consideradas para transdutores de banda S e UHF.	44
4.10	Opções consideradas para <i>Electric Power System</i> (EPS) com bateria.	45
4.11	Opções consideradas para painéis solares.	46
4.12	Balço da ligação inter-satélite em banda UHF para uma distância de 150 km.	48
4.13	Balço da ligação entre o satélite e a estação terrestre em banda S.	48
4.14	Potência utilizada pelos subsistemas do satélite em diferentes modos de funcionamento.	49
4.15	Parâmetros auxiliares para o balanço energético.	51
4.16	Potência teórica gerada pelos painéis solares em início e fim de vida do satélite.	51
4.17	Balço energético do satélite.	52
4.18	Balço da massa e altitude dos componentes.	57
4.19	Limites para a posição do centro de gravidade em relação ao centro geométrico de um satélite 2U.	57
4.20	Centro de gravidade do satélite tendo em conta as margens da massa para as duas configurações.	58

Lista de Figuras

1.1	Cubesats lançados por classe.	2
1.2	Lançamentos anuais de Cubesats por organização.	3
1.3	Taxa de sucesso de missões de CubeSats entre 2005-2018.	6
1.4	Principais aplicações de CubeSats nos anos de 2010-2019.	6
2.1	Aceleração normalizada das principais perturbações atuantes num satélite em <i>Low Earth Orbit</i> (LEO).	12
2.2	Coeficiente balístico e respetivo tempo de decaimentos de alguns satélites conhecidos	13
3.1	Comparação da distância relativa entre os satélites em três casos: sem velocidade de separação, com velocidade igual a 6 cm s^{-1} e 12 cm s^{-1} e para dois valores de coeficiente de resistência aerodinâmica $C_D = 2.4$ e $C_D = 2.2$	23
3.2	Área projetada de um paralelepípedo, em que α e ψ representam os ângulos de ataque e guinada, respetivamente.	25
3.3	Coeficiente balístico de acordo com todas as áreas projetadas possíveis para dois CubeSats 1U e 2U.	25
3.4	Distância relativa entre os dois satélites para diferentes valores de área projetada do satélite A.	26
3.5	Velocidade e altitude dos satélites no momentos iniciais após a separação.	27
3.6	Demonstração da variação da posição do satélite A de forma a controlar a distância entre os dois satélites	28
3.7	Influência da área inicial no controlo da distância entre os satélites.	28
3.8	Distância entre os satélites ao longo do seu tempo de vida.	29
3.9	Distância entre os satélites ao longo do seu tempo de vida para uma velocidade de separação de 6 cm s^{-1}	29
3.10	Tempo de visibilidade ao longo da vida útil do satélite A.	30
3.11	Tempo de contacto com a estação terrestre do satélite A durante o primeiro dia de Maio de 2021.	31
3.12	Ground track com círculo de visibilidade para os dois satélites.	31
3.13	Tempo de eclipse ao longo da vida útil do satélite A.	32
3.14	Variação do ângulo beta ao longo da missão.	33

3.15 Tempo de vida dos satélites utilizando o <i>General Mission Analysis Tool</i> (GMAT), tendo em consideração o controlo de distância (mudança da área projetada) e velocidade de separação.	34
3.16 Efeito da velocidade de separação no tempo de vida do satélite A.	35
3.17 Efeito dos limites utilizados para a área projetada no tempo de vida do satélite A.	35
4.1 Vista em explosão do satélite com subsistemas identificados.	46
4.2 Vista da face longa do satélite que aponta para zénite.	47
4.3 Vista da face longa do satélite que aponta para nadir.	47
4.4 Configurações consideradas dos painéis solares para a missão.	50
4.5 Potência gerada por um satélite 2U na configuração 1 (painéis fechados) e em modo nadir-pointing.	53
4.6 Potência gerada por um satélite 2U na configuração 2 (painéis abertos) e em modo nadir-pointing.	54
4.7 Potência gerada por um satélite 2U na configuração 1 (painéis fechados) em modo sun-pointing.	55
4.8 Potência gerada por um satélite 2U na configuração 2 (painéis abertos) em modo sun-pointing.	56

Lista de Símbolos

Simbolos gregos

α	Ângulo de ataque
η	Eficiência do painel solar
Ω	Ascensão recta do nodo ascendente
ω	Argumento do perigeu
ψ	Ângulo de guinada
θ	Ângulo de incidência entre o Sol e o painel solar

Simbolos romanos

A	Área
A_{eff}	Área efetiva do painel solar
C_D	Coeficiente de resistência aerodinâmica
D	Degradação do painel por ano
E	Anomalia verdadeira
e	Excentricidade
E_b	Energia por bit
G_r	Ganho da antena recetora
G_t	Ganho da antena emissora
h	Altitude
i	Inclinação
I_d	Fator de degradação inerente do painel solar
k	Constante de Boltzmann
L	Duração da missão

L_d	Degradação dos painéis solares durante a sua vida útil
L_p	Atenuação em espaço livre
m	Massa
N_0	Densidade espectral de ruído
P_t	Potência de transmissão
P_{BOL}	Potência gerada pelos painéis em início de vida
P_{EOL}	Potência gerada pelos painéis em fim de vida
P_{in}	Densidade média do fluxo energético da radiação solar
R	Débito binário
T	Período orbital
T_s	Temperatura do sistema
v	Vetor velocidade
x	Vetor posição

Subscritos

0	Momento inicial no domínio do tempo
A, B	Referência ao satélite
S	Momento de separação entre os satélites

Lista de Abreviações

ADCS *Attitude Determination and Control Subsystem*

AIS *Automatic Identification System*

BER *Bit Error Rate*

CNES *Centre National d'Études Spatiales*

COTS *Commercial Off-The-Shelf*

DET *Direct Energy Transfer*

EPS *Electric Power System*

ESA *European Space Agency*

GMAT *General Mission Analysis Tool*

GNSS *Global Navigation Satellite System*

GPS *Global Positioning System*

HDRM *Hold Down and Release Mechanism*

IMO *International Maritime Organization*

IMU *Inertial Measurement Unit*

ISS *International Space Station*

LEO *Low Earth Orbit*

MPPT *Maximum Power Point Tracking*

NASA *National Aeronautics and Space Administration*

P-POD *Poly Picosatellite Orbital Deployer*

PPT *Peak Power Tracking*

SAR *Synthetic Aperture Radar*

SDR *Software Defined Radio*

SSO *Sun Synchronous Orbit*

TTFF *Time To First Fix*

UHF *Ultra High Frequency*

USD *United States Dollar*

VHF *Very High Frequency*

VIIRS *Visible Infrared Imaging Radiometer Suit*

VTS *Vessel Traffic Service*

ZEE *Zona Económica Exclusiva*

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação

No ano de 1957 o Mundo assistia ao lançamento de Sputnik 1 (uma esfera com 58.5 cm de diâmetro e 83.6 kg [1]), o primeiro satélite artificial da Terra. Este acontecimento marca o início da conhecida Corrida Espacial. Em 1969 os Estados Unidos da América chegam pela primeira vez à Lua. Por esta altura, a exploração económica dos satélites era controlada pelos governos. A construção de um satélite exigia recursos técnicos avançados e financiamento elevado, para além dos custos e complexidade dos lançamentos [2].

O espaço fica mais acessível com a miniaturização eletrónica, que permitiu uma redução significativa de dimensões dos satélites. A utilização de produtos disponíveis comercialmente, em inglês *Commercial Off-The-Shelf* (COTS) permitiu a criação de pequenos satélites por uma fração de massa, custo e tempo.

Neste trabalho é desenvolvido o planeamento preliminar da missão de um pequeno satélite, com foco na definição da missão, análise e caracterização dos subsistemas envolventes.

1.2 Nanosatélites

O termo 'pequenos satélites' (*smallsats*, em inglês) é utilizado para qualquer satélite artificial que pese menos de 180 kg. Os pequenos satélites podem ser classificados em função da sua massa [3] (tabela 1.1).

Satélite	Massa [kg]
Mini	100 - 180
Micro	10 - 100
Nano	1 - 10
Pico	0.01 - 1
Femto	0.001 - 0.01

Tabela 1.1: Pequenos satélites categorizados em função da massa .

É na categoria de nanossatélites que se inserem os CubeSats, caracterizados pelo seu design em forma de cubo. Este conceito foi introduzido pela primeira vez em 1999 por Bob Twiggs (Stanford University) e Jordi Puig-Suari (California Polytechnic State University) [4]. Como unidade base definiram uma estrutura cúbica com $10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 11.35\text{ cm}$ e um peso máximo de 1.33 kg, denominado 1U. Na tabela 1.2 estão representadas as classes e dimensões de algumas configurações de CubeSats, que resultam da integração de várias unidades base 1U. Diferentes configurações são utilizadas para atingir diversos fins. A configuração mais utilizada é a 3U, que representa cerca de 61 % dos CubeSats lançados (figura 1.1). Entre 2012 e 2018, 80 % dos pequenos satélites lançados eram CubeSats [5].

Classe	Dimensões, cm
1U	$10 \times 10 \times 11.35$
3U	$10 \times 10 \times 34.05$
6U	$12 \times 24 \times 36$
12U	$23 \times 24 \times 36$

Tabela 1.2: Classes e respetivas dimensões que caracterizam os Cubesats [6, 7].

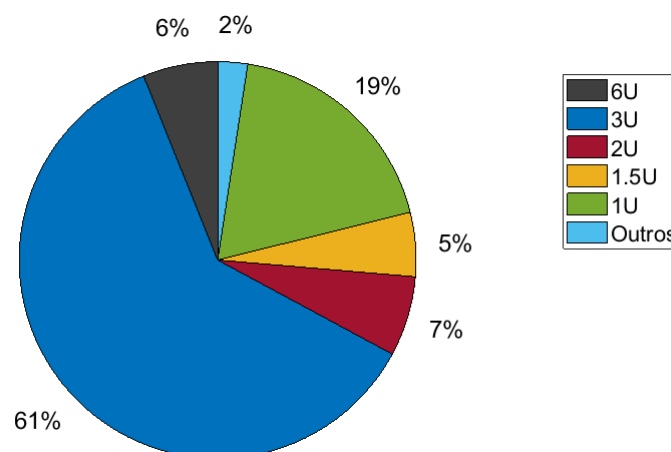


Figura 1.1: Cubesats lançados por classe [8].

O principal objetivo do CubeSat era fornecer aos alunos experiência prática na construção, projeto e planeamento da missão de um pequeno satélite. Para além disto, a intenção dos criadores era maximizar a probabilidade destes satélites voarem até ao espaço como carga secundária no lançamento de satélites maiores. Por esta razão, o conceito foi desenvolvido com modelos padrão de interfaces de forma a diminuir o risco para os satélites primários.

Inicialmente o conceito foi descrito como nada mais do que um 'brinquedo no espaço' [9]. No entanto, nos últimos anos, o desenvolvimento de missões mais complexas mostrou que os CubeSats podem ser utilizados para mais do que apenas uma ferramenta académica, passando a serem vistos como uma oportunidade comercial. Na figura 1.2 podemos ver a migração da finalidade dos CubeSats das universidades para o uso comercial.

Um dos interesses dos CubeSats é a sua possível estruturação como constelação de satélites.

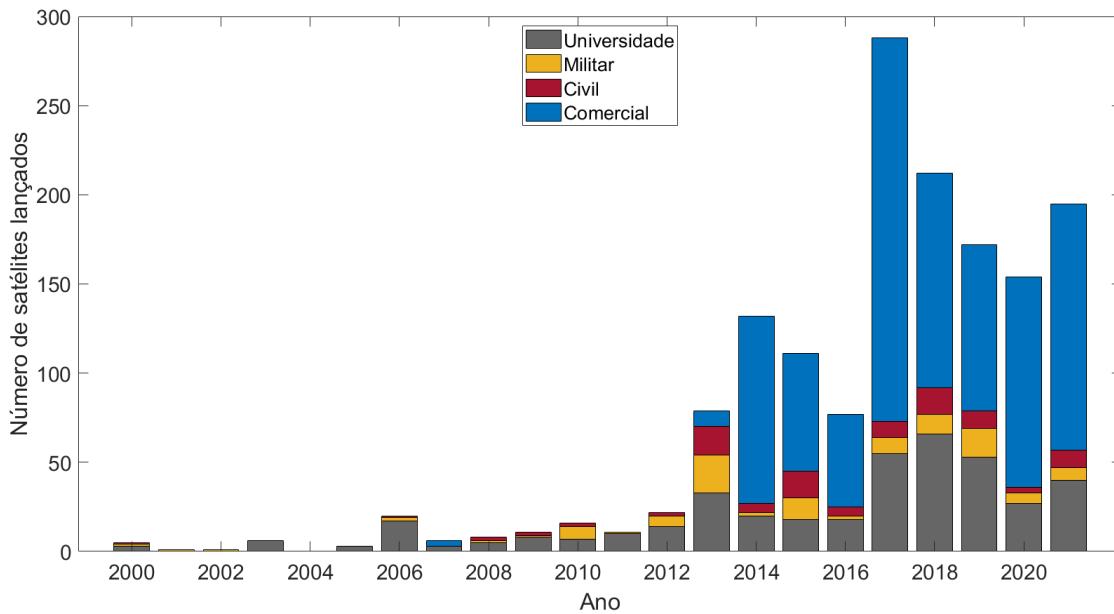


Figura 1.2: Lançamentos anuais de Cubesats por organização [8].

Foram feitos estudos sobre a possível substituição ou renovação de antigas constelações de micro satélites por CubeSats. Por exemplo, uma constelação de 35 CubeSats 6U teria aproximadamente o mesmo custo de lançamento da constelação RapidEye, com 5 satélites de 150 kg, e ainda conseguia diminuir o tempo de revisita de 1 dia para 3–5 h [10].

1.2.1 Prós e contras dos CubeSats

Pequenos, leves e baratos são as três principais características que distinguem os CubeSats dos médios e grandes satélites, mais comuns. Isto implica uma redução de complexidade que por sua vez se reflete numa diminuição do tempo de desenvolvimento necessário para a construção de cada modelo.

No meio académico o tempo de desenvolvimento de um CubeSat é em média 3.8 anos, enquanto que a nível militar e comercial é inferior a 2 anos [11]. A tendência destes valores é diminuir com a evolução tecnológica e de técnicas de construção mais eficazes. Com isso em mente, a OneWeb Satellites (parceria entre a OneWeb e a Airbus) está a projetar uma fábrica dedicada à produção em massa de pequenos satélites, capaz de construir 2 por dia a 1/50 do custo de um satélite normal. O objetivo é criar uma constelação que pode ir desde os 650 até aos 1980 satélites, cada um com 150 kg [12].

Atualmente já é possível comprar um kit de CubeSat 1U por cerca de 22,000 \$ com lançamento incluído (preço para universidades) [13]. Este valor é bastante baixo quando comparado com um satélite maior, que facilmente chega aos milhões de *United States Dollar* (USD). O principal responsável por estes valores é o custo do lançamento que representa 29% do custo total de pequenos satélites [14]. Tradicionalmente, um foguete lança apenas um ou dois satélites, os Ariane 1-4 [15] são um exemplo disso. No entanto, o tamanho dos CubeSats possibilita o lançamento de múltiplos satélites no mesmo veículo, o que reduz drasticamente os custos por satélite.

O lançamento de um CubeSat 3U para *Low Earth Orbit* (LEO) através da Spaceflight custa 145,000 \$, aproximadamente 6 vezes inferior ao de um satélite com 50 kg [16]. Com a NanoRacks um CubeSat 1U pode ser lançado na *International Space Station* (ISS) por 85,000 \$, preço base [17].

O tamanho dos CubeSats não é sempre uma vantagem, os componentes utilizados são significativamente mais pequenos comparados com os satélites tradicionais (computador de bordo, painéis solares, baterias, etc) o que os torna menos eficazes e mais sensíveis à radiação acabando por se deteriorar mais rapidamente. O volume limitado pode dificultar o projeto de um satélite em termos de, por exemplo, comunicações, captura de imagem e controlo ativo o que impossibilita a utilização destes satélites para missões mais complexas.

1.2.2 Lançamento de CubeSats

O lançamento de pequenos satélites pode ser dividido em duas fases: o voo e a separação.

No caso dos CubeSats existem duas formas possíveis de voo: à boleia no lançamento de satélites maiores como carga secundária (*piggyback*, em inglês), ou a partilha de um foguete mais pequeno com outros pequenos satélites. No primeiro caso a órbita e data de lançamento estão sempre dependentes do satélite primário. Por esta razão os CubeSats têm que estar preparados para realizar a missão independentemente da órbita ou esperarem por um lançamento para a órbita pretendida. Existe ainda a possibilidade da missão do pequeno satélite ser cancelada no caso de ser detetado qualquer risco para o satélite primário.

Os valores para este método variam normalmente entre 30,000 \$/kg e 50,000 \$/kg [14]. Alguns exemplos de veículos mais utilizados para boleia são o Falcon 9 da SpaceX que lançou em 2018 cerca de 71 pequenos satélites (1–50kg), seguido do PSLV com 52 e o Antares com 14 [18].

No segundo caso (partilha de um mini lançador) um conjunto de pequenos satélites com dimensões semelhantes partilham um foguete mais pequeno. A probabilidade de total ocupação do foguete é maior, o que reduz o preço por satélite. No entanto, devido ao número de participantes o voo pode estar sujeito a mais atrasos. Este tipo de lançamento é mais vantajoso para constelações de satélites, uma vez que envolve apenas um participante. Electron é um foguete Neozelandês de 17 m desenvolvido pela Rocket Lab para pôr em órbita nano e microssatélites, conseguindo colocar 150 kg numa órbita circular heliossíncrona a 500 km de altitude [19]. Minotaur I é um foguete americano de 4 estágios derivado de um míssil balístico e do foguete Pegasus que consegue colocar uma carga de 580 kg numa órbita a 200 km. Até hoje o Minotaur I efetuou 11 voos todos com sucesso [20]. Na tabela 1.3 são apresentados alguns exemplos de mini lançadores e as suas características.

Durante o voo, os satélites estão sujeitos ambientes acústicos intensos e elevados níveis de vibração, por isso a sua estrutura e os materiais utilizados têm que estar preparados para suportar este ambiente hostil [26]. Por esta razão, é necessária a utilização de dispensadores (*Dispenser*, em inglês) que funcionam como elo de ligação entre os satélites e o veículo de lançamento. A função deste mecanismo é proteger os satélites nesta fase e proceder ao lançamento no momento certo.

Em paralelo com o CubeSat surge o Poly Picosatellite Orbital Deployer (*P-POD*), dos mesmos cri-

Veículo	Carga [kg]	Altitude [km]	Satélites lançados	Custo [\$/kg]	Fonte
Electron	150	500	40	33K	[18, 19]
Minotaur I	580	LEO	62	26K	[20, 21]
Vector R	60	-	Em desenvolvimento	25K	[22, 23]
Vector H	125	-	Em desenvolvimento	28K	[22, 23]
Taymyr	10-180	LEO	-	40K-60K	[21]
LauncherOne	500	LEO	-	40K	[18, 24]
Firefly Alpha	1000	LEO	1 voo falhado	15K	[25]

Tabela 1.3: Lançadores de pequenos satélites

adores Jordi Puig-Suari e Bob Twiggs [27] que consiste numa caixa rectangular em alumínio capaz de transportar até 3 CubeSats 1U colocando-os em órbita através de um mecanismo de mola.

A universidade de Toronto desenvolveu o XPOD com o mesmo conceito do P-POD mas que consegue acomodar uma carga máxima de 12 kg [28].

Outro exemplo é o *Nanosatellite Launch Adapter System* (NLAS) que pode ser adaptado a diferentes veículos, contém 4 dispensadores que podem transportar CubeSats até 6U cada um (24U no total) e existe ainda a possibilidade de unir vários NLAS [29].

O *NanoRacks CubeSat Deployer* (NRCSD) é um sistema de lançamento de CubeSats a partir da ISS. Este sistema pode assumir diferentes formas com uma capacidade máxima de 12U [30].

O Japanese Experiment Module (JEM) Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD), desenvolvido pela *Japan Aerospace eXploration Agency* (JAXA), é outra alternativa para lançar satélites da ISS. Tem a capacidade máxima de 6U e já foram lançados 41 satélites com este mecanismo [31, 32].

Uma vez na ISS, ambos os sistemas (NRCSD e J-SSOD) lançam os satélites com a ajuda do *Japanese Experiment Module Remote Manipulator System* (JEMRMS), um sistema robótico para lançamento de pequenos satélites, desenvolvido pela JAXA.

Já aconteceu também o lançamento à mão, com a ajuda dos astronautas no exterior da ISS. O primeiro foi o SuitSat-1 em 2006 [33].

Entre 2005 e 2018 apenas 12% dos nanosatélites lançados falharam na fase de lançamento. Na figura 1.3 podemos ver a taxa de sucesso de missões de CubeSats durante este período [34].

1.3 Missões de nanosatélites

Nesta secção são apresentadas missões típicas ou emblemáticas realizadas por nanosatélites. Na figura 1.4 pode ser observado o número de CubeSats lançados por tipo de missão entre 2010 e 2019 [35].

Como podemos observar nos últimos anos o papel dos CubeSats na observação terrestre tem aumentado. Nos próximos quatro anos a tendência é o aumento de missões na área das comunicações [18]. As aplicações mais comuns no período de tempo indicado são a observação terrestre e demonstração tecnológica.

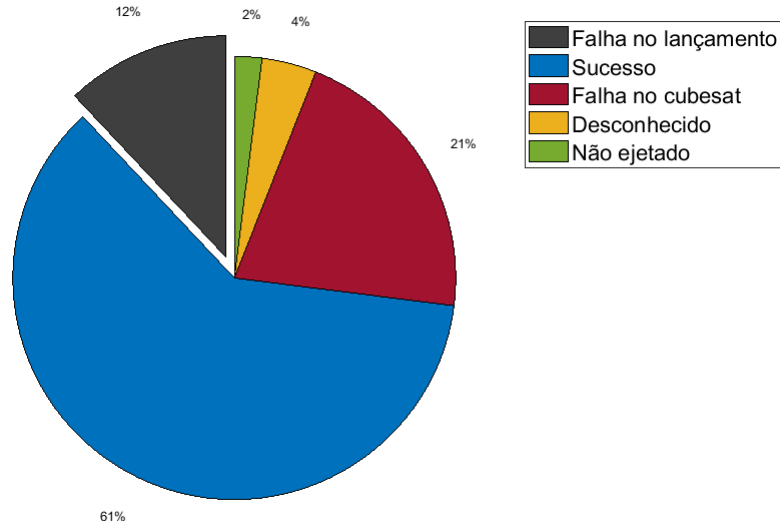


Figura 1.3: Taxa de sucesso de missões de CubeSats entre 2005-2018.

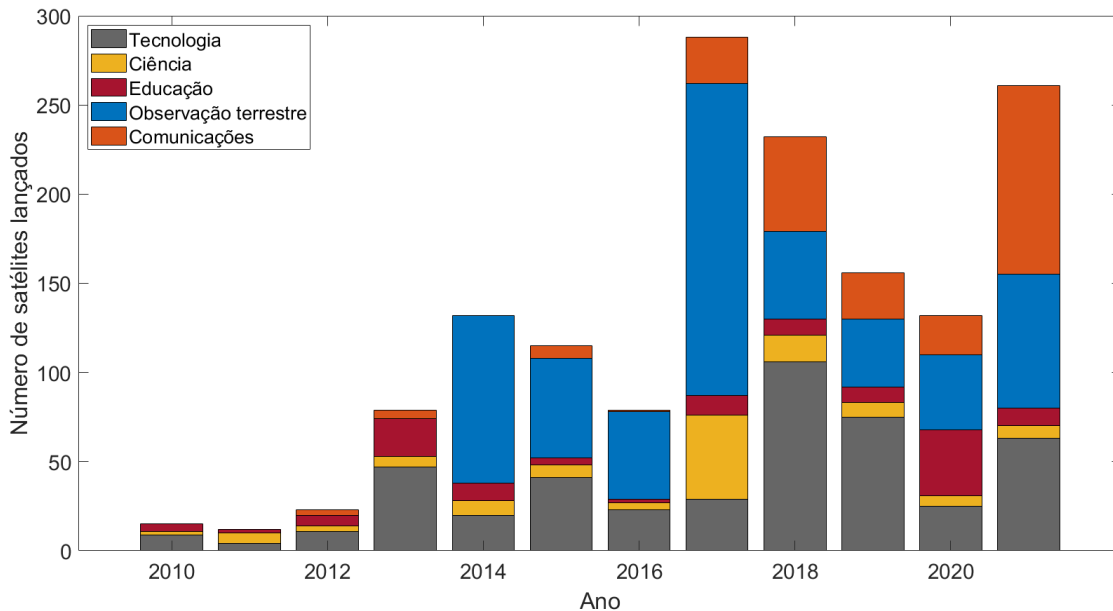


Figura 1.4: Principais aplicações de CubeSats nos anos de 2010-2019 .

1.3.1 Ciência/Observação terrestre

Como foi apresentado na secção anterior, observação terrestre foi das aplicações mais utilizadas por CubeSats. Nesta subsecção são apresentados alguns exemplos de aplicações nesta área em conjunto com aplicações científicas.

O SWIMSat (6U) é um satélite universitário para a monitorização de ejeções de massa coronal (EMC) do Sol e impactos de meteoros na Terra. A missão está desenhada idealmente para uma órbita geostacionária, permitindo maximizar o tempo de comunicação com a estação terrestre assim como uma boa altitude para observar o Sol. No entanto, devido às poucas oportunidades de lançamento e dificuldades propulsivas para atingir este fim, é apresentada uma solução em LEO focando-se apenas

na monitorização de meteoros, MSat (3U). O lançamento do SWIMSat está previsto para 2021 e poderá ser o primeiro CubeSat numa órbita geoestacionária [36].

O SWEET (*Sweet Water Earth Education Technologies*) é um satélite desenvolvido pela Universidade Técnica de Munique que estava previsto ser lançado em 2019 na órbita da ISS, com o objetivo de monitorizar os níveis e a qualidade de reservatórios de água em África para possibilitar o acesso a água potável às populações locais [37].

O INFANTE é um projeto português desenvolvido por um conjunto de empresas e universidades e será o primeiro satélite de uma constelação de 12. O satélite 16U tem vários payloads¹ entre os quais um sistema AIS e ADS-B para monitorização de navios e aviões, respetivamente [38].

1.3.2 Interplanetárias

A utilização de CubeSats já passou além da órbita terrestre. Nesta subsecção são descritos alguns satélites com missões em planetas diferentes.

MarCO (*Mars Cube One*) é uma missão espacial interplanetária desenvolvida pela *National Aeronautics and Space Administration* (NASA). A missão consiste em dois Cubesats 6U idênticos que irão facilitar as comunicações durante as fases de entrada, descida e aterragem em Marte da missão InSight (*Interior Exploration using Seismic Investigations, Geodesy and Heat Transport*). Os dois CubeSats serão lançados juntamente com o InSight e separados do veículo pouco depois deste, seguindo cada um o seu caminho até Marte de forma independente. O sucesso da utilização deste tipo de satélites para missões interplanetárias vai permitir diminuir o risco de algumas fases a um custo relativamente baixo. O lançamento foi feito em Maio de 2018 e completou a aterragem em Novembro do mesmo ano [39].

O projeto DARCSIDE (*Deployable Atmospheric Reconnaissance CubeSat with Sputtering Ion Detector at Europa*) tem como objetivo a medição de partículas energéticas e a densidade da atmosfera, medida através da resistência aerodinâmica aplicada no CubeSat, de Europa, uma das luas de Júpiter. É um satélite 3U desenvolvido pela Universidade do Novo México [40].

1.3.3 Demonstração tecnológica

Uma utilização comum para os CubeSats é a demonstração do comportamento de novas tecnologias em ambiente espacial. Nesta subsecção são apresentados diferentes CubeSats com esta finalidade.

MakerSat é um CubeSat 1U desenvolvido pela Northwest Nazarene University, Idaho (EUA) que vai contar com duas missões que têm como finalidade a recolha de dados e informações que serão utilizados para projectos como o Archinaut da *Made in Space*, uma plataforma de fabricação e montagem autónoma de sistemas mais complexos e de maior dimensão. O primeiro de duas missões planeadas, MakerSat-0 impresso em 3D na Terra, foi lançado com o objetivo de recolher dados sobre como reagem diferentes materiais (polímeros) utilizados por impressoras 3D no Espaço, mais especificamente medir a perda de massa devido a radiação ultravioleta, radiação ionizada e desgaseificação. Ao contrário do

¹ Termo em inglês para descrever os subsistemas da missão dedicados à produção de dados.

MakerSat-0, o MakerSat-1 será construído no espaço, a bordo da ISS, apenas o hardware será feito em Terra e depois fixado no satélite com a ajuda da tripulação. O facto da estrutura ser construída em ambiente de micro-gravidade pode levar a uma redução significativa dos custos do satélite e até a estruturas alternativas que seriam difíceis de realizar em Terra [41].

AMODS (*Autonomous Mobile On-orbit Diagnostic System*) é um projeto que tem como objetivo o diagnóstico e possível reparação de outro satélite ou constelação. O projeto conta com dois tipos de satélites, ambos 3U: os RSat que têm dois braços móveis que lhe permitem o suporte no satélite hospedeiro e posterior reparação e uma câmara para realizar a inspeção; e os BRICSat que são responsáveis pela deslocação dos RSats até ao satélite hospedeiro [42]. Este segundo satélite é utilizado para reduzir os custos e complexidade dos primeiros, sendo que apenas um BRICSat pode fazer a deslocação de diferentes RSat (não simultaneamente) evitando gastos em sistemas de propulsão e controlo de atitude. Isto permite à estação terrestre o acesso físico constante ao satélite hospedeiro.

O projeto Cislunar Explorer, que foi selecionado num concurso da NASA, está a ser desenvolvido pela Universidade de Cornell e será o primeiro a demonstrar a possibilidade de utilizar água como combustível caso tenha sucesso a colocar o satélite a orbitar a Lua. O satélite que no seu conjunto é um CubeSat 6U é formado por dois em forma de L [43].

SpudNik 1 é um CubeSat 3U da Universidade Prince Edward Island no Canadá que consiste em desenvolver e testar um sistema preciso de imagem que será utilizado na agricultura, foi um dos 15 vencedores do CCP (*Canadian Cubesat Project*). O sistema vai ser usado para obtenção de dados relativos à qualidade do solo e das culturas, monitorizar danos físicos causados por condições meteorológicas e insetos de forma a aumentar a sustentabilidade agrícola [44]. O lançamento está previsto acontecer entre 2021 e 2022.

1.4 Satélites no Instituto Superior Técnico

1.4.1 ISTsat-1

O ISTsat-1² é o primeiro satélite do projeto ISTnanosat, desenvolvido no Instituto Superior Técnico por alunos e professores da instituição. O satélite começou a ser elaborado em Setembro de 2004, sendo que em 2016 ganhou uma nova vida quando foi apresentada a candidatura ao programa da *European Space Agency (ESA) Fly Your Satellite*, acabando por ser um dos escolhidos para ser lançado para o espaço. O objetivo principal do projeto é fornecer aos alunos e professores a possibilidade de trabalharem em primeira mão com sistemas espaciais.

A missão do ISTsat-1 tem como principal objetivo a realização de um estudo de viabilidade para a utilização de CubeSats para a monitorização de aeronaves em áreas cobertas por estações terrestres através de sinais ADS-B. O projeto pretende provar que um satélite de baixo orçamento pode ser utilizado como satélite de apoio ADS-B.

²<http://istsat-one.tecnico.ulisboa.pt/~istsat-one.daemon/>

1.4.2 ISTsat-2

O ISTsat-2 é o segundo satélite desenvolvido no Instituto Superior Técnico pela equipa do ISTnanosat. Nesta dissertação é feito um estudo de viabilidade de uma proposta de missão para o ISTsat-2.

Em primeiro lugar os objetivos da missão são definidos e é apresentada uma descrição geral da missão. De seguida é feita uma análise preliminar do comportamento do satélite em órbita, tendo como objetivo principal o estudo da distância relativa entre dois CubeSats em LEO.

Por fim é realizada uma revisão bibliográfica dos componentes a integrar o satélite concluindo com o projeto preliminar, orçamentos e análise de resultados.

Capítulo 2

Definição da missão

Neste capítulo os objetivos e requisitos da missão são analisados. É feita uma revisão bibliográfica de missões já realizadas ou propostas no mesmo âmbito dos objetivos apresentados. Para finalizar o capítulo é realizada uma breve descrição da missão e dos satélites.

2.1 Objetivos da missão

O objetivo primário deste e outros projetos universitários semelhantes é sempre o educacional, ou seja permitir aos participantes a experiência de trabalhar em projetos espaciais sendo que o sucesso é medido pela aprendizagem adquirida durante a fase de desenvolvimento, neste caso do satélite.

A missão tem como um dos objetivos estudar o controlo e manutenção da distância relativa entre dois CubeSats em LEO. Manter esta distância vai permitir também testar comunicações inter-satélites.

Como terceiro objetivo e como forma de apoiar na monitorização e controlo do espaço preenchido pelo território marítimo português será utilizado um sistema de observação terrestre para a identificação de navios.

A missão contempla assim três objetivos principais: o controlo da distância entre os satélites, a comunicação entre eles e a observação terrestre, mais especificamente do oceano.

Definidos os objetivos da missão é possível determinar alguns requisitos que deles advêm. Os requisitos podem sofrer atualizações no decorrer do processo de evolução do projeto, funcionando normalmente como suposições preliminares.

Para o controlo da distância e comunicação entre os satélites é necessário um sistema de determinação e controlo de atitude com elevada exatidão.

Uma vez que este é um projeto universitário o proposto relativamente à observação é que a resolução seja o maior possível tendo em conta o tamanho e limitações do CubeSat considerado.

Tendo em conta que a missão se baseia em dois CubeSats existem também requisitos impostos na construção deste tipo específico de satélites de forma a respeitar os limites de massa e dimensões, já referidos no capítulo 1. A comunicação diária com a estação terrestre é também considerado um requisito da missão.

2.2 Controlo da distância relativa por resistência aerodinâmica

A resistência aerodinâmica é uma força oposta ao movimento de um objeto criada pela atmosfera que o envolve.

O valor desta força está diretamente relacionado com a densidade da atmosfera, que diminui com a altitude. Nas camadas superiores da atmosfera o valor da densidade é reduzido, mas, ao longo do tempo o atrito atmosférico provoca uma dissipação de energia do sistema e posteriormente o decaimento da órbita (redução da altitude) e eventual reentrada. A resistência aerodinâmica apresenta um papel dominante no que diz respeito às principais perturbações que atuam num satélite, sobretudo em LEO. Na figura 2.1 está apresentado um gráfico com a comparação entre as acelerações normalizadas de diferentes perturbações atuantes num satélite de acordo com a altitude.

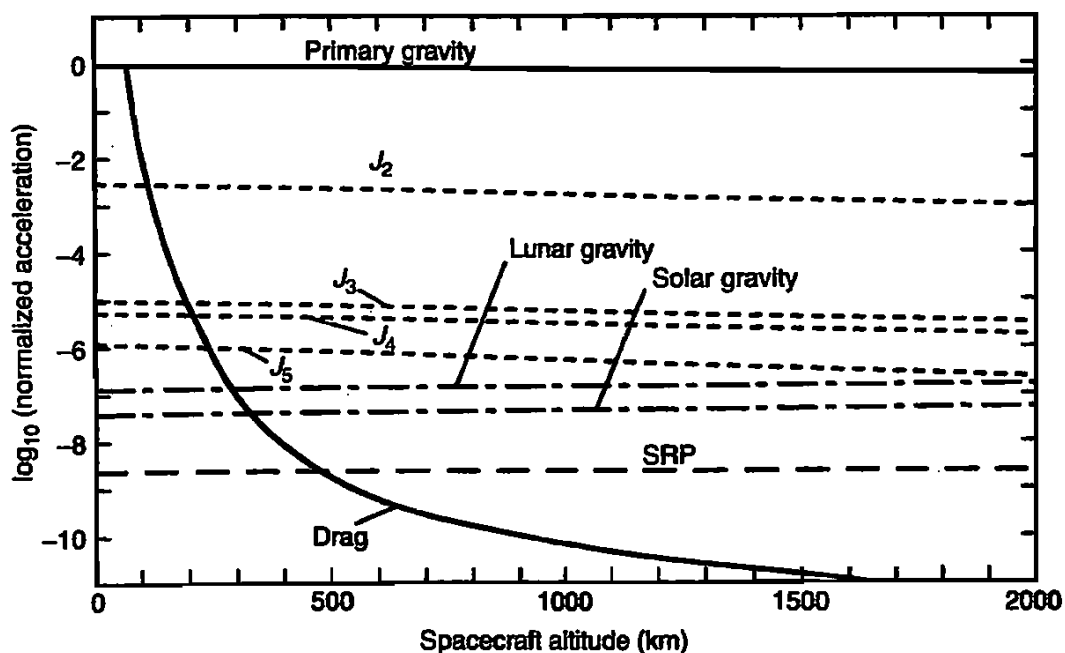


Figura 2.1: Aceleração normalizada das principais perturbações atuantes num satélite [45].

A aceleração decorrente da resistência aerodinâmica¹ pode ser expressa através da equação (2.1), onde ρ é a densidade atmosférica, C_D é o coeficiente de resistência aerodinâmica, A é a área da secção do satélite perpendicular ao movimento, m é a massa do satélite e v a velocidade.

$$a_D = \frac{1}{2} \rho C_D \frac{A}{m} v^2 \quad (2.1)$$

A resistência aerodinâmica é fortemente afetada pelas variações locais da densidade atmosférica, especialmente em altitude mais baixas. As variações são principalmente causadas por influência solar [46]. Pela equação (2.1) é possível afirmar que, se dois satélites estão a passar por camadas da atmosfera com densidade semelhante (ρ iguais) a diferença na aceleração de resistência aerodinâmica depende apenas das características físicas dos satélites, que podem ser expressas como o coeficiente balístico (equação (2.2)).

¹<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/drageq.html>

$$BC = \frac{m}{C_D A} \quad (2.2)$$

A diferença das resistências aerodinâmicas aplicadas a dois ou mais satélites produz um respectivo diferencial de aceleração. Se não for aplicado qualquer tipo de mecanismo de controlo, a resistência aerodinâmica somada a outras perturbações, provoca eventualmente um afastamento ou aproximação entre os satélites.

No entanto, é possível utilizar as características de cada satélite (forma, área e massa, i.e. coeficiente balístico) para criar propositadamente um diferencial de resistência aerodinâmica. Este diferencial pode ser usado para controlar a posição relativa dos satélites, sendo que em 1986 foi proposta a manutenção de uma formação de satélites com a utilização da resistência aerodinâmica [47]. Alterar a massa é normalmente irreversível e apenas possível quando é utilizado propelente para propulsão, o que não é comum no domínio dos CubeSats. Contudo, existem formas de ajustar o valor da área projetada. Em [48] são utilizadas placas que quando ajustada a direção em relação à velocidade criam mais ou menos área. Estas placas podem também ser utilizadas como painéis solares [49].

Uma segunda hipótese é aproveitar a assimetria de um dos satélites e girar sobre ele mesmo de forma a criar uma área maior. Um acréscimo na área provoca uma diminuição do coeficiente balístico. Pode-se concluir, através das equações 2.1 e 2.2, que esta diminuição provoca um aumento da aceleração decorrente da resistência aerodinâmica.

Na figura 2.2 são apresentados vários satélites conhecidos e o seu respetivo tempo de decaimento para uma órbita circular de 400 km ou 600 km de altitude e uma inclinação de 45°, considerando $C_D = 2.2$ para todos os objetos. É possível verificar que quanto mais denso (maior massa por unidade de área) mais tempo demora o satélite a cair.

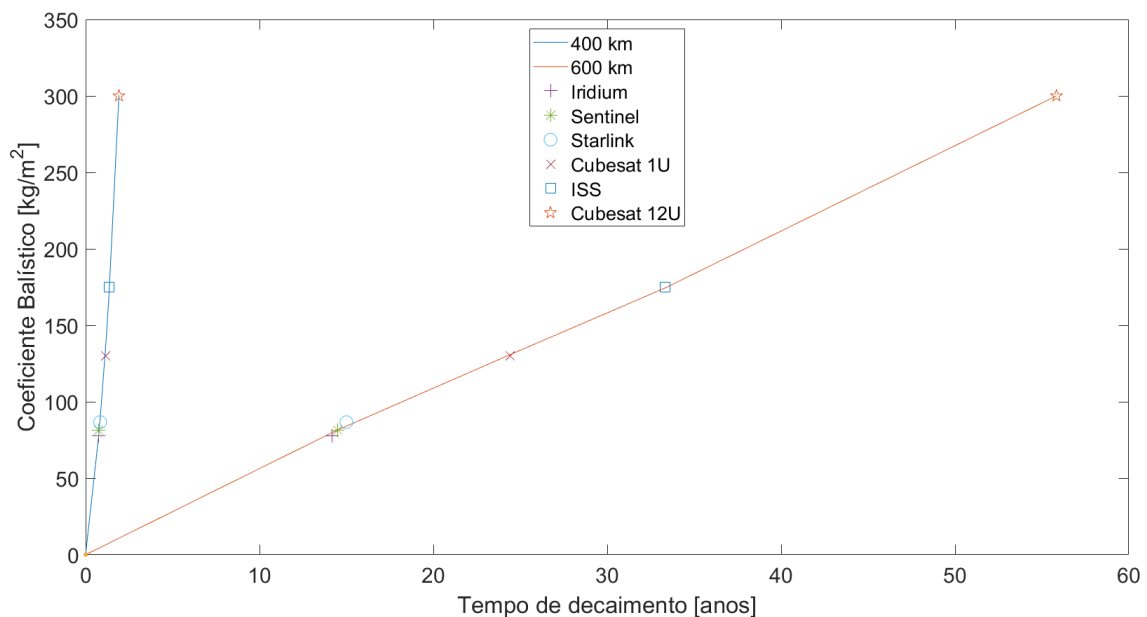


Figura 2.2: Coeficiente balístico e respetivo tempo de decaimentos de alguns satélites conhecidos.

O coeficiente de resistência aerodinâmica, C_D , é obtido a partir das propriedades dos materiais

constituintes do satélite, do ângulo de ataque e da sua forma. O C_D é normalmente obtido experimentalmente em ambientes controlados (túneis aerodinâmicos) ou através de modelos matemáticos.

O modelo atmosférico Jacchia 71 foi baseado em estudos do mesmo autor [50, 51] com satélites de formas diferentes, sendo que o coeficiente de resistência aerodinâmica foi considerado fixo e igual a 2.2 para todos os satélites. Este valor será o considerado nas simulações ao longo deste trabalho. No entanto este valor não é constante e pode variar, causando diversas incertezas no sistema [52].

2.2.1 Revisão bibliográfica de controlo por resistência aerodinâmica

A resistência aerodinâmica é uma força não conservativa e normalmente indesejada, utilizando para isso órbitas mais altas onde a densidade da atmosfera é menor ou alterando as características físicas do objeto. Existem no entanto várias formas de utilizar a aceleração decorrente em benefício da missão. Algumas delas são o controlo da trajetória do satélite, voo de formação, controlo de constelações, aerocaptura e rendezvous.

A aerocaptura é uma manobra de transferência orbital, que utiliza a resistência aerodinâmica causada pela atmosfera do planeta ou do corpo que se pretende orbitar de forma a diminuir a velocidade do objeto e permitir a sua inserção em órbita [53, 54].

Rendezvous é uma manobra de aproximação que utiliza o diferencial de resistência aerodinâmica entre dois satélites de forma a que seja possível o seu contacto visual. Esta manobra é utilizada por exemplo para colocar alimentos ou astronautas numa estação espacial [55, 56].

Para manter ou reconfigurar as posições dos satélites de uma constelação é necessário aplicar forças, que normalmente são criadas por propulsão. No entanto a resistência aerodinâmica pode ser utilizada para controlo de voo de formação e manutenção de constelações [57].

2.2.2 Utilização da força de sustentação

Perpendicular à força de resistência aerodinâmica e dependente da orientação do satélite em relação ao movimento existe a força de sustentação. Habitualmente esta força é desprezável, uma vez que satélites com determinadas simetrias ou que estejam a girar sobre si mesmos cancelam esta força. Em 2013 foi proposta a utilização da força de sustentação para o controlo de voo de formação, sendo demonstrada a vantagem da utilização deste método [58]. Mais recentemente foi desenvolvido um estudo que demonstrou o controlo de formação sob os efeitos da perturbação do J2 [59].

Uma extensa revisão bibliográfica sobre a utilização e desenvolvimento destes métodos já foi realizada em [60]. É possível concluir que, ao contrário da utilização da resistência aerodinâmica, o uso da força de sustentação ainda não foi muito estudado em modelos mais complexos. Esta metodologia pode ser utilizado para controlar o movimento fora do plano orbital e também para compensar a redução do tempo de vida causado pela resistência aerodinâmica.

2.3 Identificação de navios

Os oceanos, que representam 70 % da superfície da Terra [61] e que possibilitam a ligação entre todos os continentes são utilizados desde o início dos tempos como meio de transporte, comunicação, fonte de alimento e fonte de energia. Esta e outras razões económicas fazem com que 90 % do transporte de mercadorias do mundo seja realizado por via marítima [62].

Economia azul é um termo relacionado com a utilização e proteção sustentável dos recursos dos oceanos para o crescimento económico. Inclui, entre outros, atividades como a pesca, extração de petróleo, transporte marítimo de cargas e passageiros, turismo e desporto. O mar e a economia azul são parte fundamental na União Europeia, que é constituída por 23 estados costeiros sendo que mais de 70 % das fronteiras são com o mar [63]. O valor acrescentado bruto deste sector na UE em 2018 foi de quase 180 biliões de euros² e emprega mais de quatro milhões de pessoas [64].

Dada a posição geográfica, Portugal esteve desde sempre ligado ao mar. As zonas marítimas sob jurisdição nacional, que incluem entre outras a Zona Económica Exclusiva (ZEE) e a Plataforma Continental, abrange cerca de quatro milhões de km², tornando Portugal o maior estado costeiro da União Europeia. Portugal tem uma das maiores ZEE da Europa, com cerca de 1,660,456 km² no conjunto das subáreas do continente, Açores e Madeira. Ou seja, cerca de 18 vezes superior à área territorial .

Na ZEE os estados costeiros têm "o direito a explorar, gerir e conservar os recursos naturais aí existentes, vivos e não vivos, das águas sobrejacentes ao leito do mar, do leito do mar e seu subsolo, incluindo a exploração e aproveitamento dos recursos energéticos renováveis, a partir do vento, das ondas e das correntes marinhas." [65]. Isto implica que haja um sistema capaz de monitorizar toda a área de forma a conservar e explorar esta zona.

Para além disso, no total Portugal é responsável por assegurar operações de busca e salvamento num espaço geográfico com cerca de 5,754,848 km², aproximadamente 62 vezes a área territorial.

Portugal tem uma vasta quantidade de portos marítimos, sendo os principais em Sines, Leixões, Lisboa, Setúbal e Aveiro. Por estes portos passam diariamente, para além de uma grande quantidade de mercadorias, um elevado número de pessoas. No total em 2018 o número de pessoas que passaram por portos portugueses chegou quase aos 760 mil [66], já em termos de tráfego marítimo de mercadorias foram movimentadas 90,4 milhões de toneladas [67].

Por todas as razões mencionadas torna-se importante a monitorização da atividade humana no oceano. No controlo de tráfego marítimo, transporte de cargas e passageiros, poluição, derramamento de petróleo, pesca ilegal, defesa, pirataria , etc é necessário haver a deteção e identificação de todas as embarcações que passam pelo espaço marítimo nacional.

Uma das funções mais importantes dos Estados costeiros, definida pela *International Maritime Organization* (IMO), é a segurança de navegação, isto é, o controlo do tráfego marítimo de forma a evitar eventuais acidentes. Para isto, e para auxiliar as tripulações a bordo dos navios e embarcações, existem serviços de controlo (*Vessel Traffic Service* (VTS)) que em tempo real monitorizam todo o tráfego

²Valor em escala curta para respeitar o original. Equivalente a mil milhões na escala longa. As regras podem ser vistas em <https://publications.europa.eu/code/en/en-4100500en.htm>

marítimo, em particular zonas com elevado movimento como portos. Normalmente os sistemas VTS empregam tecnologia radar, rádio (*Very High Frequency* (VHF)) e o sistema de identificação automática (*Automatic Identification System* (AIS)) [68].

O AIS é um dos mais utilizados para rastreio de embarcações, o sistema envia constantemente a localização de um navio para outros e às autoridades costeiras, criado primeiramente para evitar colisões. Em [69] é feito um estudo sobre a performance da receção de sinais AIS do espaço. No entanto o uso deste sistema não é obrigatório para todas as embarcações. Segundo a IMO "*O regulamento exige que o AIS seja instalado a bordo de todos os navios de tonelagem bruta igual ou superior a 300 em viagens internacionais, navios de carga de 500 toneladas e superior não envolvidos em viagens internacionais e todos os navios de passageiros, independentemente do tamanho*" [70]. Ainda assim é possível desativar o AIS e ficar 'invisível', o que eventualmente poderia levar a investigações [71]. Isto significa que uma grande parte de navios pequenos (menos de 300 toneladas) e a maioria dos barcos de pesca não são obrigados a utilizar AIS. Por esta razão a utilização de vigilância por imagens ou radar é uma mais valia como complemento ao AIS.

2.3.1 Métodos existentes de deteção remota para identificação de navios

Deteção remota é um conjunto de técnicas que permite a obtenção de informação sobre um objeto ou fenómeno sem que o instrumento utilizado para a obtenção esteja em contacto físico com o objeto observado.

Os sensores para deteção remota podem ser passivos ou ativos. Os passivos detetam apenas radiação emitida pelo próprio objeto ou por uma fonte externa ao sensor, normalmente a luz solar. Em contraste, os sensores ativos emitem a sua própria radiação para o objeto ou espaço observado que depois é refletida e registada pelo sensor, que é o caso do radar.

Os sensores utilizados mais frequentemente para a deteção de navios são óticos na região do visível, infravermelhos, hiperspectral e radar, especificamente *Synthetic Aperture Radar* (SAR). Este tipo de sensores podem ser aplicados na costa, em navios, aviões ou satélites.

Um estudo pormenorizado sobre a utilização de diferentes sensores para a deteção e classificação de embarcações através de imagens, avaliando para isso 119 artigos, é apresentado em [72].

O radar é um sensor ativo, o que significa que não depende de iluminação externa, o que lhe permite a atividade tanto de dia como durante a noite. Para além disso não é afetado por nuvens nem por condições climáticas em geral. O SAR, tipo de radar utilizado em satélites ou aviões, implica normalmente dimensões e massa elevadas, o que só é possível para formatos maiores de CubeSats. No entanto, nos últimos anos têm sido feitos avanços nesta área com o objetivo de redução das dimensões do radar.

ICEYE é uma constelação de pequenos satélites integrados com tecnologia SAR, que garante imagens terrestres de qualquer localização a cada 1-3 horas. Cada satélite tem uma massa de 85 kg e conta com uma antena de 3.25 m. O primeiro lançamento foi em 2018 e foi o primeiro satélite SAR com menos de 100 kg. Depois deste, foram lançados mais 3 satélites (4 no total) sendo que o primeiro não

se encontra ativo. Os satélites encontram-se numa órbita *Sun Synchronous Orbit* (SSO) a uma altitude de 570 km e uma inclinação de 97.68° com uma resolução entre 1×1 m até 20×20 m, dependendo do modo de obtenção [73].

TerraSar-X é um satélite com uma órbita heliosíncrona a 515 km de altitude e 97.44° de inclinação. Tem uma massa de 1230 kg onde 394 kg pertencem ao payload e uma antena de 4.8×0.7 m. O objetivo, tal como o ICEYE, é um serviço de imagens com um sensor SAR em banda X. Apresenta três modos de obtenção de imagens que variam entre 1.3 m e 14.8 m de resolução [74].

A Capella Space anunciou em 2018 o seu primeiro satélite SAR, chamado Denali, com cerca de 48 kg e com uma antena de 8 m^2 . Foi lançado em 2018 como missão de demonstração tecnológica. O objetivo é colocar em órbita uma constelação de 30 satélites. Depois da primeira missão os satélites sofreram algumas alterações que elevou a massa de cada um para aproximadamente 100 kg e com uma antena circular de 3.5 m, que chega aos 0.5 m de resolução [75].

Sensores óticos, que registam informação na região do visível e infravermelho, são os mais utilizados para observação terrestre porque apresentam uma maior variedade de aplicações devido ao custo mais baixo, simplicidade e boa resolução. Contudo, como são sensores passivos, estão dependentes da iluminação externa do Sol e boas condições meteorológicas de forma a ser possível identificar objetos.

A Planet Labs Inc. opera duas constelações de satélites para observação terrestre, Doves e SkySat. Os mais pequenos são os Doves, com formato 3U e cerca de 5 kg. A constelação de Doves tem o nome de Flock. Os satélites apresentam uma resolução entre 3–5 m e variam entre a órbita da ISS e uma órbita SSO. O satélite é constituído por um telescópio Maksutov-Cassegrain com 20 cm que ocupa cerca de 2.5U. As imagens são depois utilizadas para diferentes fins comerciais, entre eles deteção de embarcações [76, 77].

O sensor térmico não depende de iluminação solar, depende apenas da emissão dos próprios objetos. Por esta razão, este tipo de sensores são principalmente interessantes para utilização noturna, sendo por vezes possível a observação durante o dia. No entanto, assim como os sensores óticos, é afetado pela atmosfera tanto pelas nuvens como pela humidade. Para além disso, como a resolução deste tipo de sensor é muito baixa quando colocados em órbita, os navios podem ser apresentados nas imagens como um ponto de luz, sendo possível que em cada pixel estejam mais do que um navio.

O *Visible Infrared Imaging Radiometer Suit* (VIIRS) é um instrumento a bordo do satélite Suomi NPP que permite a obtenção de imagens da terra, oceano e atmosfera no visível e infravermelho. As imagens produzidas pelo satélite podem ter várias finalidades, sendo uma delas a deteção de navios durante o dia e a noite através da iluminação dos próprios navios. O satélite tem cerca de 2200 kg sendo que 280 kg são do instrumento de observação. A uma altitude de 829 km o VIIRS tem uma resolução espacial de 750 m [78].

Outra possibilidade são os sensores hiperespectrais. O sensor hiperespectral apresenta uma elevada resolução espectral, produzindo imagens em bandas espectrais contíguas de pequena amplitude, o que torna o processamento destas imagens extremamente complexo e demoroso. Este sensor permite a análise da composição dos materiais dos objetos observados. A utilização deste sensor para

observação terrestre continua a não ser muito comum. Em [79] é feita uma avaliação da utilização dos sensores hiperspectrais para observação terrestre em várias áreas. A principal desvantagem destes sensores é a baixa resolução espacial, que em média ronda os 30 m, no entanto começam a surgir satélites que podem chegar aos 10 m. HYPSON (HYPER-spectral Smallsat for ocean Observation) é um satélite 6U para observação do oceano através de uma câmara hiperspectral. O lançamento está planeado para 2021. O interesse principal é a observação de plâncton e algas relacionadas com a produção primária e ameaças à pesca e aquacultura [80].

Existem ainda outras formas de fazer a deteção de navios sem utilizar imagens. Uma delas está a ser desenvolvida pela UnseenLabs e é um payload capaz de detetar navios que desligam o AIS utilizando frequência rádio, afirmando que os navios continuam a comunicar por sistemas rádio ou telefones de satélite que podem ser detetados a partir do espaço. O satélite BRO-1 tem um formato 6U com cerca de 6 kg, estão previstos 5 / 6 lançamentos em 2020 para uma órbita entre 550 km e 650 km de altitude [81].

2.4 Comunicação inter-satélite

Em missões com múltiplos satélites em formação é comum estabelecerem-se ligações entre eles para partilha de dados, tanto de observações como da posição do satélite. Nestes casos nem todos os satélites necessitam de fazer comunicação com a estação terrestre, sendo normalmente partilhada a informação com apenas um responsável por esta ligação. As bandas mais utilizadas nas comunicações entre satélites são a banda S e *Ultra High Frequency* (UHF) [82].

O STUDSAT-2 é um projeto de um programa universitário na Índia. A missão consiste em dois nanosatélites iguais, com aproximadamente 10 kg, lançados em conjunto e separados em órbita. Os satélites têm dois objetivos, observação terrestre e comunicação entre eles. Os satélites mantêm comunicações até uma distância de 100 km em banda S [83].

CANYVAL-X (*Cubesat Astronomy by NASA and Yonsei using Virtual telescope ALignment eXperiment*) é uma missão que consiste em dois satélites (1U e 2U) também lançados em conjunto em 2018 e separados em órbita. É uma missão de demonstração tecnológica de um sistema de alinhamento de visão. O satélite utiliza o mesmo sistema de comunicação UHF para comunicar com a estação terrestre e entre satélites, com um desvio de 20 kHz. É mantida uma distância de aproximadamente 10 m com ajuda de propulsores [84].

A missão EDSN (*Edison Demonstration of SmallSat Networks*) tem como objetivo a demonstração de um sistema de comunicação e é composta por um conjunto de 8 satélites com formato 1.5U, com aproximadamente 1.7 kg. A comunicação entre os satélites utiliza a banda UHF a uma distância de aproximadamente 20 km. A informação é enviada de todos os satélites para um principal, responsável por enviar a informação para a estação terrestre em banda S [85].

GAMALINK é um rádio definido por software, mais conhecido como *Software Defined Radio* (SDR), que permite uma utilização simultânea de várias ligações terrestres e entre satélites. O sistema suporta uma gama de frequências entre UHF e banda S. Um sistema SDR pode reduzir as dimensões dos

sistemas de comunicação, visto que alguns componentes de hardware são simulados com software.

2.5 Descrição da missão

A missão foca-se no desenvolvimento e construção de dois CubeSats, satélite A (2U) e B (1U), lançados em conjunto como um 3U. Uma vez em órbita os satélites são separados por meio de um mecanismo, que pode ou não induzir uma velocidade de separação.

O controlo da distância entre os satélites é realizado com recurso à diferença de resistência aerodinâmica aplicada a cada um deles. A utilização de satélites com tamanhos e massas diferentes permite criar uma diferença entre coeficientes balísticos que possibilita o controlo da distância relativa entre eles, variando neste caso a área projetada do satélite maior.

O satélite B (1U) é composto por um sistema de controlo de atitude mais simples, semelhante ao utilizado no ISTsat-1 (utilizando uma unidade de medição inercial (*Inertial Measurement Unit* (IMU)) com giroscópio, acelerómetro e magnetómetro.). Para além disso, tem como payload um sistema de identificação automática que permite obter dados para identificar navios.

O satélite A (2U), com um sistema de controlo ativo, é o responsável por manter a distância entre os satélites mudando a sua posição em relação à velocidade. Este satélite tem também como payload um sensor ótico que possibilite a maior resolução possível, de forma a identificar os navios mais pequenos.

Os dados obtidos por ambos os satélites são depois analisados e comparados de forma a encontrar navios que não estejam devidamente identificados.

Capítulo 3

Análise de missão

A análise de missão é o processo de quantificar os parâmetros do sistema e os seus resultados de forma a garantir que os requisitos da missão são cumpridos.

O objetivo deste capítulo é analisar a influência da órbita e das soluções encontradas para cumprir os requisitos em todos os aspetos da vida do satélite, como tempo de vida, visibilidade e eclipse. Este processo é iterativo de forma a estudar várias possibilidades e encontrar a que melhor se adequa com os objetivos e restrições da missão.

Para a realização das análises foi utilizado o software da NASA, *General Mission Analysis Tool* (GMAT)¹.

3.1 Órbitas desejáveis

A seleção da órbita é um parâmetro essencial para uma missão espacial, tendo em conta que tem grande influência na performance da missão. A altitude influencia por exemplo a resolução espacial. O tempo de eclipse influencia o balanço energético.

Neste caso, sendo um CubeSat direcionado para a observação terrestre, órbitas baixas são preferenciais de forma a aumentar a resolução espacial. Para além disso, como já foi referido é desejável uma boa cobertura do oceano.

Como referido na secção 1.2.2, no caso dos CubeSats as órbitas estão condicionadas uma vez que estes satélites são normalmente lançados como carga secundária. Para satélites universitários, uma órbita bastante frequente é a da ISS pela sua disponibilidade e facilidade de acesso.

Uma órbita polar é um tipo de órbita na qual o satélite passa aproximadamente pelos polos terrestre. Satélites para observação terrestre seguem frequentemente uma órbita heliosíncrona, que é um caso particular de órbita polar.

Numa SSO, como o nome indica, o satélite está sincronizado com o Sol, ou seja em relação ao Sol o satélite mantém-se fixo. Isto significa que passa todos os dias no mesmo local à mesma hora. Este tipo de órbitas é particularmente útil para acompanhar a evolução do que está a ser observado,

¹<https://sourceforge.net/projects/gmat/>

possibilitando uma melhor comparação de observações.

Órbita	Inclinação [°]	Altitude [km]	Excentricidade
ISS	51.64	420	0,0003393
SSO	97.40	420	

Tabela 3.1: Órbitas consideradas para a missão.

Órbitas muito baixas (menos de 450 km) apresentam vários benefícios, principalmente para missões de observação terrestre [86]. Altitudes baixas significam que o objeto observado se encontra mais próximo do observador, o que se traduz numa resolução espacial maior. Esta altitude também significa maior densidade atmosférica, ou seja maior resistência aerodinâmica. Em missões de formação de satélites esta característica pode ser utilizada a favor dos objetivos, como é o caso da missão apresentada neste trabalho.

3.2 Análise preliminar

A missão é composta por dois satélites : um CubeSat 1U e outro 2U, lançados em conjunto e separados depois em órbita através de um mecanismo de separação. Assumindo que esse mecanismo seria por molas, isso implica uma velocidade imposta em cada satélite com sentidos opostos.

Considerando como órbita inicial a órbita da ISS no dia 1 de Janeiro de 2021 às 12 h:41 min:12 s:

- Altitude, $h = 420$ km
- Inclinação, $i = 51.647^\circ$
- Excentricidade, $e = 0,00011$
- Ascensão reta do nodo ascendente, $\Omega = 116.098^\circ$
- Argumento do perigeu, $\omega = 176.5108^\circ$
- Anomalia verdadeira, $E = 62.1377^\circ$
- Período, $T = 5569.4$ s

Com estes elementos orbitais é possível obter o vetor de estado inicial dos dois satélites, antes da separação:

$$x_0 = \begin{bmatrix} 4785.755708780032 & -1589.907972217322 & -4547.710845988481 \end{bmatrix} \text{ km}$$

$$v_0 = \begin{bmatrix} -0.6564894647805537 & 6.96390058016834 & -3.126573748914085 \end{bmatrix} \text{ kms}^{-1}$$

Tendo em conta a conservação do momento linear temos,

$$m_0 \vec{v}_0 = m_A \vec{v}_A + m_B \vec{v}_B \quad (3.1)$$

sendo m_0 e v_0 a massa e a velocidade inicial do conjunto, m_A e v_A a massa e a velocidade do satélite A e m_B e v_B a massa e a velocidade do satélite B.

Considerando que $m_0 = m_A + m_B$; $m_A = 2m_B$ e $v_B = v_0 + v_S$ (onde v_S é a velocidade de separação), obtém-se,

$$v_A = v_0 - \frac{1}{2}v_S$$

No caso em que a separação é realizada paralelamente à órbita, a velocidade de separação entre os dois satélites pode ser escrita como:

$$v_S = \hat{v}_0 \cdot ||v_S||$$

Na figura 3.1 é possível ver o afastamento entre os dois satélites, medido em linha reta em três situações diferentes: sem mecanismo de separação e com mecanismo de separação mas com duas velocidades diferentes (6 cm s^{-1} e 12 cm s^{-1}) e para dois valores de coeficiente de resistência aerodinâmica $C_D = 2.4$ e $C_D = 2.2$.

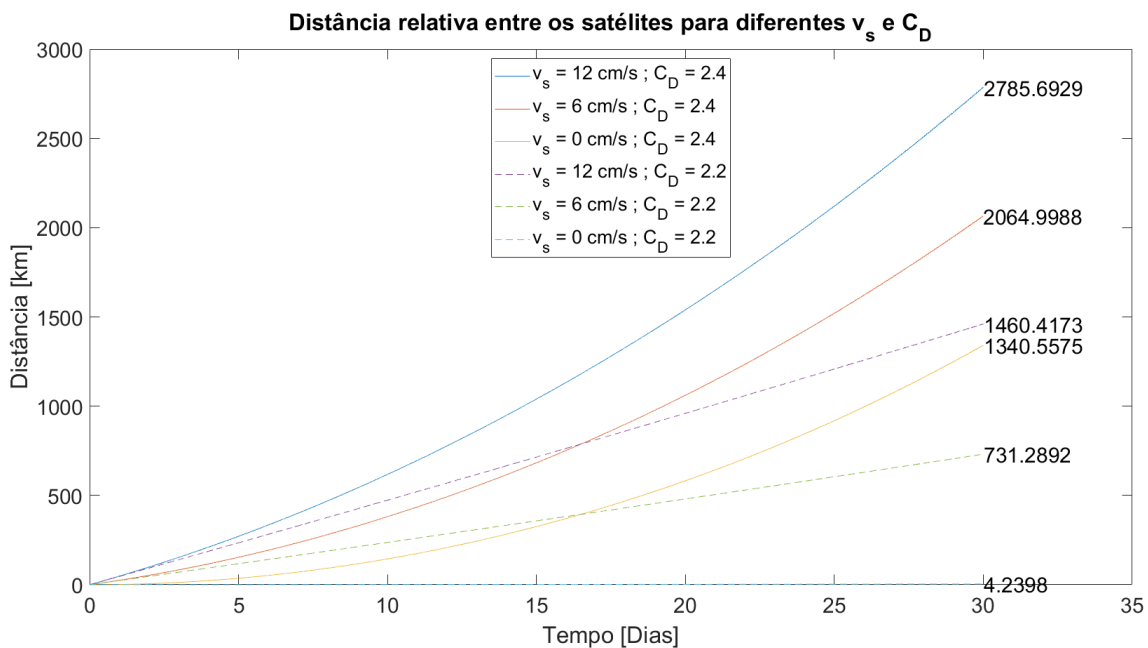


Figura 3.1: Comparação da distância relativa entre os satélites em três casos: sem velocidade de separação, com velocidade igual a 6 cm s^{-1} e 12 cm s^{-1} e para dois valores de coeficiente de resistência aerodinâmica $C_D = 2.4$ e $C_D = 2.2$. É considerado que a área projetada é 0.02 m^2 e 0.01 m^2 para os satélites A e B, respectivamente. A simulação foi realizada com recurso ao GMAT.

Quando o coeficiente de resistência aerodinâmica é $C_D = 2.2$ e velocidade de separação nula podemos ver, na figura 3.1, que a distância entre os satélites é de aproximadamente 4.2 km. No entanto, apesar de não ser visível no gráfico devido à escala, no quarto dia da simulação a linha toca no zero. Isto significa que os satélites se aproximam e um passa pelo outro. Para minimizar o risco de colisões após o lançamento será aplicada uma velocidade de separação. Durante este trabalho será utilizado o valor de $v_s = 12 \text{ cm s}^{-1}$.

A distância em linha reta, apresentada na figura 3.1, representa também o alcance necessário para a comunicação entre os CubeSats. Esta distância por sua vez está limitada pelas características do sistema e pré-requisitos da missão. Do ponto de vista dos pequenos satélites, comunicação entre eles faz sentido quando as distâncias não são muito elevadas, uma vez que estão limitados pela quantidade de energia que conseguem produzir e, como já referido, pelas dimensões.

Na literatura, os valores para o alcance na comunicação entre pequenos satélites variam entre 10–25 km [87], 90 km [88] e ainda 1000 km [89]. Com isto em consideração é possível concluir que distâncias na ordem das apresentadas na figura 3.1 são demasiado elevadas. Por essa razão é necessário aplicar uma solução para manter os satélites dentro de uma distância mais favorável à comunicação (mais próximas das encontradas na literatura).

3.3 Solução para o afastamento dos satélites

Como introduzido na secção 2.1, o afastamento entre os satélites é em parte devido à diferença entre o coeficiente balístico dos dois. Foi também referido nesse capítulo a hipótese de utilizar a área projetada para fazer variar o valor do coeficiente balístico.

Como o objetivo é reduzir a distância entre os satélites o que se pretende é variar a área projetada do CubeSat A que por sua vez faz variar a aceleração decorrente da resistência aerodinâmica e consequentemente aproxima ou afasta os satélites. Esta solução envolve assim dois requisitos a ter em conta que acabam também por ser limitações:

- Observação constante da Terra;
- Variação da área projetada do satélite A;

Para conjugar os dois requisitos apresentados o satélite poderia assumir duas posições: apontar para nadir uma face longa e rodar segundo um ângulo de guinada ou apontar uma face pequena e rodar também segundo um ângulo de guinada. No primeiro caso a área mínima projetada seria 0.01 m^2 , enquanto que no segundo seria o dobro. Ou seja, no segundo caso o satélite A nunca teria um coeficiente balístico inferior ao satélite B, por essa razão reduzir a distância entre os dois não seria possível.

A figura 3.2 apresenta a área projetada de um paralelepípedo com dimensões $0.1 \text{ m} \times 0.1 \text{ m} \times 0.2 \text{ m}$, semelhante a um CubeSat de formato 2U. Na figura está representada a área máxima de aproximadamente 0.03 m^2 , quando $\alpha = 42^\circ$ e $\psi = 63^\circ$ e a área mínima de 0.01 m^2 na posição inicial.

A região denominada de área de interesse (figura 3.2) representa a variação do ângulo de guinada, ψ , e a área projetada por esta variação no caso do satélite ter uma face longa que aponte na direção da Terra. Sendo assim a área máxima obtida é de aproximadamente 0.022 m^2 quando $\alpha = 0^\circ$ e $\psi = 63^\circ$ e a mínima é 0.01 m^2 .

De seguida foi utilizado o intervalo da área de interesse para estudar a variação do coeficiente balístico de ambos os satélites, figura 3.3. Considerando que o satélite B mantém a sua posição e por isso uma área projetada de 0.01 m^2 , identifica-se que para os satélites igualarem o coeficiente

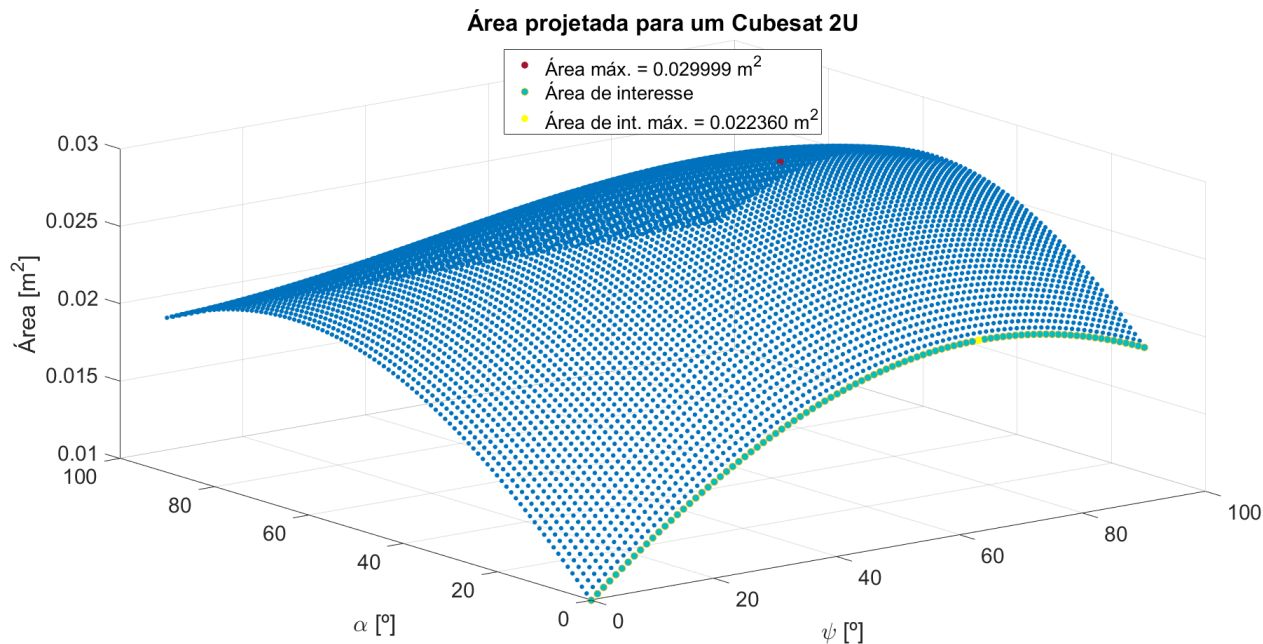


Figura 3.2: Área projetada de um paralelepípedo, em que α e ψ representam os ângulos de ataque e guinada, respectivamente. A área de interesse representa a área considerada segundo os requisitos apresentados.

balístico é necessário que o satélite A apresente uma área projetada de aproximadamente 0.018 m^2 (denominada de Área_n) no caso de $C_D = 2.4$ e 0.02 m^2 para $C_D = 2.2$. Estes valores correspondem a $\alpha = 0^\circ$ e $\psi = 28^\circ$ e $\alpha = 0^\circ$ e $\psi = 90^\circ$.

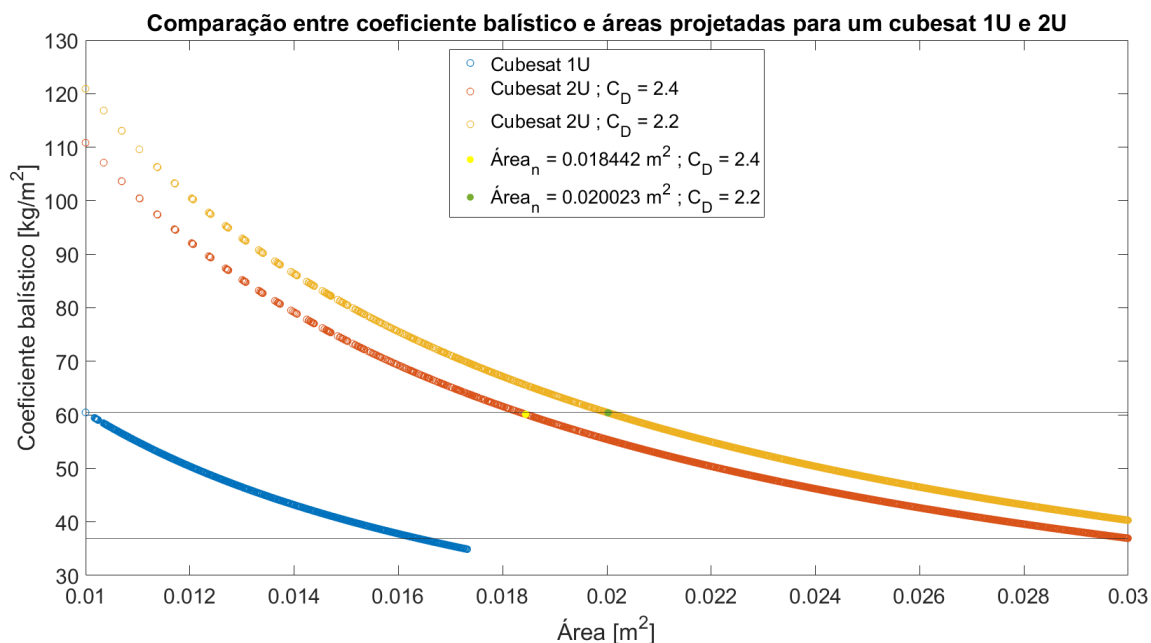


Figura 3.3: Coeficiente balístico de acordo com todas as áreas projetadas possíveis para dois CubeSats 1U e 2U. A Área_n representa a área so satélite A para o qual os coeficientes balísticos de igualam.

A figura 3.4 mostra os efeitos da área projetada do satélite A na distância entre os satélites. Foram

consideradas três áreas diferentes: a Área_n ($A_A = 0.02 \text{ m}^2$), um valor maior ($A_A = 0.022 \text{ m}^2$) e outro menor ($A_A = 0.015 \text{ m}^2$).

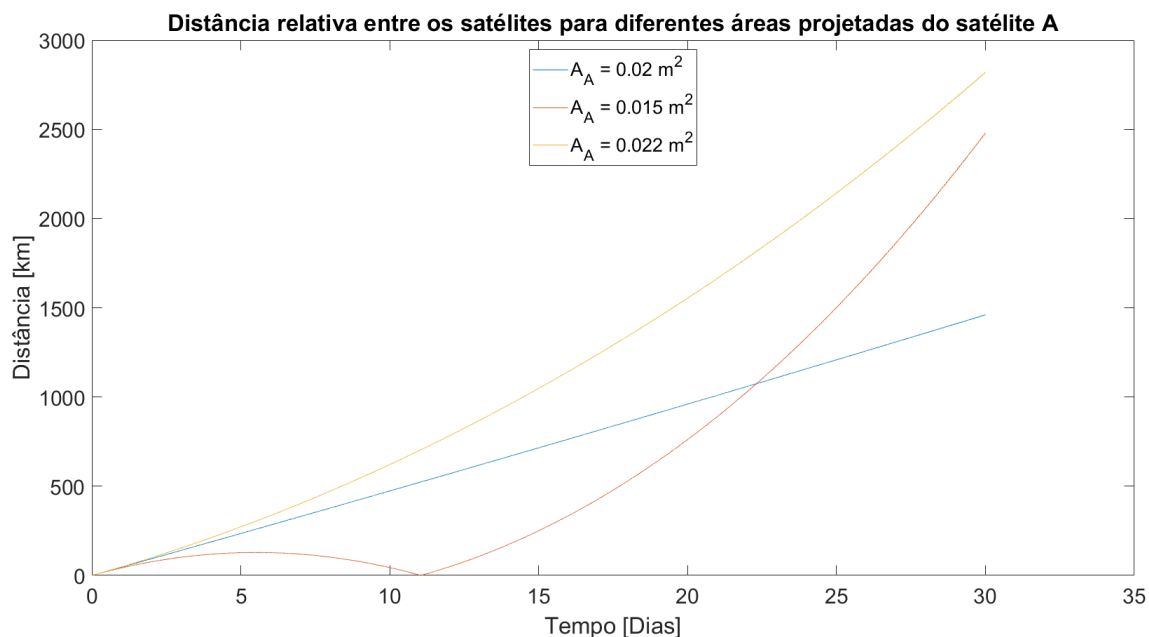


Figura 3.4: Distância relativa entre os dois satélites para diferentes valores de área projetada do satélite A. A simulação foi realizada com o GMAT durante 30 dias, com valor de área projetada do satélite A constante e igual ao indicado na legenda do gráfico. O coeficiente de resistência aerodinâmica foi considerado $C_D = 2.2$ e velocidade de separação $v_S = 12 \text{ cm s}^{-1}$.

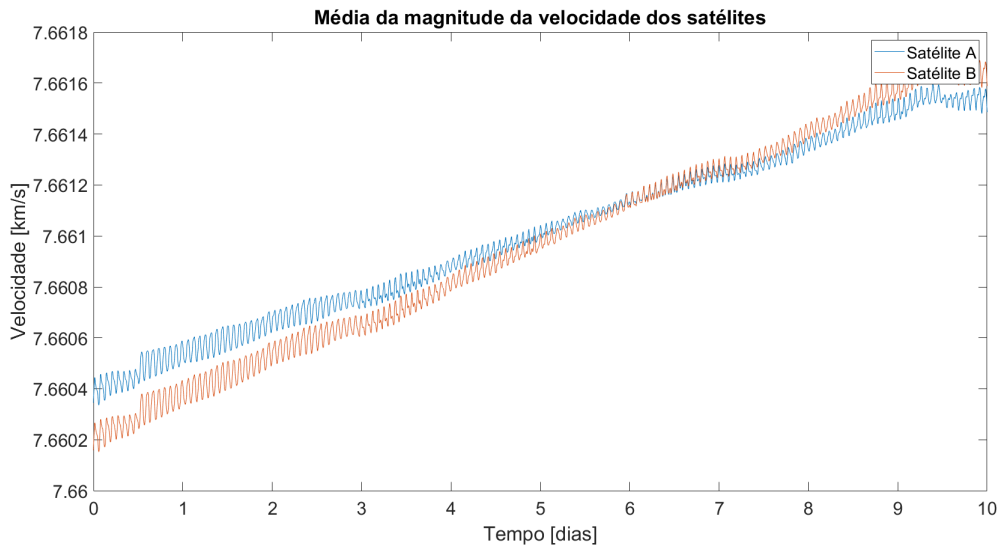
Quando os coeficientes balísticos se igualam a distância entre os satélites aumenta uniformemente, isto porque a aceleração causada pela resistência aerodinâmica é igual em ambos os satélites.

Quando o coeficiente balístico do satélite 2U é maior do que o 1U (acima da reta horizontal que passa pelos pontos amarelo e verde na figura 3.3) os satélites afastam-se no início mas voltam a aproximar-se e eventualmente um passa o outro. Quando os satélites são separados é aplicada uma velocidade no satélite B e outra no sentido oposto no satélite A. Na prática significa que o satélite B é transferido para uma órbita mais alta e o satélite A para uma mais baixa. Isto faz com que o satélite B acabe por perder velocidade e o A ganhar. Por esta razão, quando $A_A = 0.015 \text{ m}^2$ (na figura 3.4) os satélites afastam-se no início mas depois, como a diferença é pequena, rapidamente a aceleração causada pela resistência aerodinâmica sobrepõem-se e eles aproximam-se novamente. É possível observar esta situação na figura 3.5, no início o satélite A tem uma velocidade maior e menor altitude mas com o tempo o satélite B perde altitude mais rapidamente e ganha velocidade.

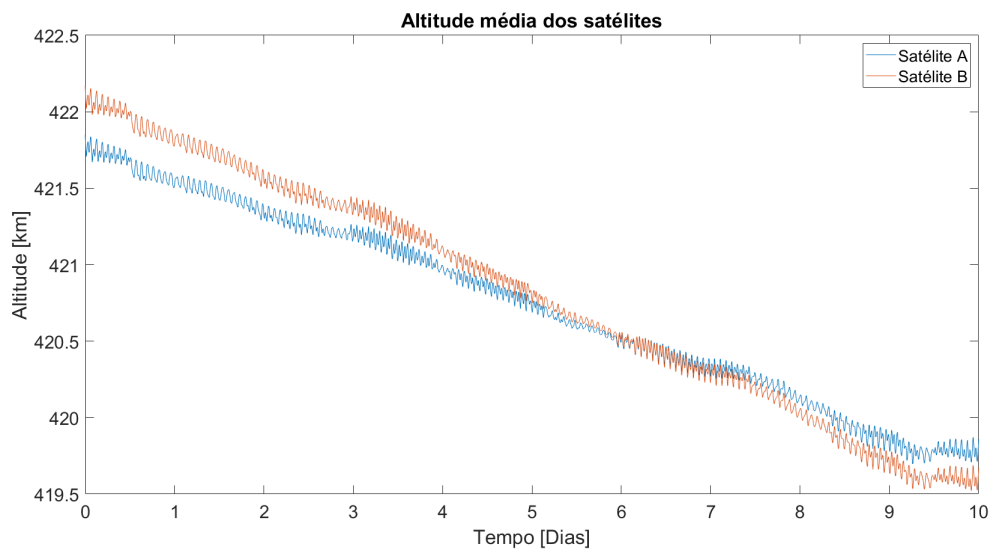
Quando acontece o contrário a aceleração da resistência aerodinâmica é maior no satélite A, para além da velocidade e massa, por isso afastam-se.

Tendo em conta todas as considerações apresentadas foi escolhida uma distância a manter entre os satélites de aproximadamente 100 km. Esta escolha foi baseada nos valores encontrados na literatura e apresentados na secção anterior. Para conservar a distância entre os satélites foi aplicado um controlo muito simples com base na mudança da área projetada do satélite A.

Quando a distância de 100 km diminui, a área do satélite A é aumentada para cerca de 10% (que



(a) Velocidade média dos satélites para 10 dias de simulação.



(b) Altitude média dos satélites para 10 dias de simulação.

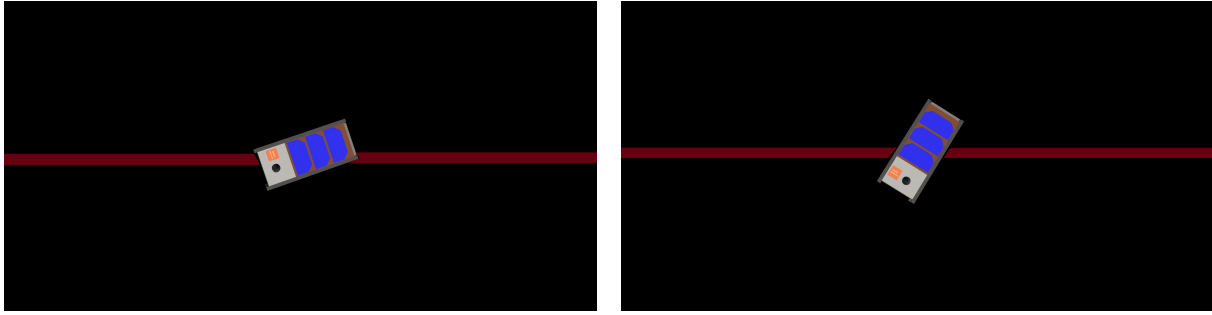
Figura 3.5: Velocidade e altitude dos satélites no momentos iniciais após a separação. Foi considerado velocidade de separação $v_S = 12 \text{ cm s}^{-1}$, $C_D = 2.2$ e $A_A = 0.015 \text{ m}^2$.

corresponde a um ângulo de guinada de aproximadamente 51° da Área_n . Quando a distância aumenta a área é reduzida em 25 % (aproximadamente $\psi = 14^\circ$) da Área_n .

A sequência descrita está demonstrada nas figuras 3.6(a) e 3.6(b) sendo que o satélite varia entre as duas posições.

Na figura 3.7 está demonstrada a distância entre os satélites durante 30 dias, sendo consideradas duas áreas projetadas diferentes para o satélite A nos instantes iniciais (enquanto a distância entre os satélites é inferior a 30 km), conclui-se que quanto maior é a área escolhida como inicial maior é a variação registada na distância entre os satélites.

Na figura 3.8 podemos ver o resultado do controlo aplicado durante a vida útil dos satélites. À medida que a altitude dos satélites decresce a resistência aerodinâmica aumenta e por essa razão a



(a) Posição para garantir uma área de aproximadamente 0.015 m^2 , $\psi = 14^\circ$

(b) Posição para garantir uma área de aproximadamente 0.022 m^2 , $\psi = 51^\circ$

Figura 3.6: Demonstração da variação da posição do satélite A de forma a controlar a distância entre os dois satélites

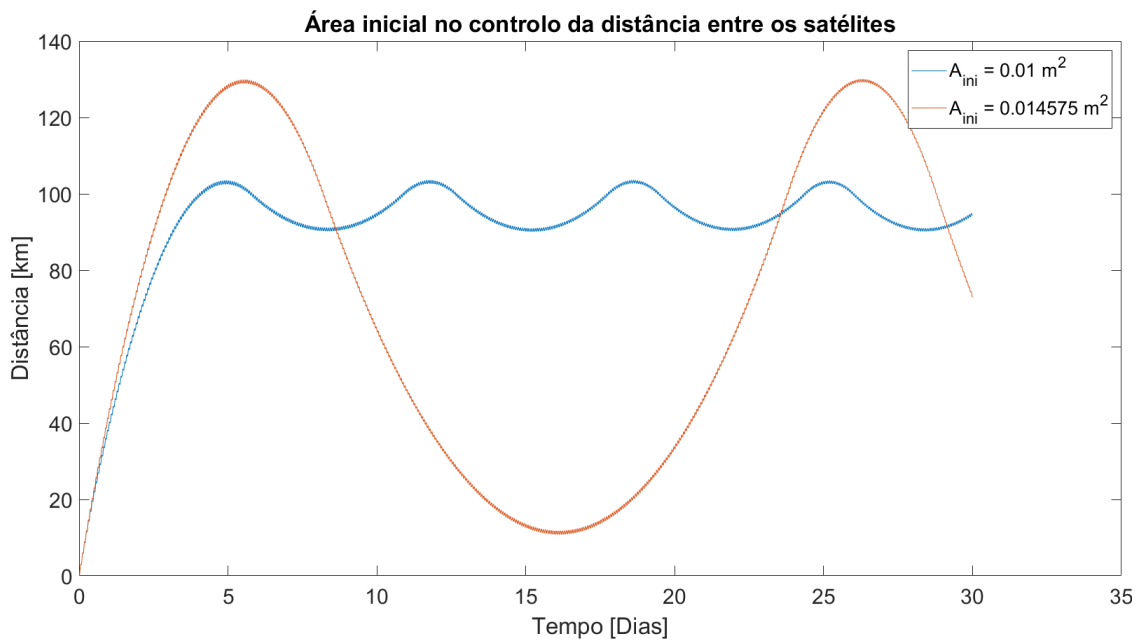


Figura 3.7: Influência da área inicial no controlo da distância entre os satélites. A_{ini} representa a área inicial utilizada para as duas simulações durante os primeiros 30 km de afastamento.

distância máxima e mínima entre os satélites tende a aumentar.

Reduzir a velocidade de separação permite diminuir a distância entre os satélites. Na figura 3.9 está o mesmo resultado mas para uma velocidade de separação $v_S = 6 \text{ cm s}^{-1}$. Neste caso a missão só poderia ter uma duração de 200 dias, depois disto os satélites cruzam-se.

3.4 Análise da solução de afastamento dos satélites

Nesta secção são realizadas simulações no sentido de apurar os efeitos causados pela órbita escolhida e a solução apresentada na secção anterior.

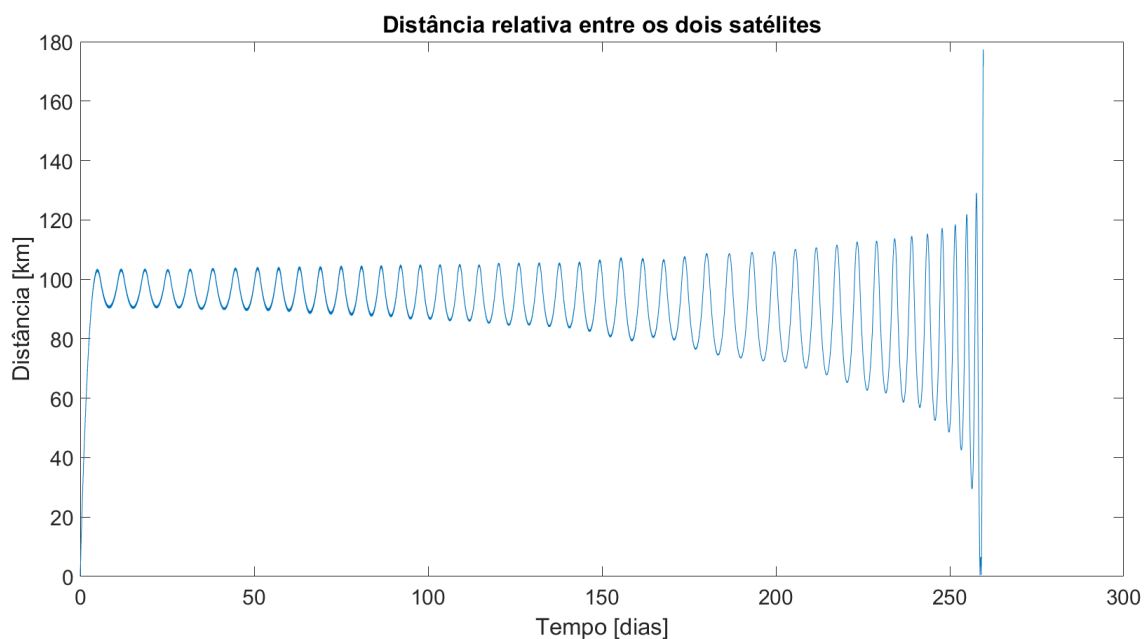


Figura 3.8: Distância entre os satélites ao longo do seu tempo de vida.

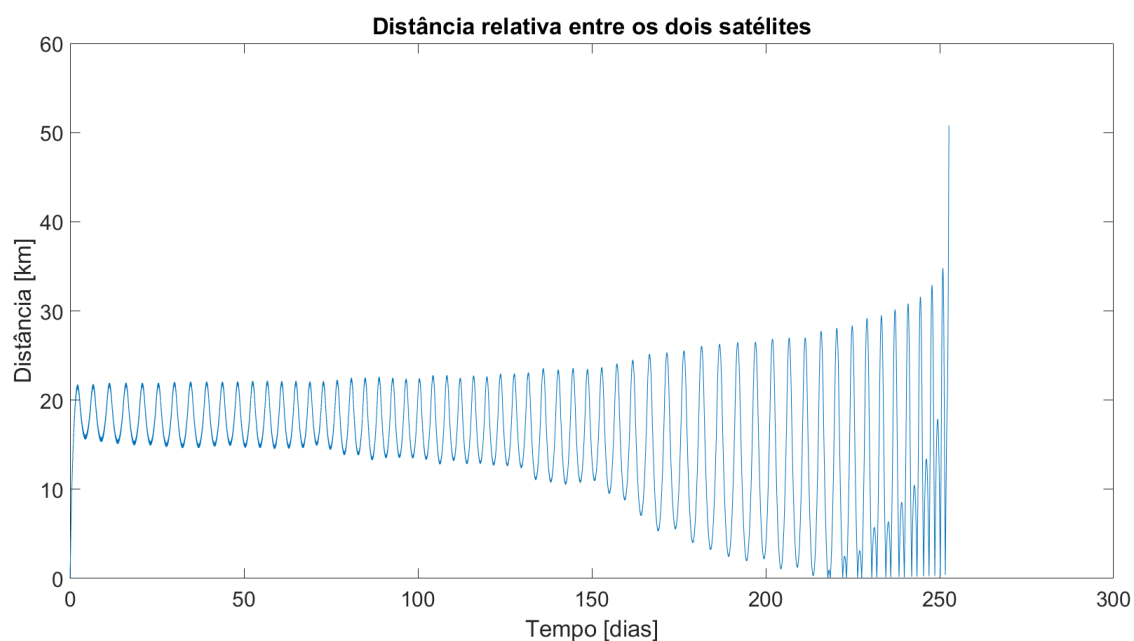


Figura 3.9: Distância entre os satélites ao longo do seu tempo de vida para uma velocidade de separação de 6 cm s^{-1} .

3.4.1 Tempo de visibilidade

Esta análise tem como objetivo estimar a visibilidade do satélite e a duração da comunicação com a estação terrestre situada no Tagus Park, em Oeiras.

O ângulo de elevação é o ângulo entre o satélite e o horizonte local do observador, neste caso a estação terrestre. De forma a ter em conta possíveis obstáculos situados na zona da estação terrestre, foi considerado como valor mínimo de elevação 10° . Na figura 3.10 está apresentada a duração do contacto com a estação terrestre para o satélite A durante a sua vida útil. O tempo de contacto diminui

ao longo do tempo, resultado da diminuição na altitude do satélite.

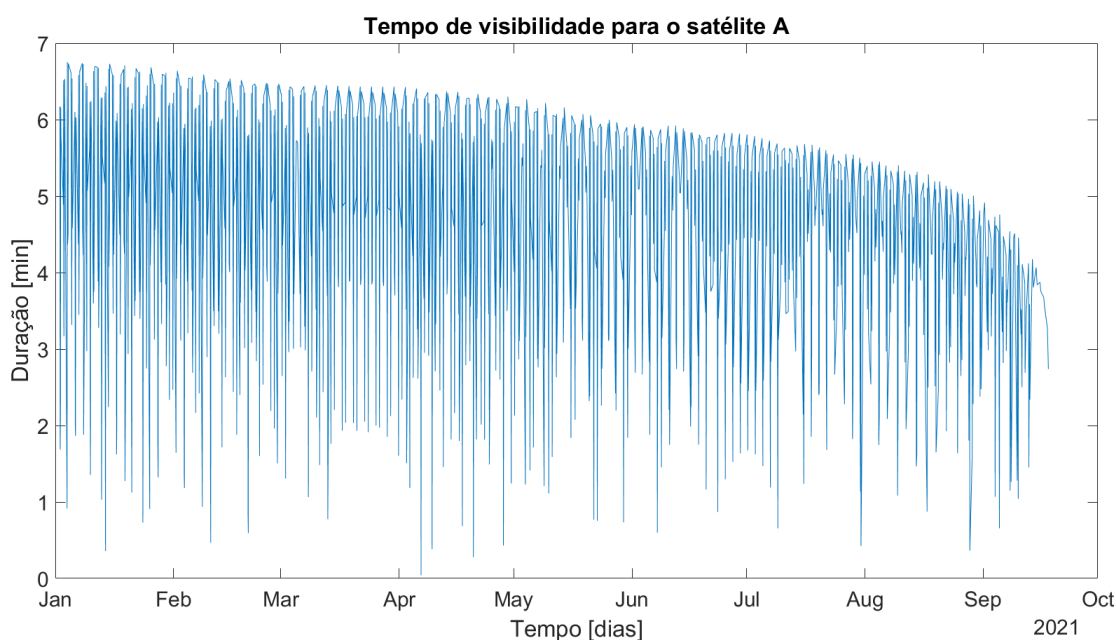


Figura 3.10: Tempo de visibilidade ao longo da vida útil do satélite A. O gráfico representa a duração dos períodos de comunicação com a estação terrestre para um ângulo mínimo de elevação de 10°.

Uma vez que os satélites seguem aproximadamente na mesma órbita um atrás do outro, o número de contactos e a duração é aproximadamente a mesma entre eles. Na tabela 3.2 estão apresentados os valores importantes do contacto com a estação terrestre. Segundo estes valores o satélite tem, em média, aproximadamente 20 min por dia para comunicações, no entanto algumas destas passagens são durante a fase de eclipse e por isso neste caso é de evitar a transmissão de dados por uma questão de balanço energético.

	Satélite A			Satélite B		
	Duração [min]	Nº de contactos por dia	Nº de contactos em eclipse	Duração [min]	Nº de contactos por dia	Nº de contactos em eclipse
Min.	0.0424	1		0.1757	1	
Máx.	6.7530	7		6.7575	7	
Média	4.5489	4.6	1.5	4.5455	4.6	1.5

Tabela 3.2: Visibilidade a partir da estação terrestre do TagusPark para uma elevação mínima de 10°.

A figura 3.11 permite ver com mais detalhe o tempo de visibilidade dos satélites A e B para o primeiro dia de Maio de 2021. As barras representam o início e fim do tempo de contacto dos satélites, ao lado está representado o valor da duração que essa barra representa para facilitar a visualização. Apesar da duração da comunicação de ambos os satélites serem muito parecidas é possível observar uma ligeira diferença entre o início e fim do contacto.

Esta diferença pode ser vista também no ground track² dos satélites apresentado na figura 3.12

²Utilização do termo em inglês por ser mais comum, designa a projeção do caminho percorrido pelo satélite na superfície da Terra.

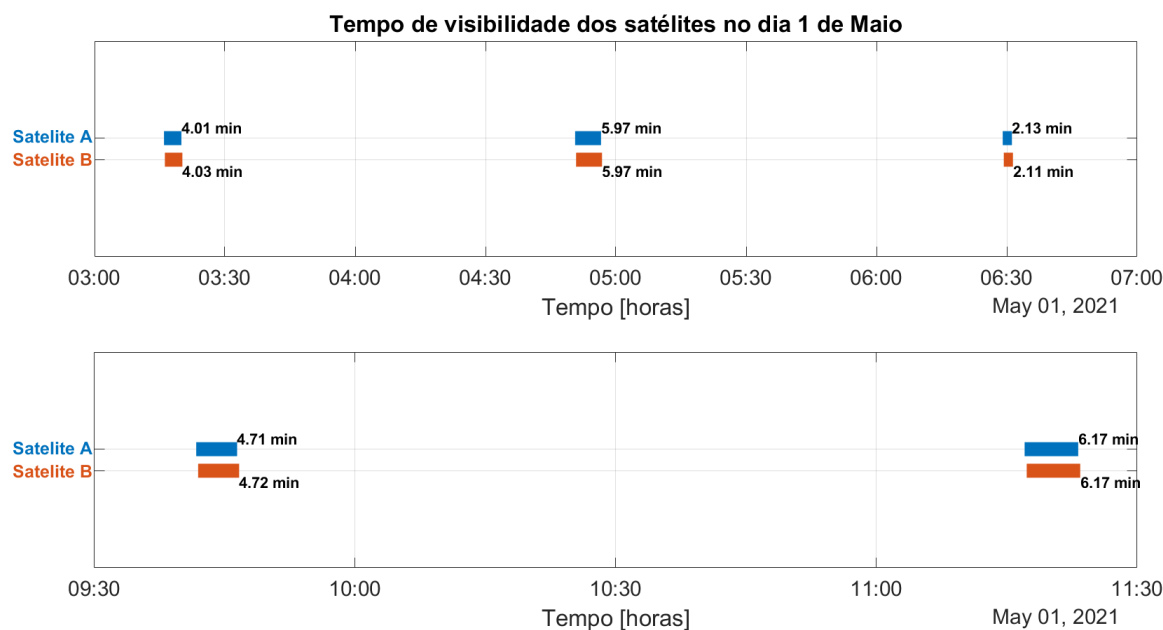
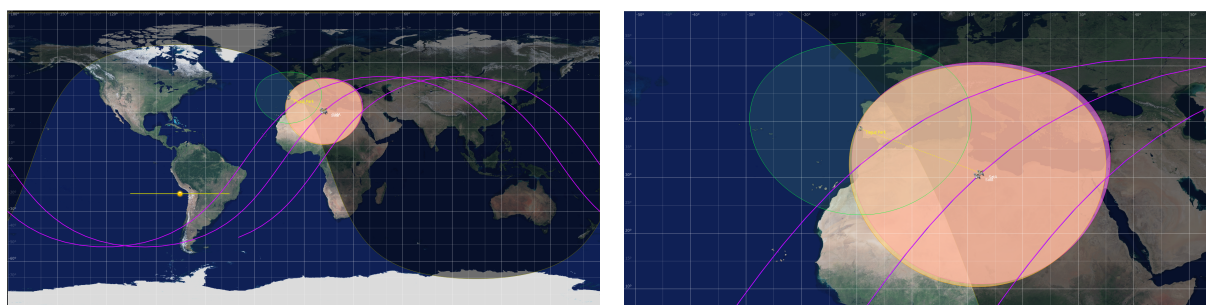


Figura 3.11: Tempo de contacto com a estação terrestre do satélite A durante o primeiro dia de Maio de 2021. As barras representam a duração de cada contacto e o valor está apresentado ao lado para melhor visualização.

através da sobreposição dos seus círculos de visibilidade. Para aumentar o tempo total contínuo de contacto dos CubeSats com a estação terrestre seria necessário aumentar a distância entre eles para aproximadamente 4500 km. Ou seja, para que o círculo de visibilidade dos satélites estivesse o mínimo sobreposto possível.



(a) Ground track dos satélites durante uma passagem pela estação terrestre.

(b) Zoom dos círculos de visibilidade dos satélites durante uma passagem pela estação terrestre. É possível ver um ligeiro atraso entre os círculos.

Figura 3.12: Ground track com círculo de visibilidade para os dois satélites.

3.4.2 Tempo de eclipse

A duração dos eclipses ao longo da missão é um parâmetro muito importante, especialmente para o cálculo da margem de energia uma vez que durante estes períodos não há produção. Para órbitas baixas isto torna-se ainda mais importante uma vez que a razão entre o tempo de iluminação e o tempo de eclipse diminui com a altitude.

Na figura 3.13 estão apresentados os períodos em que o satélite A está em eclipse e a duração destes. Os dados para o gráfico foram obtidos por simulação com o GMAT e os valores mínimo, médio e máximo encontram-se na tabela 3.3. A duração do eclipse está diretamente relacionada com o ângulo entre o plano orbital do satélite e o vetor do Sol. Este ângulo é denominado de ângulo beta e varia entre -90° e 90° . Quando o ângulo tem os valores extremos, o plano orbital está perpendicular ao vetor entre o Sol e a Terra, ou seja, o tempo de eclipse é zero.

Na figura 3.14 está apresentada a variação do ângulo beta ao longo do tempo de vida do satélite. Dois fatores importantes contribuem para a variação deste ângulo. Um é o facto da Terra estar a orbitar o Sol mudando a direção entre o Sol e o plano orbital do satélite ao longo da órbita. O outro é o efeito causado pelo achatamento da Terra nos polos. Este efeito pode ser visto como se o planeta tivesse mais massa na zona equatorial, o que muda ligeiramente a direção da força gravítica aplicada e provoca uma precessão do nodo ascendente.

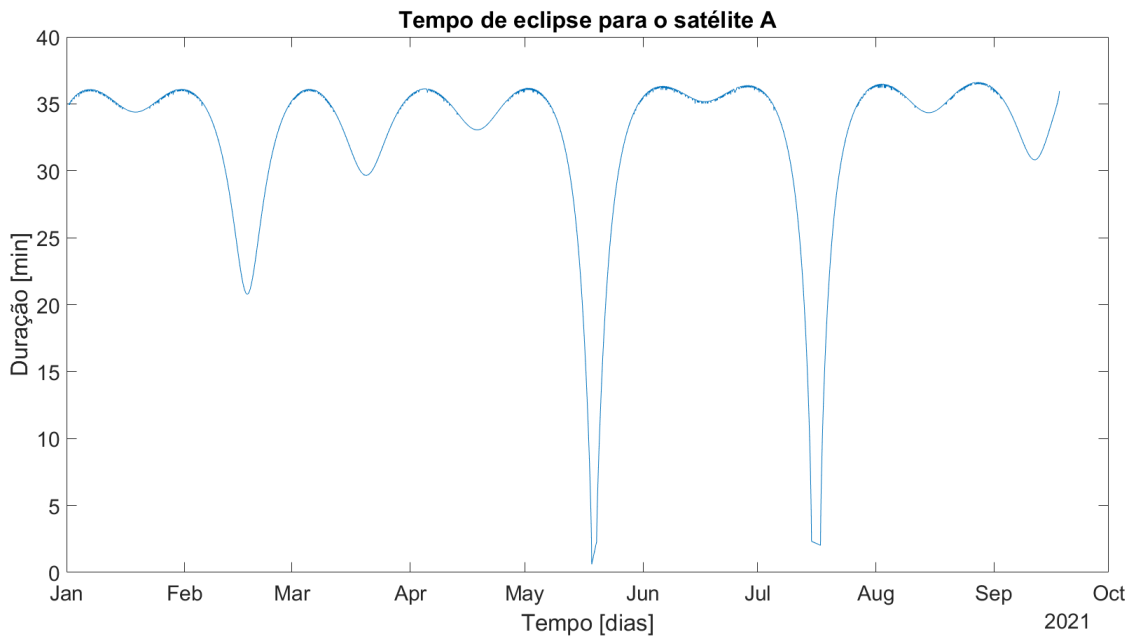


Figura 3.13: Tempo de eclipse ao longo da vida útil do satélite A.

	Mínimo	Médio	Máximo
Tempo de eclipse [s]	36.3239	1982.1229	2196.4046

Tabela 3.3: Tempo de eclipse mínimo, médio e máximo do satélite A.

É possível observar pelas figuras 3.13 e 3.14 que o menor tempo de eclipse ao longo da missão (entre Maio e Junho e entre Julho e Agosto) ocorre quando o ângulo Beta tem um valor de aproximadamente 70° , o maior no mesmo período de tempo.

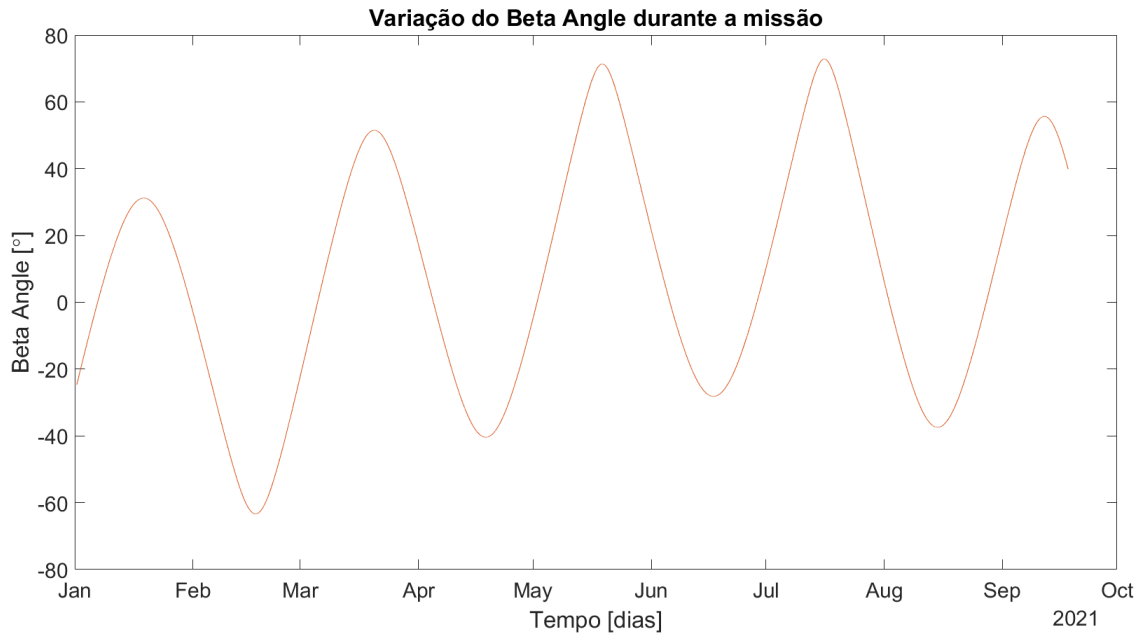


Figura 3.14: Variação do ângulo beta ao longo da missão. Quanto maior for o valor absoluto do ângulo menor é o tempo de eclipse do satélite.

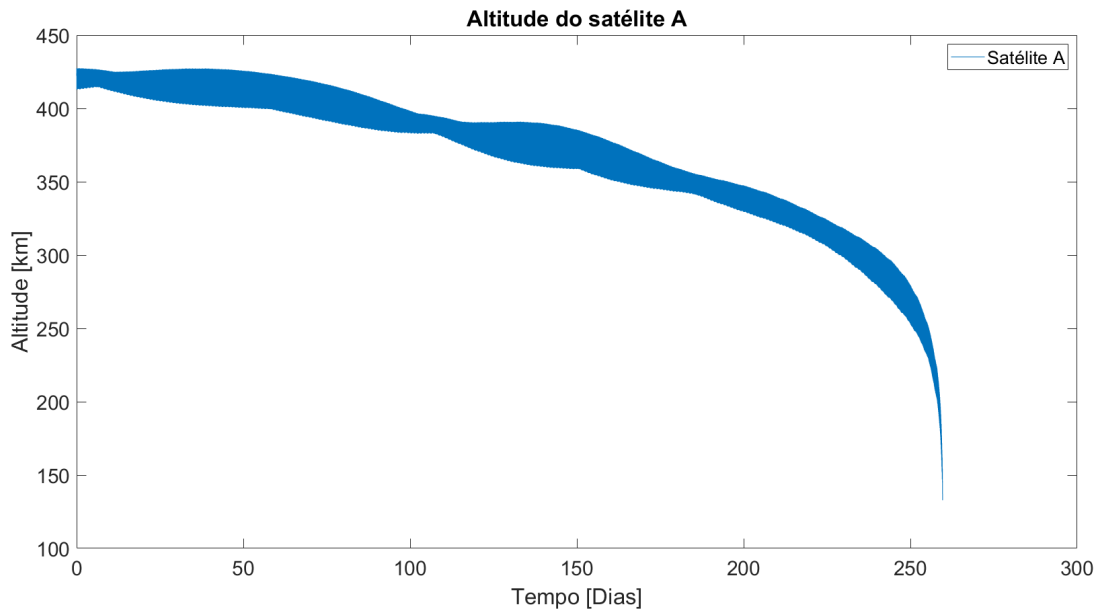
3.4.3 Tempo de vida

O tempo de vida do satélite é determinado desde o momento em que o satélite é colocado em órbita até à sua reentrada na atmosfera. Como já foi abordado na secção 2.1, a resistência aerodinâmica é a maior perturbação aplicada no satélite e por isso a maior responsável pelo seu tempo de vida. Relacionada diretamente com a resistência aerodinâmica está a área projetada pelo satélite que é utilizada neste caso para controlar a distância entre os satélites. A figura 3.15 representa a altitude ao longo da vida dos dois satélites, que como podemos verificar é praticamente igual mesmo com as diferenças na massa e nas variações da área projetada. A simulação foi realizada no GMAT com o JacchiaRoberts como modelo atmosférico.

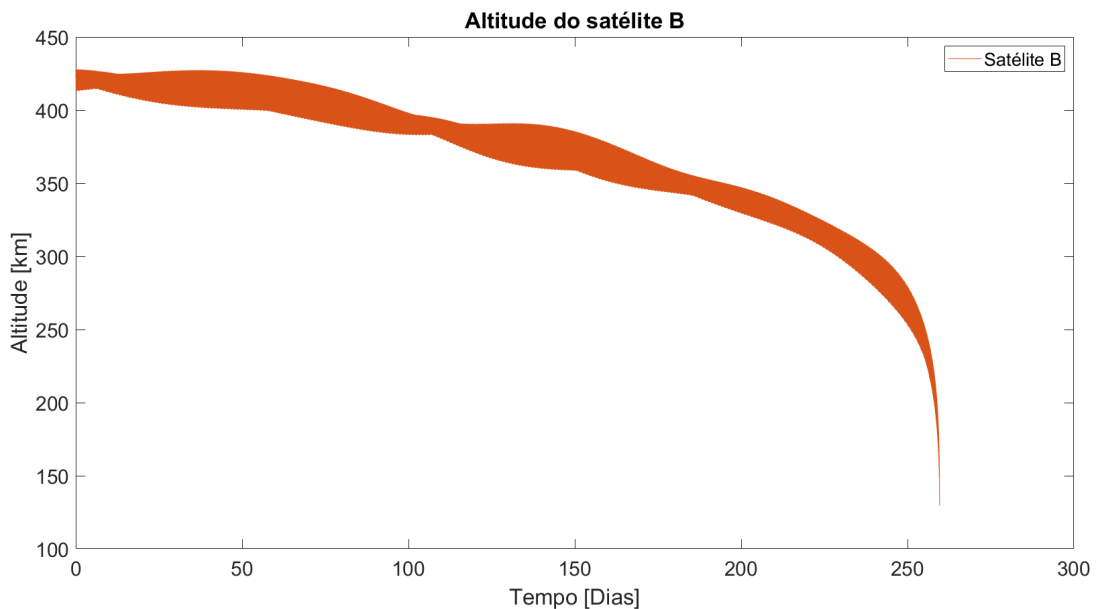
Como se pode ver pela figura a altitude não é constante ao longo da órbita, oscila cerca de 30 km. A excentricidade e o achatamento dos polos são o principal responsável por esta característica. A excentricidade nunca é exatamente zero e por isso a órbita não é um círculo perfeito. Para além disso, a Terra também não é uma esfera perfeita e por isso a altitude varia localmente. Isto faz com que o satélite varie entre o perigeu (posição mais próxima da Terra) e o apogeu (posição mais distante da Terra).

O tempo de vida é sempre uma característica importante numa missão espacial. De forma a prevenir o lixo espacial e o número de satélites não funcionais em órbita é recomendado que satélites em órbita baixa (LEO) reentrem na atmosfera antes dos 25 anos de missão [90]. Este valor está bastante afastado do valor obtido para a missão, que como se pode ver pela figura 3.15 é aproximadamente 260 dias.

Na figura 3.16 está apresentada a diferença entre o tempo de vida do satélite A com e sem a velocidade de separação. Apesar de pequena é possível ver uma diferença no tempo de decaimento, o satélite com $v_S = 12 \text{ cm s}^{-1}$ tem menor tempo de vida. Isto deve-se ao facto de a velocidade aplicada



(a) Tempo de vida do satélite A.



(b) Tempo de vida do satélite B.

Figura 3.15: Tempo de vida dos satélites utilizando o GMAT, tendo em consideração o controle de distância (mudança da área projetada) e velocidade de separação.

significar uma passagem para uma órbita mais baixa, como já foi referido.

Na figura 3.17 está apresentado o tempo de vida do satélite A para dois valores diferentes de área projetada mas constantes ao longo do tempo (sem rotação). Verifica-se que quanto maior for a área projetada (maior resistência aerodinâmica) mais curta é a vida útil do satélite.

Durante a missão proposta (com rotação) o tempo de vida do satélite A (figura 3.15) fica entre os dois valores apresentados mas mais próximo do caso para $A_A = 0.022 \text{ m}^2$, isto porque o satélite assume durante mais tempo este valor. É possível verificar esta situação nas figuras 3.7 e 3.8 pela duração dos vales na linha do gráfico, durante estes períodos o satélite A assume uma área projetada

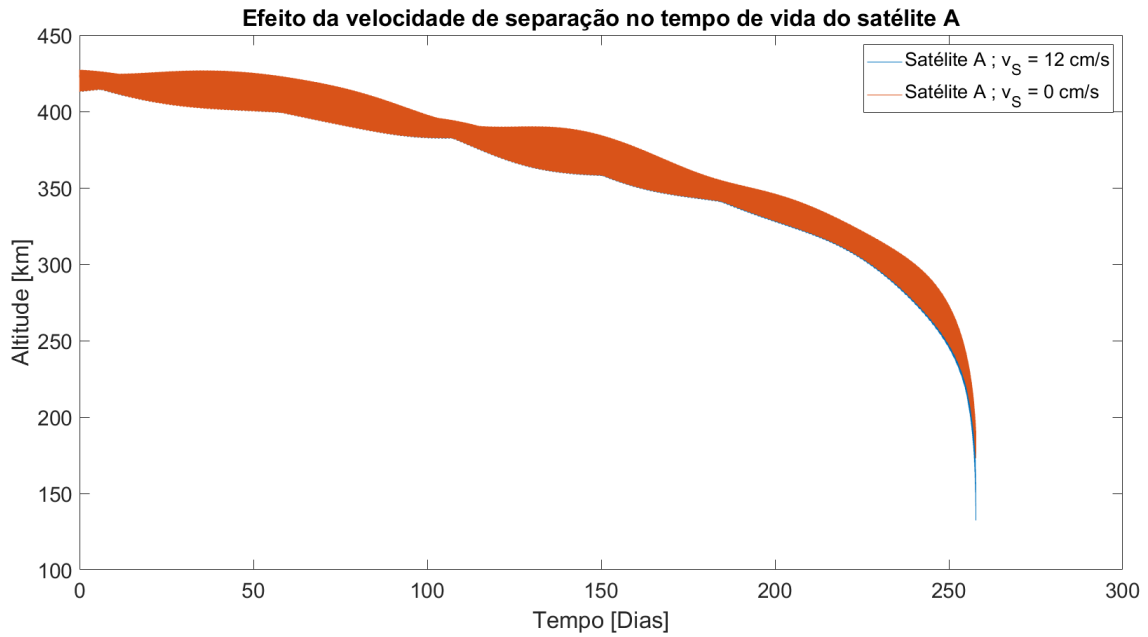


Figura 3.16: Efeito da velocidade de separação no tempo de vida do satélite A. Simulação feita com recurso ao GMAT considerando uma área projetada de 0.02 m^2 .

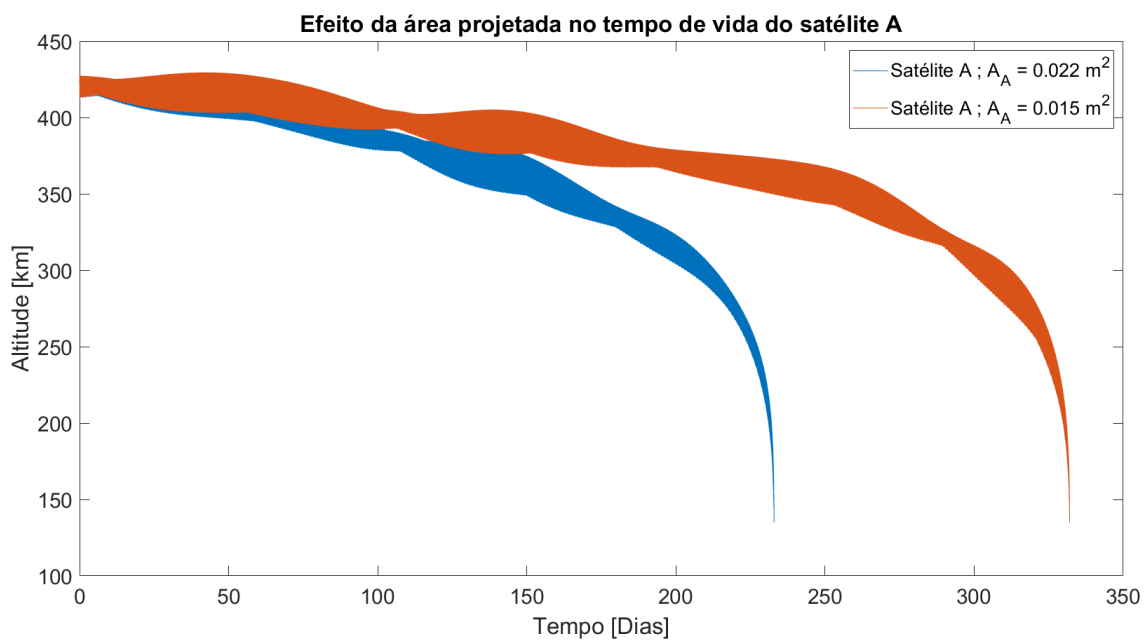


Figura 3.17: Efeito dos limites utilizados para a área projetada no tempo de vida do satélite A. Quando $A_A = 0.022 \text{ m}^2$ o satélite decai em 233 dias. Quando $A_A = 0.015 \text{ m}^2$ o satélite decai em 332 dias.

de 0.022 m^2 .

Conclui-se que a variação da área projetada é o fator que mais influencia o tempo de vida do satélite A. A velocidade de separação também interfere mas não é significativo.

Capítulo 4

Configuração do CubeSat A

Após a definição dos requisitos e objetivos da missão e de uma análise preliminar da órbita é necessário definir os equipamentos a integrar no satélite. Neste capítulo é feita uma revisão bibliográfica dos diferentes componentes e a posterior escolha dos mais adequados à missão. Os componentes estão todos disponíveis no mercado, no entanto, como no caso do ISTsat-1 é possível desenvolver alguns produtos ou partes para reduzir os custos da missão. Com os equipamentos escolhidos é feito um projeto preliminar com recurso ao software do *Centre National d'Études Spatiales* (CNES), IDM-CIC [91]. Por fim é realizada uma análise do balanço energético, de comunicações e da massa do conjunto.

4.1 Plataforma

Nesta secção é realizada uma revisão bibliográfica dos diferentes subsistemas que constituem o satélite. Para cada subsistema são apresentadas diferentes opções que se encontram disponíveis comercialmente, e por fim é escolhida a que se enquadra melhor nos requisitos e objetivos da missão. Os componentes que serão considerados como subsistemas estão indicados nas legendas de cada tabela.

4.1.1 Payload

Como referido na subsecção 2.3 o ideal para a deteção de navios seria o radar, mais precisamente o SAR. No entanto com todas as limitações dos CubeSats não é possível ainda utilizar um radar em satélites tão pequenos. Outro fator a considerar é a posição em que o satélite se encontra relativamente à Terra de forma a maximizar o tempo de observação Terrestre, que foi explicado com mais detalhe na secção 3.3. Para não aumentar a complexidade do projeto e devido à limitação de espaço disponível é desejável evitar a utilização de espelhos, ou seja, o ideal será a câmara apontar no sentido perpendicular ao eixo longitudinal do satélite. Tendo todos estes requisitos em consideração, podemos ver na tabela 4.1 as possíveis soluções disponíveis no mercado.

¹<https://dragonflyaerospace.com/mantis/>, acedido a 13-10-2021

²<https://dragonflyaerospace.com/gecko/>, acedido a 13-10-2021

	Mantis Imager ¹	Gecko Imager ²
Massa [g]	500	400
Dimensões [cm]	10×10×6.5	10×10×6.5
Resolução espacial a 500 km [m]	16 Pan ; 32 MS/HS	39
Banda espectral	PAN/MS/HS	RGB
Swath a 500 km [km]	32	80
Armazenamento [GB]	128	128
Temperatura [°C]	[10,30]	[0,30]
Consumo [W]	< 2.6 - < 4.6	< 2.6 - < 4.5

Tabela 4.1: Opções de câmaras de acordo com os requisitos de missão para a observação terrestre. O componente mais adequado é a Mantis Imager.

O valor do consumo depende do modo em que o *payload* está a operar. Em modo de imagem o consumo é menor do que 2.6 W enquanto que no modo de leitura sobe para os 4.6 W. A diferença principal entre as duas câmaras está na banda espectral utilizada. Os artigos [92] e [72] apresentam dois estudos sobre a deteção e classificação de embarcações a partir de imagens de satélite. As bandas mais utilizadas são a pancromática e a multi-espectral. As imagens PAN são recomendadas para observações geométricas mais precisas devido à sua maior resolução espacial, enquanto as imagens MS são utilizadas para a classificação de navios devido à sua informação espectral.

Na escolha da câmara mais adequada foi dado maior relevo à resolução espacial para diminuir o comprimento mínimo dos objetos observados, neste caso a Mantis Imager. Com base em revisões bibliográficas realizadas [92], o comprimento mínimo do alvo detetado por um sensor com resolução espacial em PAN de 15 m é de 50 m. Para referência, o navio mais comprido do mundo Knock Nevis (Seawise Giant) foi um petroleiro com cerca de 458 m.

4.1.2 Computador de bordo

Um dos principais propósitos das missões espaciais é a obtenção de dados. A maioria é gerada pelo *payload* através de imagens, análises da atmosfera, demonstrações tecnológicas etc. No entanto, também são gerados dados acerca do estado e definições de todos os subsistemas e sensores do satélite, como por exemplo o estado da bateria, temperatura, velocidade e direção das rodas de inércia, etc. Todos estes dados são processados e geridos pelo computador de bordo. O computador de bordo é responsável pela deteção e diagnóstico de falhas, memória e interface entre os vários subsistemas do satélite. Este subsistema deve ser construído ou escolhido de forma a que o satélite se mantenha operacional mesmo se os seus subsistemas falharem. Na tabela 4.2 estão quatro possíveis escolhas para o computador de bordo.

	ISIS On Board Computer ³	SatBus 3C2 ⁴	NanoMind A3200 ⁵	Sirius OBC LEON3FT ⁶	
Fornecedor	ISISpace	NanoAvionics	GOMspace	AAC Clyde Space	
Massa [g]	100	136	24	130	
Dimensões [cm]	9.6×9.0×1.24	9.55×9.0×1.5	6.4×4.0×0.71	9.6×9.0×1.72	
Memória	Volátil	64 MB SDRAM	2×512 kB	32 MB SDRAM	64 MB SDRAM
	Código	1 MB NOR Flash	2×128 MB NOR Flash	128 MB NOR Flash	-
	Crítica	256 kB FRAM	2×512 kB FRAM	32 kB FRAM	-
	Massa	2×Cartão SD	2×Cartão SD	2×Cartão SD	2 GB
Processador	ARM9	ARM Cortex-M7	Atmel AT32UC3C	LEON3FT	
	32-bit 400 MHz	32-bit < 400 MHz	32-bit 64 MHz	32-bit 50 MHz	
Temperatura [°C]	[-25, +65]	-	[-30, +85]	[-30, +60]	
Consumo [W]	0.4	-	0.17	1.3	

Tabela 4.2: Características dos computadores de bordo considerados. O computador de bordo escolhido é o da ISISpace.

A escolha foi baseada no tamanho da memória, na velocidade do processador e também no consumo. A opção da NanoAvionics é semelhante à da ISISpace mas não é conhecido o consumo médio do computador. Como este é um parâmetro importante para a análise da margem energética foi escolhido o da ISISpace.

4.1.3 Sistema de determinação e controlo de atitude

Existem missões que necessitam de uma solução mais adequada a nível de *Attitude Determination and Control Subsystem* (ADCS) para cumprir os objetivos, por essa razão é natural que se escolham partes e seja a equipa a integrar os componentes. No entanto, de maneira a reduzir o tempo, complexidade e até custos uma boa solução será a utilização de equipamentos COTS, ou seja uma solução integrada. Estes sistemas funcionam de forma independente e são amplamente testados. A posição determinada pelos sistema de atitude é obtida através de sensores que observam o meio exterior ao satélite para referência como sensores de estrelas, de sol, Terra ou outros corpos celestes. O controlo, no caso de ser ativo, é depois feito através de atuadores como rodas de inércia e magnetorquers.

Na tabela 4.3 estão caracterizadas possíveis soluções para o controlo de atitude do CubeSat. A escolha da opção mais adequada recaiu principalmente no volume ocupado, sendo que as restantes características não variam muito entre eles. Desta forma, a opção escolhida é o iADCS200.

³<https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2016/02/ISIS-On-board-Computer-Brochure-v2R-compressed.pdf> , acedido a 13-10-2021

⁴<https://nanoavionics.com/CubeSat-components/CubeSat-on-board-computer-main-bus-unit-satbus-3c2/> , acedido a 13-10-2021

⁵<https://gomspace.com/shop/subsystems/command-and-data-handling/nanomind-a3200.aspx> , acedido a 13-10-2021

⁶https://www.aac-clyde.space/assets/000/000/181/AAC_DataSheet_Sirius_OBC_original.pdf?1614275782 , acedido a 13-10-2021

	iADCS200 ⁷	CubeADCS 3-axis ⁸	XACT 15 ⁹	KU Leuven ADCS ¹⁰
Fornecedor	Hyperion Technologies	CubeSpace	Blue Canyon Tech.	KU Leuven
Massa [g]	400 / 435 / 470	328	885	715
Dimensões [cm]	9.5×9.0×3.2	9.0×9.6×5.2	10×10×5.1	9.5×9.0×5
Precisão [°]	0.0083	0.6	0.007	0.11
Pointing [°]	« 1	1	-	-
Slew rate [°s ⁻¹]	> 1.5	0.02	<10	-
Sensores	Sensor de estrelas IMU Sun sensor	Sensor de Sol CubeCoil CubeRod	Sensor de estrelas IMU	Sensor de estrelas Giroscópios Fotodiodos
Atuadores	Rodas de inércia Magnetorquer	Rodas de inércia Magnetorquer	Rodas de inércia Magnetorquer	Rodas de inércia Magnetorquers
Temperatura [°C]	[-45, +40]	[-10, +60]	-	-
Consumo [W]	1.4	< 1	-	1.4

Tabela 4.3: Módulos integrados de controlo e determinação de atitude para CubeSats. O componente mais adequado é o iADCS200.

Na tabela 4.3 IMU é um dispositivo que mede a força específica e taxa angular.

Slew rate é a velocidade angular e representa o quão rápido o satélite consegue mudar a sua atitude. Considerando a figura 3.6, existe uma diferença de 37° entre as duas posições assumidas pelo satélite. Assumindo um slew rate de 1.5 °s⁻¹, a mudança de atitude demora aproximadamente 25 s.

Para além disso, é necessário saber a posição exata dos satélites não só para realizar as manobras de controlo e manter uma distância estabelecida entre os satélites como também para realizar as comunicações. Para esse efeito será utilizado um sistema de navegação por satélite, ou *Global Navigation Satellite System* (GNSS). Na tabela 4.4 e 4.5 estão algumas soluções para recetor e antena, respetivamente.

A exatidão e o consumo foram os principais motivos para a escolha do recetor GNSS, por esta razão o componente é o Celeste. Relativamente à antena, as dimensões foram a principal razão uma vez que o objetivo é colocar a antena numa das faces longas do satélite, sendo assim a escolha é o EXA GCA01. *Time To First Fix* (TTFF) representa o tempo necessário para um dispositivo de navegação *Global Positioning System* (GPS) receber sinais e dados do satélite de navegação e calcular uma solução de posição.

⁷<https://hyperiontechnologies.nl/products/iadcs200/> , acedido a 14-10-2021

⁸<https://www.cubespace.co.za/products/integrated-adcs/3-axis/#3-axis-included> , acedido a 14-10-2021

⁹<https://www.bluecanyontech.com/components> , acedido a 14-10-2021

¹⁰https://www.CubeSatshop.com/wp-content/uploads/2018/10/KULADCS-Datasheet_v2.pdf , acedido a 14-10-2021

¹¹https://hyperiontechnologies.nl/wp-content/uploads/2019/11/HT_GNSS200.pdf , acedido a 13-10-2021

¹²<https://www.spacemanic.com/celeste-gnss-receiver/> , acedido a 13-10-2021

¹³https://www.dlr.de/rb/en/desktopdefault.aspx/tabid-10749/10533_read-23353/ , acedido a 13-10-2021

¹⁴https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2021/01/ISIS-GAPA-DSH-0001-GNSS_Antenna_Datasheet-02_00.pdf , acedido a 13-10-2021

¹⁵<https://www.skyfoxlabs.com/product/14-pipatch-11e1> , acedido a 13-10-2021

¹⁶<https://www.CubeSatshop.com/wp-content/uploads/2021/03/EXA-GCA01-COMPACT-GNSS-ACTIVE-PATCH-ANTENNA->

	GNSS200 ¹¹	Celeste ¹²	Phoenix ¹³
Fornecedor	Hyperion Technologies	Spacemanic	DLR
Massa [g]	3	25	20
Dimensões [cm]	2×1.43×0.31	6.7×4.2×0.75	7×4.7×1.5
Exatidão da posição [m]	< 8	2.5	1–2
Consumo [W]	< 0.15	0.1	0.85
Time to first fix [s]	< 90	29	4
Temperatura [°C]	[-40, +85]	[-40, +85]	[-20, +50]

Tabela 4.4: Opções consideradas para recetor GNSS. O recetor GNSS escolhido é o Celeste da Spacemanic.

	GNSS Antenna ¹⁴	piPATCH-L1E1 ¹⁵	EXA GCA01 ¹⁶
Fornecedor	ISISpace	SkyFox Labs	EXA
Massa [g]	18	50	11.38
Dimensões [cm]	7×7×1.5	9.8×9.8×1.3	2.51×2.51×0.79
Ganho [dBi]	< 8	2.5	1-2
Frequência [MHz]	GPS+Galileo	GPS+Galileo	GPS/GLONASS/GALILEO/BeiDou
Consumo [W]	0.05	0.07	0.03
Temperatura [°C]	[-30, +70]	[-45, +85]	[-45, +85]

Tabela 4.5: Opções consideradas para antena GNSS. A antena escolhida é da Equatorian Space Agency (EXA).

4.1.4 Estrutura

A estrutura do CubeSat tem como objetivos proteger e agrupar todos os seus componentes e subsistemas mas também servir como ligação entre o satélite e o sistema de lançamento. Normalmente é feita uma distinção entre estrutura primária e secundária, sendo o chassi considerado como a primeira e estruturas como painéis solares, antenas e protetores térmicos como a última. Os requisitos para a escolha da estrutura está dependente de fatores relacionados com o objetivo da missão, como a necessidade de mecanismos de deployment, ou requisitos impostos pelo veículo de lançamento. Existem várias estruturas COTS e variam entre 1U e 16U, que não diferem muito entre fornecedores uma vez que a lista de requisitos neste tipo de satélites é standard. Na tabela 4.6 estão apresentadas algumas possibilidades para estruturas 2U. A massa da estrutura é normalmente o que varia entre os diferentes fornecedores e por isso o único parâmetro comparado na tabela. Foi selecionado o da ISISpace por ser o mais leve.

Datasheet.pdf , acessido a 13-10-2021

¹⁷<https://satsearch.co/products/nanoavionics-CubeSat-standard-structure> , acessido a 13-10-2021

¹⁸<https://www.npcspacemind.com/store/#!/SM02/p/172171543/category=43807390> , acessido a 13-10-2021

¹⁹https://www.aac-clyde.space/assets/000/000/189/AAC_DataSheet_Zaphod_original.pdf?1614275831 , acessido a 13-10-2021

²⁰<https://www.CubeSatshop.com/wp-content/uploads/2016/06/ISIS-CubeSat-Structures-Brochure-v1.pdf> , acessido a 13-10-2021

	NanoAvionics ¹⁷	Spacemind ¹⁸	AAC Clyde Space ¹⁹	ISISpace ²⁰
Massa [g]	208.34	216	235	206

Tabela 4.6: Opções consideradas para a estrutura do satélite. A estrutura da ISISpace foi a selecionada.

4.1.5 Mecanismo de separação

Os mecanismos *Hold Down and Release Mechanism* (HDRM) são dispositivos eletromecânicos utilizados na separação de satélites e outros equipamentos (painéis solares, antenas, cargas, etc) no espaço. Estes dispositivos podem assumir vários formatos e cargas de separação, normalmente otimizados com redundância mecânica e elétrica incorporada. Em HDRM não pirotécnicos, a separação é ativada por um valor pré-determinado de corrente elétrica para um sistema de fio fusível que faz com que o fio se parta sob tensão e permite que um parafuso mecânico atue.

	TiNi™ Microlatch ²¹	Nano Release Nut nD3RN ²²	Model 9040 Miniature ²³	TiNi™ MINI Frangibolt ²⁴
Fornecedor	EBAD	DCUBED	EBAD	EBAD
Massa [g]	15	25	< 13.6	10
Dimensões [cm]	1.7 H/ 2.5 D	1.7×1.7×1.7	2.1×1.6×4.1	1.84×1.3×1.14
Força suportada [N]	222	250	1112	667
Força de separação [N]	30	-	-	-
Tempo de funcionamento [s]	0.12	-	0.05	30
Temperatura [°C]	[-65, +70]	[-65, +80]	[-93, +200]	[-50, +70]

Tabela 4.7: Opções consideradas para mecanismos de separação.

Os três modelos mais à direita da tabela 4.7 funcionam de forma semelhante, com a passagem da corrente um parafuso parte e separa as duas estruturas. No primeiro caso da tabela, é parecido mas a separação tem uma força imposta provocada por uma mola. A seleção do mecanismo de separação dos satélites necessita de uma análise estrutural profunda no sentido de apurar a forma mais segura de realizar esta parte da missão, por essa razão nesta fase não é selecionado nenhum método específico. É possível que seja necessário um reforço da estrutura na ligação entre os satélites. Em [93] foi desenvolvido um mecanismo que se baseia num puxador de pin controlado por um servomotor e velocidade de separação controlada com molas. Outro exemplo é a missão Canyon-X que contém um sistema que quando alimentado por um determinado valor de tensão, ativa a resistência de aquecimento e derrete o fio que mantém os satélites unidos [94].

²¹https://www.ebad.com/wp-content/uploads/2021/10/TiNi_Microlatch_8-18-21.pdf , acedido a 13-10-2021

²²<https://dcubed.space/products/> , acedido a 13-10-2021

²³https://www.ebad.com/wp-content/uploads/2021/03/NEA_Hold_Down_Release_Mechanism_HDRM_-_Model_9040_8-18-21.pdf , acedido a 13-10-2021

²⁴https://www.ebad.com/wp-content/uploads/2021/10/TiNi_Mini_Frangibolt_8-18-21.pdf , acedido a 13-10-2021

4.1.6 Comunicação

As bandas de frequência VHF e UHF são as mais comuns para comunicação com a estação terrestre em CubeSats, principalmente as frequências de rádio amadoras nas bandas VHF de 2 m (144 MHz a 148 MHz) e UHF de 70 cm (420 MHz a 450 MHz). De forma a minimizar as perdas de propagação e reduzir os requisitos de potência do satélite, a banda UHF é utilizada para telemetria (downlink), enquanto que a banda VHF é utilizada para receber comandos da estação terrestre (uplink).

Nesta missão para diminuir o número de componentes, para o download de imagens (downlink) será usada a banda S. Esta banda é também utilizada para receber comandos da estação terrestre. A comunicação inter-satélite é feita em banda UHF.

Para a antena UHF é utilizado um sistema deployable. Estas antenas são omnidirecionais e podem ser colocadas no topo (+Z), no meio do satélite ou na base(-Z). No caso da antena para a banda S, é utilizada uma antena plana para poder ser colocada numa face. No caso de uma antena direcional é necessário que a sua posição seja de forma a que aponte na direção da estação terrestre. Isto significa que a antena tem que ser colocada numa das faces longas do satélite, X ou Y, juntamente com o *payload*. Na tabela 4.8 estão as opções que mais se ajustam à missão.

	S-Band TT&C antenna ²⁵	S-Band antenna ²⁶	UHF Antenna III ²⁷	Antenna system ²⁸
Fornecedor	Anywaves	IQ Spacecom	Endurosat	ISISpace
Banda	S-Band	S-Band	UHF	UHF
Frequência [MHz]	[2025 , 2290]	[1980 , 2500]	[435 , 438]	[400 , 500]
Massa [g]	132	62	85	89
Dimensões [cm ³]	7.9×7.9×1.2	8×10×1	9.8×9.8×1.2	9.9×9.9×0.6
Polarização	Circular R/L	Circular R/L	Circular R	Circular
Largura de feixe a meia pot. [°]	> 90	70	-	-
Ganho [dBi]	6.5	6	0	0
Temperatura [°C]	[-120, +120]	[-40, +125]	[-40, +125]	[-20, +60]
RF Power Max W	3	4	3.5	2

Tabela 4.8: Opções consideradas para as antenas de banda UHF e S. A antena UHF escolhida é da ISISpace. A antena de banda S é a IQ Spacecom.

Para além disto é necessário um transceptor para ambas as antenas. Na tabela 4.9 estão apresentadas duas opções para cada banda S e UHF, neste caso as opções com menor consumo foram escolhidas, da NanoAvionics e da Sputnix.

²⁵<https://anywaves.eu/products/s-band-ttc-antenna/> , acedido a 13-10-2021

²⁶<https://anywaves.eu/products/s-band-ttc-antenna/> , acedido a 13-10-2021

²⁷<https://www.endurosat.com/CubeSat-store/CubeSat-antennas/uhf-antenna/>

²⁸<https://www.isispace.nl/product/CubeSat-antenna-system-1u-3u/> , acedido a 13-10-2021

²⁹<https://nanoavionics.com/CubeSat-components/CubeSat-s-band-transceiver/> , acedido a 13-10-2021

³⁰<https://www.skylabs.si/products/communications/#toggle-id-3> , acedido a 13-10-2021

³¹<https://www.endurosat.com/CubeSat-store/CubeSat-communication-modules/uhf-transceiver-ii/> , acedido a 13-10-2021

³²<https://sputnix.ru/en/equipment/CubeSat-devices/ukv-priemperedatchik> , acedido a 13-10-2021

	S-Band Transceiver ²⁹	NANOLink base ³⁰	UHF Transceiver III ³¹	UHF Transceiver ³²
Fornecedor	NanoAvionics	SkyLabs	Endurosat	Sputnix
Banda	S	S	UHF	UHF
Frequência de transmissão [MHz]	[2200 , 2290]	[2200 , 2300]	[400 , 403]	[400 , 401]
Frequência de recepção [MHz]	[2025 , 2110]	[2025 , 2110]	[430 , 440]	[434 , 438]
Massa [g]	191	121	94	43
Dimensões [cm]	9.3×8.7×1.7	9.5×9.1×1.2	9.5×8.9×1.3	8.7×9.3×1.3
Potência de transmissão [dBm]	30	30	30	30 - 33
Velocidade de transmissão	100 - 500 kbps	4 Mbps	< 19.2 kbps	2.4 - 57.6 kbps
Consumo Tx [W]	5	5	-	3.5
Consumo Rx [W]	0.65	1.9	0.1	0.2
Temperatura [°C]	[-40, +70]	[-10, +50]	[-40, +80]	[-40, +85]

Tabela 4.9: Opções consideradas para transceptores de banda S e UHF. O transceptor de banda S escolhido é da NanoAvionics. O receptor de UHF é da Sputnix.

Se necessário é possível criar a antena de banda S para permitir uma solução mais ajustada à missão. Por exemplo, o Tigrisat é um satélite 3U de observação terrestre Iraquiano e Italiano lançado em 2014, uma das características do satélite é que a antena de banda S foi configurada de forma a ter uma abertura no centro pela qual é possível o funcionamento da câmara do satélite [95]. No entanto, como a face que fica direcionada para a Terra é uma face longa, tanto a antena como o câmara têm espaço suficiente para ficarem lado a lado.

De acordo com a tabela 3.2, em média o satélite A tem cerca de 20 min por dia de acesso à estação terrestre, ou 1200 s por dia. O transceptor de banda S escolhido na tabela 4.9 tem uma velocidade de transmissão de 500 kbit s^{-1} . Isto significa que por dia, em média pode enviar aproximadamente 600 Mbit para a estação terrestre. Este valor é teórico, na prática o sistema não é 100 % eficiente.

4.1.7 Sistema Elétrico

A função do sistema de alimentação elétrica é gerar, armazenar e distribuir a energia necessária para satisfazer todos os requisitos do sistema. No caso dos satélites a energia é normalmente produzida através de painéis solares. Para uma maior produção de energia o ideal é a utilização de painéis solares destacáveis de forma a aumentar a área de exposição solar. Para isto, e como a posição do satélite é fixa em dois eixos, no caso de serem destacáveis, os painéis devem abrir ao longo do eixo maior. Desta forma e com a atitude já definida para o satélite, a área dos painéis não aumenta a

área projetada na direção da velocidade, não interferindo assim no controlo da distância relativa dos satélites.

Para além dos painéis solares é importante um sistema de armazenamento de energia, uma vez que durante a fase de eclipse o satélite não está a produzir. Para este efeito são utilizadas normalmente baterias de iões de lítio (Li-ion) ou polímeros de lítio (LiPo). Na tabela 4.10 as baterias utilizadas são de iões de lítio à exceção do Linear EPS que é de polímeros de lítio.

O método de regulação de potência utilizado pelos *Electric Power System* (EPS) apresentados é o *Maximum Power Point Tracking* (MPPT), exceto no caso do Linear EPS que é desconhecido. Existem dois métodos mais comuns: o MPPT ou *Peak Power Tracking* (PPT) e o *Direct Energy Transfer* (DET). A diferença entre os dois é a forma como a energia proveniente dos painéis é gerida. No DET a energia é transferida diretamente do painel para o EPS, por esta razão os dois tem que funcionar na mesma voltagem. O PPT tem um regulador que permite maximizar a obtenção de energia produzida pelo painel, ajustando constantemente a corrente e a voltagem das células solares para permanecer no MPP. Uma comparação entre os dois métodos para um CubeSat 3U é feita em [96].

	iEPS ³³	NanoPower P31u ³⁴	NanoAvionics EPS ³⁵	Linear EPS ³⁶
Fornecedor	ISISpace	GOMspace	NanoAvionics	Pumpkin Space
Massa [g]	184	200	-	210
Dimensões [cm]	9.6×9.2×2.65	8.93×9.29×2.56	9.6×9.0×2.9	9.6×9.0×2.6
Bateria [W h]	22.5	20	23	22
Temperatura [°C]	[-20, +70]	[-40, +85]	[-20, +60]	[-40, +85]
Consumo [W]	0.09	0.16	0.15	-

Tabela 4.10: Opções consideradas para EPS com bateria. A opção escolhida é da ISISpace.

O iEPS da ISISpace é, no geral, o melhor sistema apresentado na tabela (mais bateria e menor consumo). Quanto aos painéis solares da tabela 4.11 o motivo foi a eficiência anunciada pelo fabricante, ou seja, o da ISISpace.

4.2 Projeto preliminar

Nesta secção é apresentado o desenho preliminar do satélite (figuras 4.1,4.2 e 4.3) realizado com o software do CNES, IDM-CIC. O posicionamento dos subsistemas não é definitivo e pode ser alterado durante a fase de desenvolvimento, há exceção de alguns requisitos entre componentes. Por exemplo, a antena GNSS deve apontar no sentido de órbitas mais altas onde se encontram os satélites GPS. O

³³https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2019/04/ISIS-iEPS2_0-DS-00001-iEPS_Datasheet-1_0.pdf , acedido a 13-10-2021

³⁴<https://gomspace.com/shop/subsystems/power/nanopower-p31u.aspx> , acedido a 13-10-2021

³⁵<https://nanoavionics.com/CubeSat-components/CubeSat-electrical-power-system-eps/> , acedido a 13-10-2021

³⁶http://www.pumpkininc.com/space/datasheet/711-00338-D_DS_Linear_EPS.pdf , acedido a 13-10-2021

³⁷<https://nanoavionics.com/CubeSat-components/CubeSat-gaas-solar-panel/> , acedido a 13-10-2021

³⁸<https://www.isispace.nl/product/isis-CubeSat-solar-panels/> , acedido a 13-10-2021

³⁹<https://www.npcspacemind.com/store/#!/SM-SP2X/p/278362210/category=46620009> , acedido a 13-10-2021

	GaAS Solar Arrays ³⁷	Solar Panel 2U ³⁸	SM Solar Panels ³⁹
Fornecedor	NanoAvionics	ISISpace	SpaceMind
Massa [g]	-	100	58
Potência máxima [W]	5.25	4.6	4.6
Eficiência [%]	< 29.5	30	28
Espessura [cm]	< 1.7	2.5	-
Temperatura [°C]	[-40, +85]	[-40, +125]	-

Tabela 4.11: Opções consideradas para painéis solares. Os painéis escolhidos são da ISISpace.

sensor de estrelas do sistema de controlo de atitude também deve apontar para zénite. Pelo contrário, a antena de banda S e a câmara devem ser colocados na direção de nadir para comunicação com a estação terrestre e para observação da Terra, respetivamente.

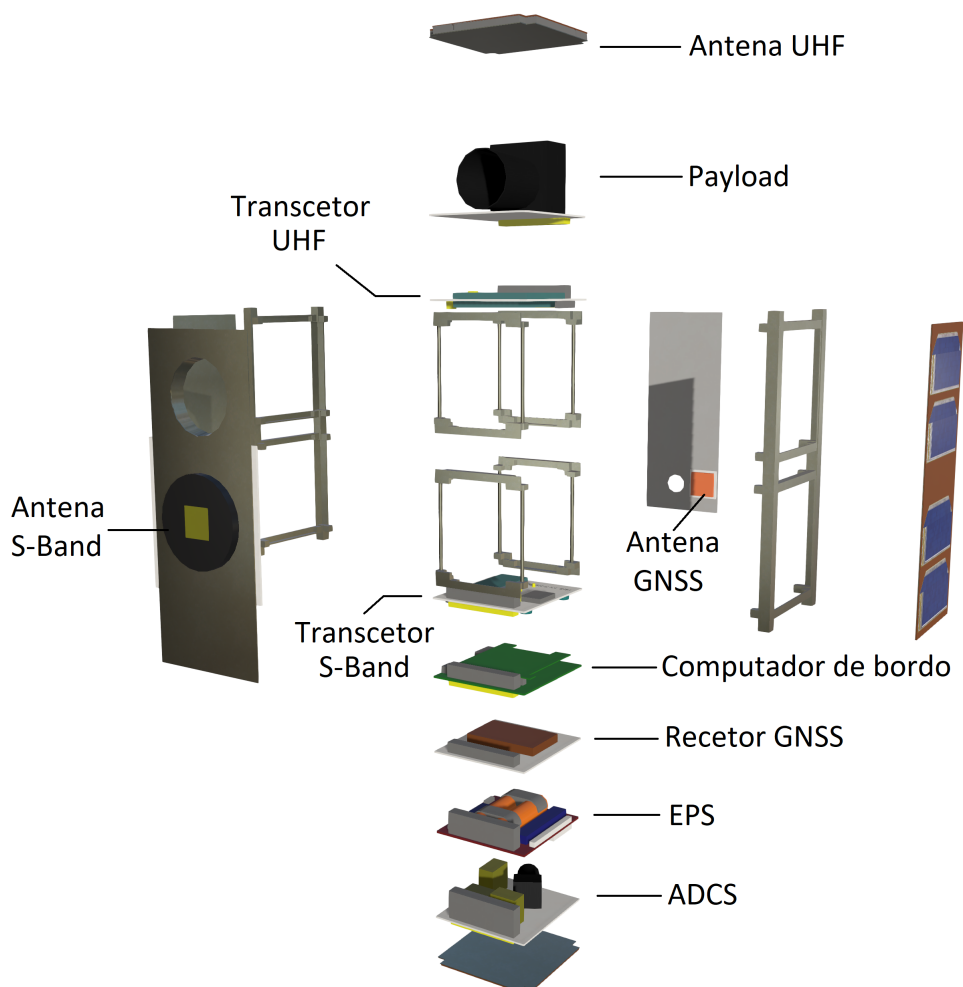
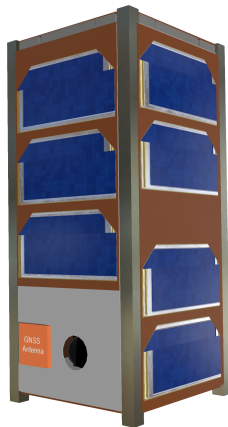


Figura 4.1: Vista em explosão do satélite com subsistemas identificados.

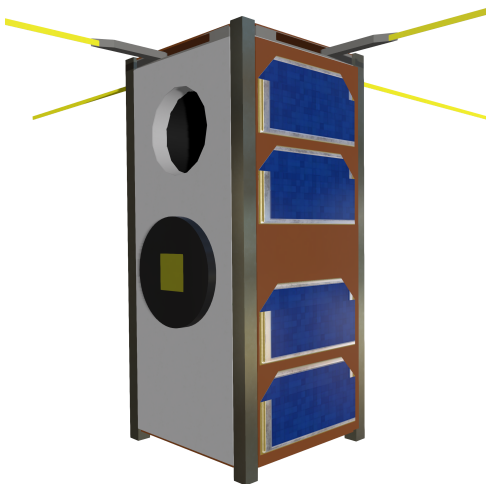


(a) Exterior.



(b) Interior.

Figura 4.2: Vista da face longa do satélite que aponta para zénite.



(a) Exterior.



(b) Interior.

Figura 4.3: Vista da face longa do satélite que aponta para nadir.

4.3 Balanço das comunicações

A fiabilidade de um canal de comunicação é medida pela relação sinal-ruído mínima para uma determinada probabilidade de erro de bit, *Bit Error Rate* (BER). O BER está por sua vez relacionada com o tipo de modulação utilizado.

A relação sinal-ruído pode ser calculada por,

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{P_t G_t G_r}{k T_s R L_p} \quad (4.1)$$

onde, E_b é a energia por bit, N_0 é a densidade espectral de ruído, P_t é a potência de transmissão, G_t é o ganho da antena emissora, G_r é o ganho da antena de recetora, k é a constante de Boltzmann, T_s a

temperatura do sistema, R é o débito binário e por fim L_p representa a atenuação em espaço livre. Na tabela 4.12 está apresentado o balanço da ligação inter-satélite da missão. A comunicação é feita em UHF com uma frequência de 437 MHz a uma distância máxima de 150 km.

Satélite emissor	
Potência do emissor, P_t [dBm]	27
Perdas de transmissão, P_l [dB]	1
Ganho da antena, G_t [dBi]	0
Características da ligação	
Atenuação em espaço livre [dB]	-128.78
Outras atenuações [dB]	2
Satélite recetor	
Ganho da antena, G_r [dB]	0
Perdas de linha, P_l [dB]	1
Temperatura do sistema, T_s [K]	500
Débito binário [bps]	9600
$\frac{E_b}{N_0}$ [dB]	26.02
$\frac{E_b}{N_0}$ para BER = 10^{-6} [dB] (GMSK)	14
Margem [dB]	12.02

Tabela 4.12: Balanço da ligação inter-satélite em banda UHF para uma distância de 150 km.

A comunicação com a estação terrestre é feita em banda S a uma frequência de 2.25 GHz. Para o downlink na estação terrestre foi considerada uma antena parabólica com 2 m de diâmetro e um ganho de 31.2 dBi. No caso do uplink foi considerada uma antena Yagi com 16.3 dBi de ganho. Para a análise foi utilizado o modelo disponibilizado pela AMSAT/IARU⁴⁰. Os resultados do balanço das ligações estão na tabela 4.13.

Banda S	Modulação	Débito binário	BER	Margem [dB]
Uplink	BPSK	64 kbps	10^{-6}	13
Downlink	QPSK	500 kbps	10^{-6}	4.1

Tabela 4.13: Balanço da ligação entre o satélite e a estação terrestre em banda S.

A margem da ligação downlink é a mais crítica, mas apesar de muito baixa é positiva. É possível melhorar este valor aumentando o diâmetro da antena terrestre ou diminuindo o débito binário.

⁴⁰<http://www.amsatuk.me.uk/iaru/spreadsheet.htm>

4.4 Balanço energético

Neste subcapítulo é feita uma estimativa da energia produzida e consumida pelo satélite e conseqüente margem. Em primeiro lugar é realizada uma análise da potência consumida pelo sistema durante as fases de iluminação e eclipse. Ao longo da órbita os subsistemas têm diferentes ciclos de trabalho, sendo que alguns apenas funcionam numa ou noutra fase e outros são vitais para o funcionamento do satélite e por isso encontram-se sempre ligados. As hipóteses e resultados considerados estão apresentados na tabela 4.14.

Foram avaliados dois modos distintos de atitude durante o período de iluminação do satélite: *sun-pointing*⁴¹ e *nadir-pointing*⁴². Na primeira o satélite aponta na direção do Sol para maximizar a produção e armazenamento de energia, na segunda o satélite aponta na direção da Terra de forma a cumprir o objetivo de observação terrestre.

Subsistemas	Potência média utilizada [W]	Sun-pointing		Nadir-pointing		Eclipse	
		Ciclo de trabalho [%]	Potência utilizada [W]	Ciclo de trabalho [%]	Potência utilizada [W]	Ciclo de trabalho [%]	Potência utilizada [W]
ADCS	1.4	100	1.4	100	1.4	100	1.4
PAY							
Fotos	2.6	0	0	35	0.91	0	0
Leitura	4	0	0	10	0.4	0	0
COM							
UHF Tx	3.5	13	0.455	13	0.455	0	0
UHF Rx	0.2	13	0.026	13	0.026	0	0
S-band Tx	5	13	0.65	13	0.65	0	0
S-band Rx	0.65	13	0.085	13	0.085	13	0.085
EPS	0.09	100	0.09	100	0.09	100	0.09
OBC	0.4	100	0.4	100	0.4	100	0.4
GNSS							
Antena	0.03	100	0.03	100	0.03	100	0.03
Recetor	0.1	100	0.1	100	0.1	100	0.1
Total [W]			3.24		4.55		2.1045
Margem [%]			20		20		20
Total c/ margem [W]			3.88		5.45		2.525

Tabela 4.14: Potência utilizada pelos subsistemas do satélite em diferentes modos de funcionamento.

A potência gerada pelos painéis solares no início de vida, BOL (*Beginning-of-life*), pode ser calculada

⁴¹Forma de descrever a atitude do satélite quando está a apontar para o Sol

⁴²Forma de descrever a atitude do satélite quando está a apontar para nadir

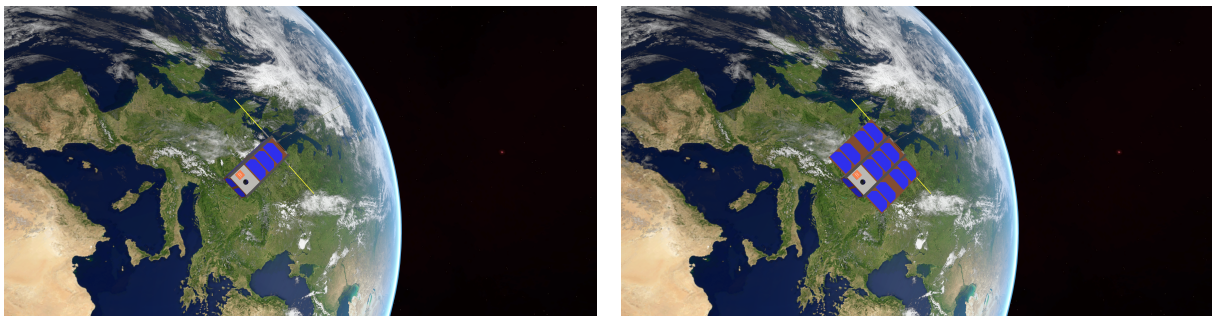
através da equação (4.2).

$$P_{BOL} = P_{in}\eta A_{eff}I_d \cos \theta \quad (4.2)$$

onde, P_{in} é a densidade média do fluxo energético proveniente da radiação solar ($1368 \text{ W}^2 \text{ m}^{-1}$), η é a eficiência do painel, A_{eff} representa a área efetiva do painel, I_d é o fator de degradação inerente e θ é o ângulo de incidência entre o Sol e o painel.

Tendo em conta a equação (4.2), a potência gerada pelos painéis solares é máxima quando o ângulo de incidência é de 0° . Isto é possível quando o satélite se encontra em modo Sun-pointing já apresentado anteriormente. No caso de uma missão de observação terrestre o satélite aponta para o nadir, e por essa razão o ângulo de incidência θ está constantemente a variar.

I_d é a degradação causada pela manufatura dos próprios painéis, sendo que o valor nominal será considerado 0.77 [97]. São consideradas duas configurações diferentes para os painéis solares, que atuam diretamente na área efetiva de incidência (A_{eff}) do satélite. As opções são escassas uma vez que o satélite tem que manter uma certa posição para cumprir a missão. A mais óbvia é com painéis fixos no corpo do satélite, a outra é com painéis destacáveis com articulações no eixo maior. Na figura 4.4 estão apresentadas as duas configurações.



(a) Config. 1 - Painéis fixos no chassi. $1 \times 2\text{U}$, $A = 0.021\text{m}^2$

(b) Config. 2 - Painéis destacáveis. $2 \times 2\text{U} + 1.5\text{U}$, $A = 0.042\text{m}^2$

Figura 4.4: Configurações consideradas dos painéis solares para a missão.

Para o cálculo das áreas foi considerado um fator *Packing Factor* (PF) que representa o facto de a área de cada face não estar completamente preenchida por células solares. Durante a missão os painéis são afetados por degradação e altas temperaturas que reduzem a sua eficiência. Isto pode ser tido em conta pela equação (4.3) onde, D é a degradação por ano e L a duração da missão.

$$L_d = (1 - D)^L \quad (4.3)$$

Assim sendo, durante a sua vida útil o painel vai perdendo qualidades. A potência gerada pelos painéis no fim de vida (*End-of-life*) pode ser expressa pela equação (4.4).

$$P_{EOL} = P_{BOL}L_d \quad (4.4)$$

Na tabela 4.15 estão apresentados alguns parâmetro auxiliares considerados para o cálculo da energia produzida. Para o tempo de eclipse foi utilizado o valor médio apresentado na tabela 3.3.

Parâmetro	Valor
Eficiência dos painéis [%]	30
Degradação / ano [%]	3
Período orbital [h]	1.5471
Tempo de eclipse [h]	0.5506
Tempo de iluminação [h]	0.9965

Tabela 4.15: Parâmetros auxiliares para o balanço energético.

É possível concluir então os resultados da potência gerada pelos painéis solares. Uma aproximação da energia média produzida por órbita corresponde a aproximadamente 60 % da potência gerada por um painel [98]. No caso de um CubeSat 2U a potência de um painel é de 4.6 W, ou seja podemos esperar cerca de 2.76 W sem considerar os painéis em Z. Posto isto, os valores teóricos para a potência gerada estão na tabela 4.16.

Parâmetro	Equação	Configuração 1		Configuração 2	
		Máximo	Médio	Máximo	Médio
P_{BOL}	(4.2)	6.6362	3.9677	13.2723	7.9353
L_d	(4.3)		0.97		
P_{EOL}	(4.4)	6.4371	3.8486	12.8742	7.6973

Tabela 4.16: Potência teórica gerada pelos painéis solares em início e fim de vida do satélite.

No entanto, como já foi referido, seria necessário os valores dos ângulos de incidência ao longo da órbita para resultados mais precisos. Por esta razão foi utilizado um modelo em MATLAB e GMAT [99] para simular a energia média gerada por um CubeSat, com algumas alterações feitas ao nível dos painéis solares destacáveis. Uma vez que na simulação não é considerada a rotação do satélite (já demonstrada na figura 3.6) e conseqüentemente dos painéis solares (o que influencia a energia gerada), foi utilizada uma posição intermédia entre a mínima e máxima discutidas no capítulo 3.3.

Na figura 4.5 está apresentada a potência média gerada em cada órbita, a potência gerada por cada painel em 3 órbitas consecutivas e ainda a representação da atitude do satélite para o em modo nadir-pointing e com os painéis fechados. Na figura 4.5(b) as cores do gráfico estão relacionadas com as cores de cada face apresentadas na figura 4.5(c). A potência média gerada é de aproximadamente 4.09 W, semelhante ao valor teórico estimado de 3.97 W.

Na figura 4.6 estão apresentados os mesmo gráficos já introduzidos mas com os painéis abertos. A potência média gerada é de aproximadamente 6.9 W, enquanto que o valor teórico era de 7.9 W.

As figuras 4.7 e 4.8 apresentam também os mesmo gráficos à exceção do gráfico de atitude, por ser semelhante aos casos já apresentados. Estas figuras representam o modo sun-pointing com os painéis fechados e abertos. Com painéis fechados a potência média gerada é de 4.3 W quando o valor teórico era de 6.6 W. O modo onde há maior produção de energia é o modo sun-pointing com painéis abertos

com uma potência média produzida de 12.8 W em comparação com o valor teórico 13.3 W. É de notar que na figura 4.8(b) as linhas do gráfico que representam as diferentes faces estão sobrepostas.

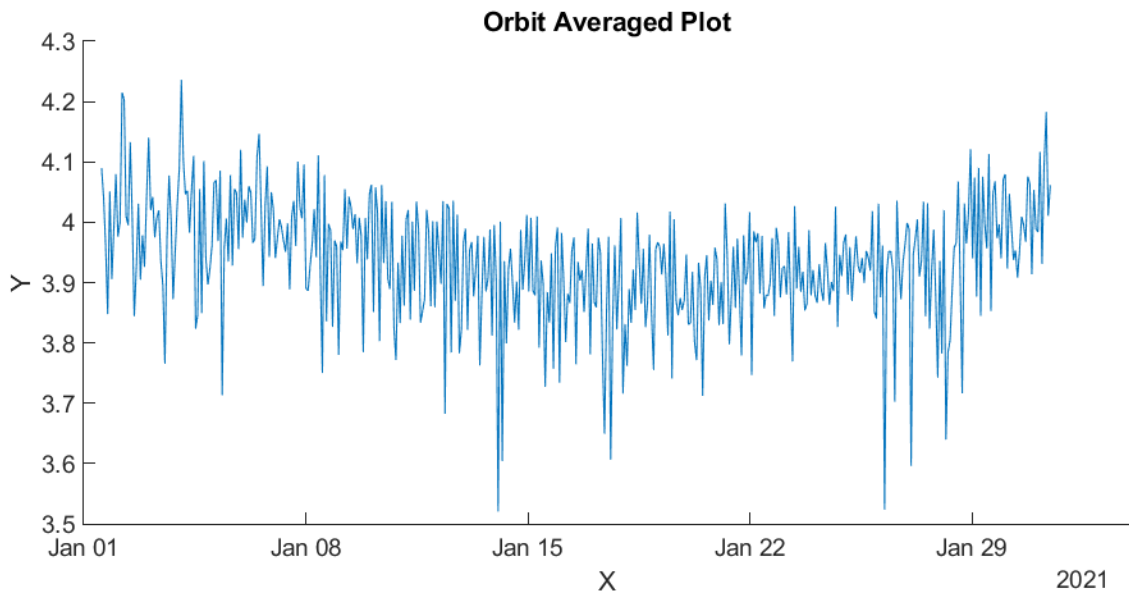
Posto isto, mesmo que alguns valores teóricos sejam semelhantes aos obtidos pela simulação, os últimos serão utilizados para os cálculos. Mesmo assim, os valores utilizados estão um pouco sobrevalorizados uma vez que a face que aponta para zénite não está completamente preenchida com células solares.

Balanço energético	Configuração 2		Configuração 1	
	Sun-pointing	Nadir-pointing	Sun-pointing	Nadir-pointing
Energia utilizada durante iluminação [W h]	3.8693	5.4359	3.8693	5.4359
Energia utilizada durante eclipse [W h]	1.3905	1.3905	1.3905	1.3905
Energia utilizada / órbita [W h]	5.2598	6.8264	5.2598	6.8264
Energia gerada / órbita [W h]	12.8344	6.9673	4.2834	4.0963
Margem / órbita [W h]	7.5746	0.1409	-0.9764	-3.8728
Órbitas até carregamento total das baterias	2.9704	159.6752	-	-
Órbitas até descarregar s/ energia gerada	4.2778	3.2960	-	-
Órbitas até descarregar c/ energia gerada	-	-	23.0446	8.2415

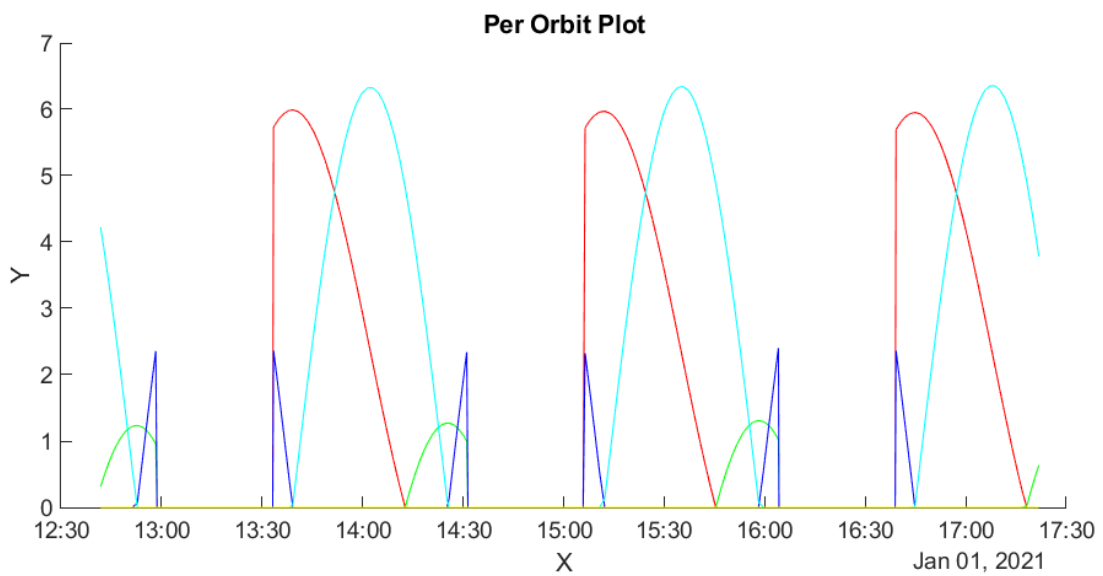
Tabela 4.17: Balanço energético do satélite.

Na tabela 4.17 estão concentrados os parâmetros mais importantes sobre a margem energética do sistema. Quando a margem é negativa significa que o satélite está a consumir mais energia do que a que produz. Podemos desde logo concluir que a configuração 1 (painéis fechados) não produz energia suficiente para a sobrevivência do satélite. Supondo que as baterias estão totalmente carregadas, o satélite na configuração 1 sobrevivia apenas durante 23 órbitas em modo sun-pointing ou 8 órbitas em modo nadir pointing. Por esta razão a configuração 2 (painéis abertos) é considerada como configuração final.

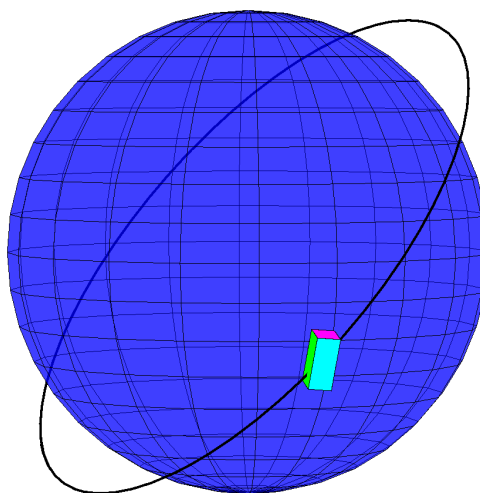
Em modo nadir-pointing para a configuração 2, apesar do valor da margem ser pequeno é positivo. É possível utilizar o satélite apenas em modo nadir-pointing, no entanto são necessárias aproximadamente 160 órbitas até carregar totalmente as baterias. Enquanto que em modo sun-pointing são apenas necessárias 3, mas este modo implica variações da área projetada do satélite A, o que iria interferir no controlo da distância relativa entre os satélites.



(a) Potência média gerada em 30 dias.

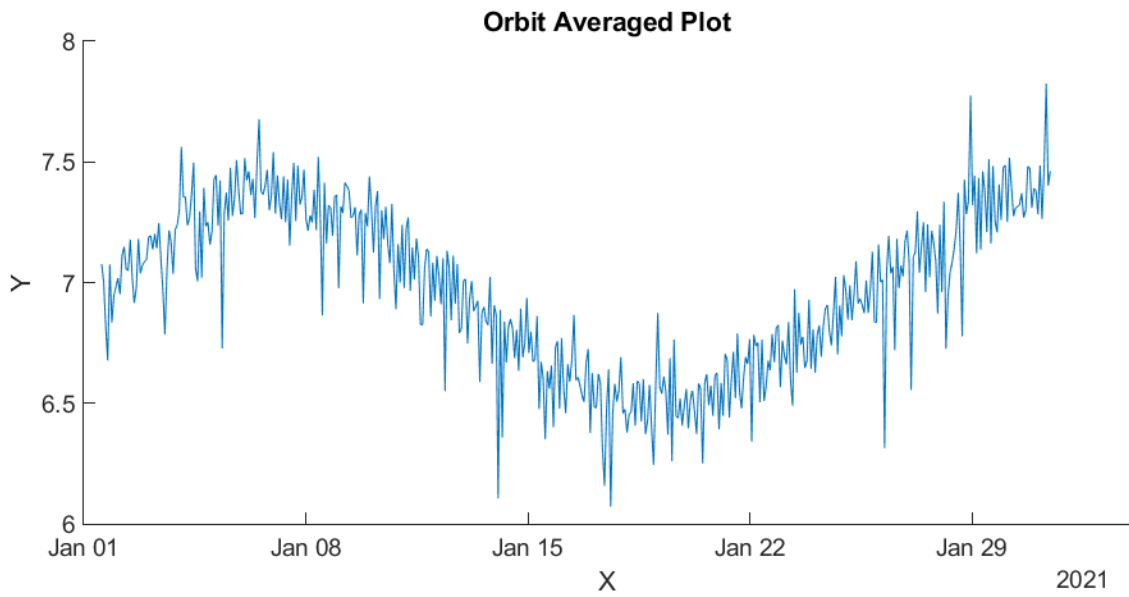


(b) Potência gerada por cada painel em 3 órbitas.

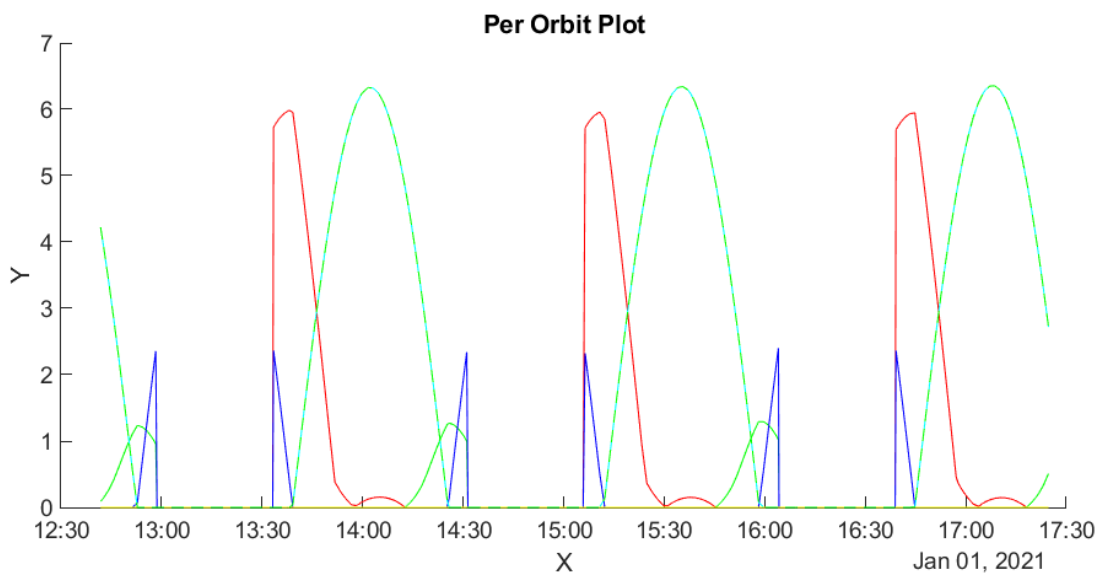


(c) Atitude e faces do satélite.

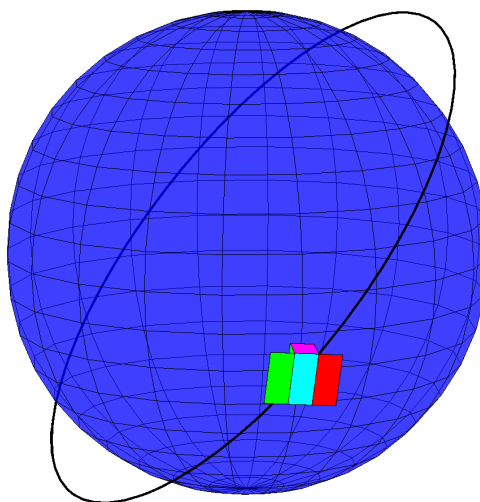
Figura 4.5: Potência gerada por um satélite 2U na configuração 1 (painéis fechados) e em modo nadir-pointing.



(a) Potência média gerada em 30 dias.

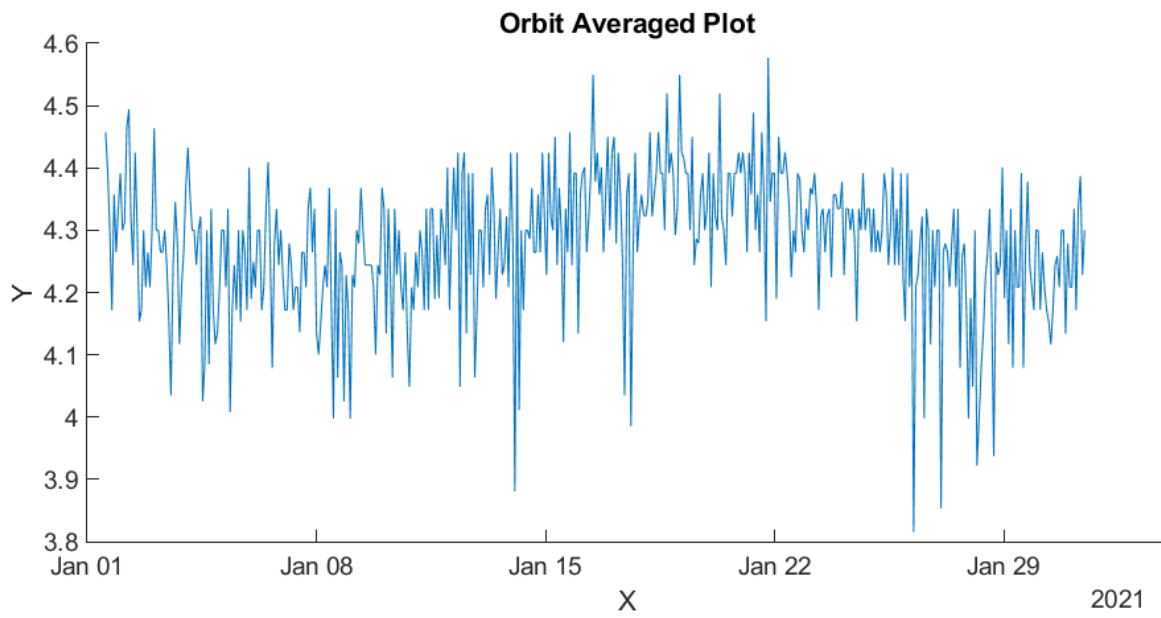


(b) Potência gerada por cada painel em 3 órbitas.

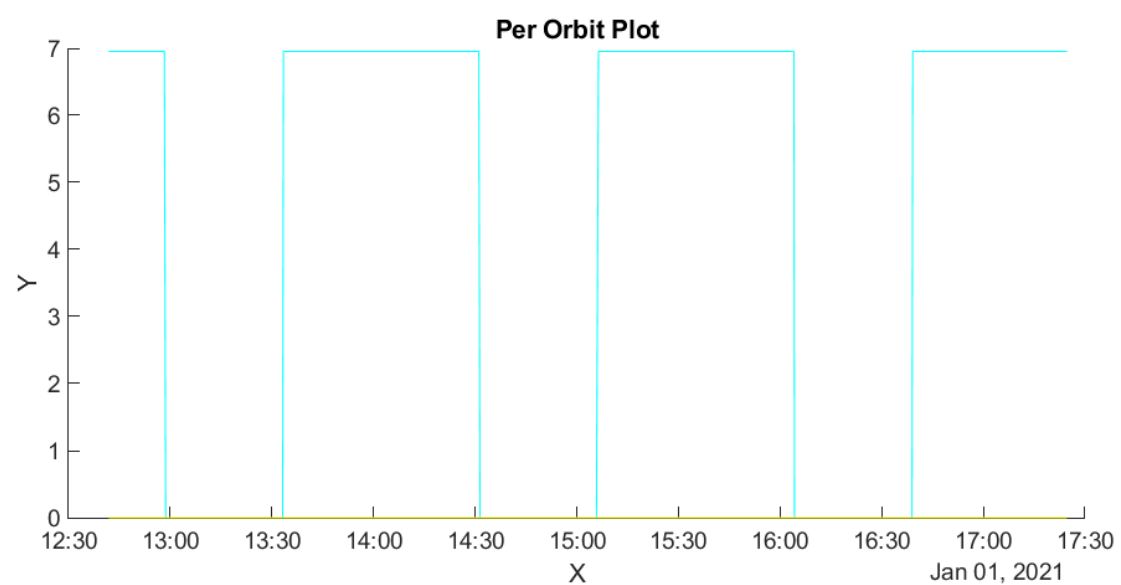


(c) Atitude e faces do satélite.

Figura 4.6: Potência gerada por um satélite 2U na configuração 2 (painéis abertos) e em modo nadir-pointing.

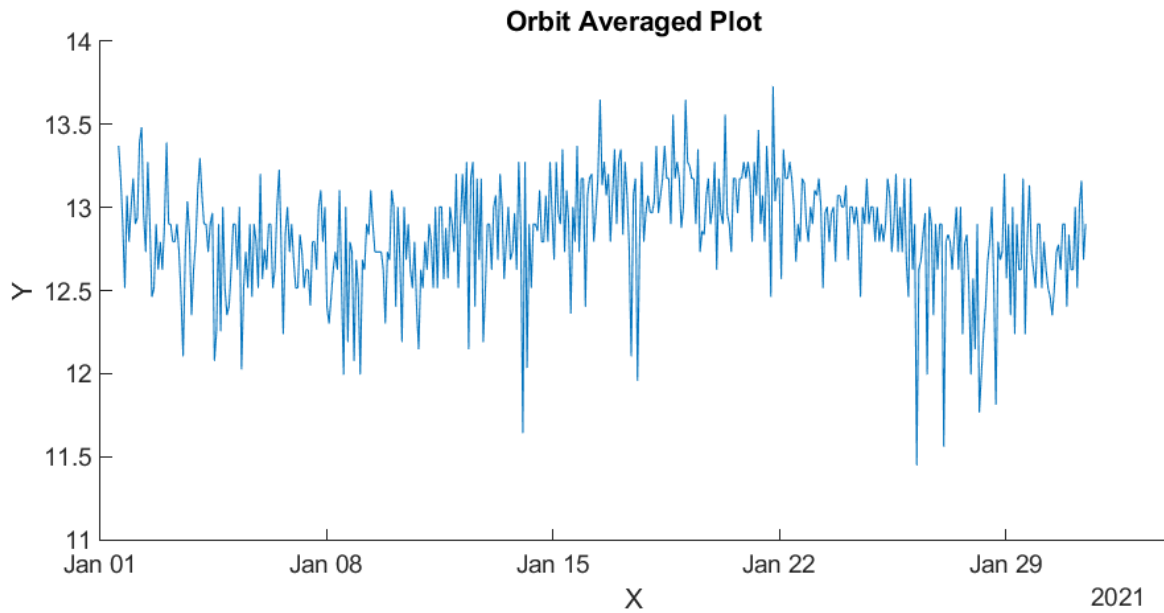


(a) Potência média gerada com painéis fechados em 30 dias.

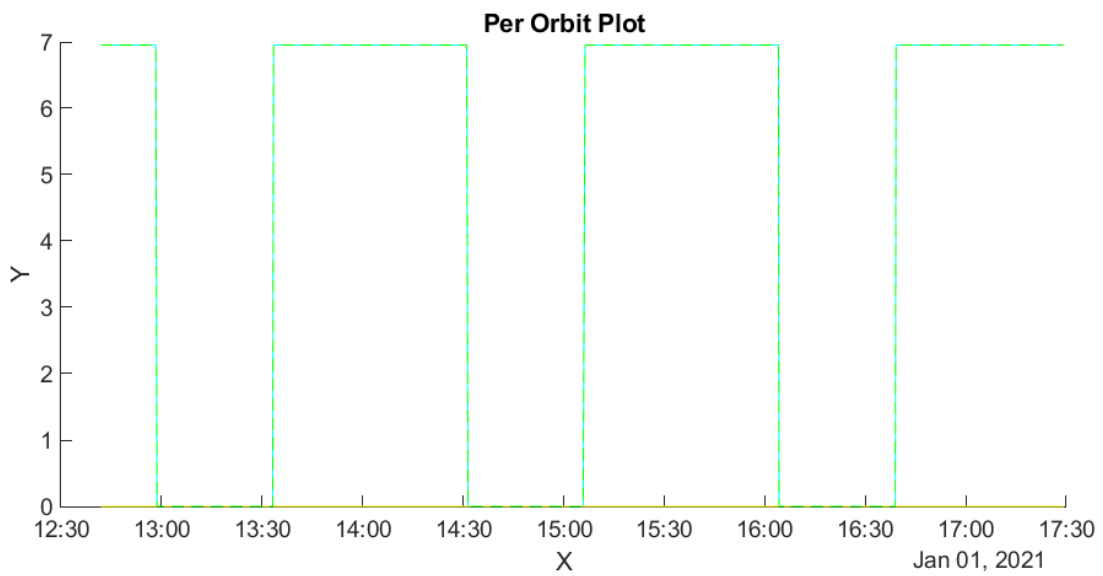


(b) Potência gerada por cada face do satélite com painéis fechados em 3 órbitas.

Figura 4.7: Potência gerada por um satélite 2U na configuração 1 (painéis fechados) em modo sun-pointing.



(a) Potência média gerada com painéis abertos em 30 dias.



(b) Potência gerada por cada face do satélite com painéis abertos em 3 órbitas.

Figura 4.8: Potência gerada por um satélite 2U na configuração 2 (painéis abertos) em modo sun-pointing.

4.5 Balanço de massa

Nesta secção é feita uma análise da massa e da sua distribuição pela estrutura do satélite. Juntamente com a análise da massa é também avaliada a altura dos subsistemas para manter o satélite dentro dos limites das especificações de um CubeSat 2U, os valores estão apresentados na tabela 4.18.

Subsistema	Massa [g]	Z [cm]
ADCS	400	3.1
PAY	500	6.5
COM		
Antena UHF	89	0.6
Transcetor UHF	43	1.3
Antena S-band	132	-
Transcetor S-band	191	1.7
EPS	184	2.65
OBC	100	1.24
GNSS		
Antena	12	-
Recetor	25	0.75
Painéis Solares	350	-
Estrutura	390	-
Total	2416	17.84
Margem [%]	20	20
Total c/ margem	2899	19.62

Tabela 4.18: Balanço da massa e altitude dos componentes.

A massa total máxima para um CubeSat 2U era de 2.66 kg [6]. No entanto no rascunho da revisão de 2020 esse valor foi alterado para até 4 kg para 2U [100]. Quanto à altura, o satélite não deve ultrapassar os 22.7 cm.

Outro fator importante é a localização do centro de gravidade do satélite. Segundo as especificações de um CubeSat, o centro de gravidade deve estar dentro dos limites apresentados na tabela 4.19 em relação ao centro geométrico.

	X [cm]	Y [cm]	Z [cm]
2U	± 2	± 2	± 4.5

Tabela 4.19: Limites para a posição do centro de gravidade em relação ao centro geométrico de um satélite 2U.

Utilizando o software IDM-CIC do CNES a posição do centro de gravidade, incluindo as margens da massa, pode ser visto na tabela 4.20.

Configuração	X [cm]	Y [cm]	Z [cm]
Painéis fechados	0.01964	-0.03083	10.3465
Painéis abertos	0.01817	0.3177	10.3465

Tabela 4.20: Centro de gravidade do satélite tendo em conta as margens da massa para as duas configurações.

Capítulo 5

Conclusão

Este trabalho realiza um estudo preliminar sobre a viabilidade de uma missão proposta para o ISTsat-2, sugestão para segundo projeto da equipa do ISTnanosat.

No início da missão são lançados dois CubeSats em conjunto na órbita da ISS e separados com uma velocidade de 12 cm s^{-1} , afastando-se continuamente. Para contrariar esta situação foi aplicado um controlo simples com recurso à diferença entre coeficiente balístico dos dois CubeSats. Esta diferença é produzida pela variação da área projetada do satélite A dependendo da distância pretendida para os satélites. Determinou-se uma distância a manter de aproximadamente 100 km. Esta distância pode diminuir se velocidade de separação for menor.

O sistema de observação terrestre para a deteção de navios está limitado à resolução espacial do *payload*, que neste caso é de 16 m. É possível utilizar as imagens para outras finalidades como agricultura, observações atmosféricas e estudos do oceano.

Foi determinado pelo balanço energético que o satélite 2U na sua forma original não produz energia suficiente para alimentar todos os subsistemas. Por essa razão, optou-se pela utilização de painéis solares destacáveis, sendo possível mas não necessário assumir um modo de *sun-pointing* para maximizar a produção de energia. No entanto, a utilização deste modo interfere com o controlo da distância relativa entre os satélites.

Tanto as ligações com a estação terrestre como as ligações entre satélites têm margem positiva, no entanto é possível melhorar o sistema com, por exemplo, uma antena maior na estação terrestre.

O mecanismo de separação necessita de um estudo mais completo por ser um elemento complexo. É importante que seja imposta uma velocidade de separação para evitar colisões. No entanto deve ser equilibrada para não causar rotação dos satélites. O principal desafio do mecanismo é ser suficientemente robusto para sobreviver a todos os desafios do lançamento.

Por fim conclui-se que missão proposta para o ISTsat-2 é teoricamente possível, mas coloca vários desafios à equipa. Os satélites têm aspetos bastante complexos e que adicionam um grau de risco ao sistema. O mecanismo de separação dos satélites e os painéis solares destacáveis são essenciais para a realização da missão como planeada. Futuramente é necessário realizar estudos dedicados a cada subsistema em particular aos mais críticos, já referenciados anteriormente.

Bibliografia

- [1] H. Helvajian and S. W. Janson. *Small satellites: past, present, and future*. The Aerospace Press, 2008. ISBN 978-1-884989-22-3. doi:10.2514/4.989223.
- [2] B. Lal, E. de la Rosa Blanco, J. R. Behrens, B. A. Corbin, E. Green, A. J. Picard, and A. Balakrishnan. *Global trends in small satellites*, 2017. Institute for Defense Analyses.
- [3] E. Mabrouk. What are smallsats and cubesats? *NASA*, Aug. 2017. URL <https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats>. Acedido : 2019-10-31.
- [4] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, and R. Twiggs. Cubesat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation. *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Aug. 2000.
- [5] Bryce Space and Technology. Smallsats by the numbers 2019, Oct. 2019. URL https://brycetech.com/reports/report-documents/Bryce_Smallsats_2019.pdf. Acedido: 10-10-2019.
- [6] Cal Poly San Luis Obispo. Cubesat design specification rev 13. *The Cubesat Program*, 2014.
- [7] R. Hevner, W. Holemans, J. Puig-Suari, and R. Twiggs. An advanced standard for cubesats. *25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2011.
- [8] M. Swartwout. Cubesat database, Oct. 2019. URL <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database/census>. Acedido: 2-10-2019.
- [9] R. A. Deepak and R. J. Twiggs. Thinking out of the box: Space science beyond the cubesat. *Journal of Small Satellites*, 1(1):3–7, Jan. 2012.
- [10] S. Tsitas and J. Kingston. 6u cubesat commercial applications. *The Aeronautical Journal*, 116 (1176):189–198, 2012. doi:10.1017/S0001924000006692.
- [11] G. Richardson, K. Schmitt, M. Covert, and C. Rogers. Small satellite trends 2009-2013. *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2015.
- [12] OneWeb. Oneweb satellites and partners oneweb and airbus transform space industry with world's first high-volume satellite production facility in florida, July 2019. URL <https://www.oneweb.world/media-center/oneweb-satellites-and-partners-oneweb-and-airbus-transform-space-industry-with-worlds-first-high-volume-satellite-production-facility-in-florida>. Acedido: 19-11-2019.

- [13] Interorbital Systems. los cubesat kits, Oct. 2019. URL <http://www.interorbital.com/Cubesat%20Kits>. Acedido: 20-11-2019.
- [14] S. M. Spremo, A. R. Crocker, and T. L. Panontin. Small spacecraft overview. Technical report, NASA Ames Research Center, 2017.
- [15] G. Krebs. Ariane -1,-2,-3,-4. Gunter Space Page, 2021. URL https://space.skyrocket.de/doc_lau/ariane.htm. Acedido a 19-10-2021.
- [16] Spaceflight. Pricing information, 2019. URL <https://spaceflight.com/pricing/>. Acedido: 22-11-2019.
- [17] Nanoracks. Frequently asked questions, 2019. URL <http://nanoracks.com/resources/faq/>. Acedido a 22-11-2021.
- [18] B. Doncaster, C. Williams, and S. DelPozzo. Nano/microsatellite market forecast, 9th edition. *SpaceWorks Enterprises, Inc*, 1, 2019.
- [19] RocketLab. Electron, 2019. URL <https://www.rocketlabusa.com/electron/>. Acedido a 30-11-2019.
- [20] Northrop Grumman. Minotaur, 2019. URL <https://www.northropgrumman.com/Capabilities/Minotaur/Pages/default.aspx>. Acedido a 30-11-2019.
- [21] Lin Industrial. Taymyr microsat launch vehicle, 2019. URL <http://en.spacein.ru/projects/taymyr-microsat-launch-vehicle/>. Acedido a 2-12-2019.
- [22] A. Knapp. Successful launch of vector rocket is one giant leap for the industry. *Forbes*, May 2017. Acedido a 4-12-2019.
- [23] Vector. Vector - solutions, 2019. URL <https://vector-launch.com/>. Acedido a 2-12-2019.
- [24] Virgin Orbit. *LauncherOne Service Guide*, 2018.
- [25] Firefly Aerospace. Firefly alpha, 2019. URL <https://firefly.com/launch-alpha/>. Acedido a 5-12-2019.
- [26] Johnson Space Center. *Launch Environment*. NASA, 2011.
- [27] D. Pignatelli. Poly picosatellite orbital deployer mk. iii rev. e user guide. Technical report, California Polytechnic State University, 2014.
- [28] F. Pranajaya and R. E. Zee. Generic nanosatellite bus for responsive mission. In *5th Responsive Space Conference*. University of Toronto - Institute for Aerospace Studies, 2007.
- [29] B. D. Yost, J. W. Hines, E. F. Agasid, and S. J. Buckley. Nanosatellite launch adapter system (nlas). *AIAA/8th Responsive Space@ Conference 2010*, 2010.

- [30] NanoRacks. Nanoracks cubesat deployer(nrcsd) interface control document. Technical Report NR-NRCSD-S0003, NanoRacks, 2013.
- [31] Japan Manned Space Systems Corporation (JAMSS). Process and recent lessons learned of cubesat launch and deployment from japanese experiment module of iss, 2015.
- [32] Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). List of deployed cubesats using j-ssod, 2019. URL <http://iss.jaxa.jp/en/kiboexp/jssod/history/>. Acedido a 3-12-2019.
- [33] H. Pasquier, C. A. Cruzen, M. Schmidhuber, and Y. H. Lee. *Space Operations: Inspiring Humankind's Future*. Springer, 1st edition, 2019. ISBN 978-3-030-11536-4. doi:10.1007/978-3-030-11536-4.
- [34] T. Villela, C. A. Costa, A. M. Brandão, F. T. Bueno, and R. Leonardi. Towards the thousandth cubesat: A statistical overview. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019:13, 2019. doi:10.1155/2019/5063145.
- [35] Centro de Gestão e Estudos Estratégicos. Observatório de tecnologias espaciais - cubesat database, 2019. URL <https://www.cgee.org.br/web/observatorio-espacial/bancos-de-dados>. Acedido a 5-11-2019.
- [36] V. Hernandez, P. Gankidi, A. Chandra, A. Miller, P. Scowen, H. Barnaby, E. Adamson, E. Asphaug, and J. Thangavelautham. Swimsat: Space weather and meteor impact monitoring using a low-cost 6u cubesat. *Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2016.
- [37] K. Antonini, M. Langer, A. Farid, and U. Walter. Sweet cubesat-water detection and water quality monitoring for the 21st century. *Acta Astronautica*, 140:10–17, Aug. 2017. ISSN 0094-5765. doi:10.1016/j.actaastro.2017.07.046.
- [38] Infante. Precursor for microsatellite constellations for maritime applications, 2019. URL <http://infante.space/>. Acedido a 12-12-2019.
- [39] S. W. Asmar and S. Matousek. Mars cube one (marco) shifting the paradigm in relay deep space operation. In *14th International Conference on Space Operations*, 2016. doi:10.2514/6.2016-2483.
- [40] N. Chanover, J. Murphy, K. Rankin, S. Stochaj, and A. Thelen. A europa cubesat concept study for measuring atmospheric density and heavy ion flux. *Journal of Small Satellites*, 6(2):591–607, 2017.
- [41] C. Nogales, A. Ewing, G. Johnson, B. Grim, M. Kamstra, et al. Makersat: A cubesat designed for in-space assembly. *30th Annual AIAA/USU*, 2016.
- [42] E. A. S. Hanlon, M. E. Lange, B. P. Keegan, E. A. Culton, M. J. Corbett, J. G. Roser, C. P. Safbom, B. A. Wenger, and J. S. Kang. Amods: Autonomous mobile on-orbit diagnostic system. In *2016 IEEE Aerospace Conference*, pages 1–10, 2016. doi:10.1109/AERO.2016.7500512.

- [43] Cornell University. Cislunar explorers - streamlined, sustainable spacecraft., 2019. URL <https://cislunarexplorers.wordpress.com>. Acedido a 13-12-2019.
- [44] University of Prince Edward Island. Upei one of 15 schools to earn the chance to build and operate its own satellite, 2018. URL <https://www.upei.ca/communications/news/2018/05/upei-one-15-schools-earn-chance-build-and-operate-its-own-satellite>. Acedido a 19-12-2019.
- [45] P. Fortescue, G. Swinerd, and J. Stark. *Spacecraft Systems Engineering*. Wiley, 4 edition, 2011. ISBN 9781119971009. doi:10.1002/9781119971009.
- [46] G. P. Newton, R. Horowitz, and W. Priester. Atmospheric density and temperature variations from the explorer xvii satellite and a further comparison with satellite drag. *Planetary and Space Science*, 13(7):599–616, 1965. ISSN 0032-0633. doi:10.1016/0032-0633(65)90042-5.
- [47] C. L. Leonard. *Formationkeeping of spacecraft via differential drag*. PhD thesis, Massachusetts Institute of Technology, July 1986.
- [48] R. Bevilacqua and M. Romano. Rendezvous maneuvers of multiple spacecraft using differential drag under j2 perturbation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 31(6):1595–1607, 2008. doi:10.2514/1.36362.
- [49] T. Finley, D. Rose, K. Nave, W. Wells, J. Redfern, R. Rose, and C. Ruf. Techniques for leo constellation deployment and phasing utilizing differential aerodynamic drag. *Advances in the Astronautical Sciences*, 150:1397–1411, 01 2014.
- [50] L. G. Jacchia and J. Slowey. Accurate drag determinations for eight artificial satellites: atmospheric densities and temperatures. *Smithsonian Contributions to Astrophysics*, 8, 1963.
- [51] L. G. Jacchia and J. Slowey. Densities and temperatures from the atmospheric drag on six artificial satellites. *SAO Special Report*, 171, Mar. 1965.
- [52] K. Moe and M. M. Moe. Gas–surface interactions and satellite drag coefficients. *Planetary and Space Science*, 53(8):793–801, 2005. ISSN 0032-0633. doi:10.1016/j.pss.2005.03.005.
- [53] L. Bryant, M. Tigges, and D. Ives. Analytic drag control for precision landing and aerocapture. *23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1998. doi:10.2514/6.1998-4572.
- [54] C. Westhelle and J. Masciarelli. Assessment of aerocapture flight at titan using a drag-only device. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 2003. doi:10.2514/6.2003-5389.
- [55] D. Pérez and R. Bevilacqua. Differential drag spacecraft rendezvous using an adaptive lyapunov control strategy. *Acta Astronautica*, 83:196 – 207, 2013. ISSN 0094-5765. doi:10.1016/j.actaastro.2012.09.005.
- [56] L. DellElce and G. Kerschen. Optimal propellantless rendez-vous using differential drag. *Acta Astronautica*, 109:112 – 123, 2015. ISSN 0094-5765. doi:10.1016/j.actaastro.2015.01.011.

- [57] B. S. Kumar, A. Ng, K. Yoshihara, and A. De Ruiter. Differential drag as a means of spacecraft formation control. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 47(2):1125–1135, 2011. doi:10.1109/TAES.2011.5751247.
- [58] M. Horsley, S. Nikolaev, and A. Pertica. Small satellite rendezvous using differential lift and drag. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 36(2):445–453, 2013. doi:10.2514/1.57327.
- [59] D. Ivanov, M. Kushniruk, and M. Ovchinnikov. Study of satellite formation flying control using differential lift and drag. *Acta Astronautica*, 152:88–100, 2018. ISSN 0094-5765. doi:10.1016/j.actaastro.2018.07.047.
- [60] C. Traub, F. Romano, T. Binder, A. Boxberger, G. Herdrich, S. Fasoulas, P. Roberts, K. Smith, S. Edmondson, S. Haigh, et al. On the exploitation of differential aerodynamic lift and drag as a means to control satellite formation flight. *CEAS Space Journal*, 12(1):15–32, May 2019. doi:10.1007/s12567-019-00254-y.
- [61] Hawai Pacific University. Aqua facts, 2020. URL <https://www.oceanicinstitute.org/aboutoceans/aquafacts.html>. Acedido a 21-03-2020.
- [62] International Chamber of Shipping. Shipping and world trade, 2020. URL <https://www.ics-shipping.org/shipping-facts/shipping-and-world-trade>. Acedido a 09-03-2020.
- [63] B. Ruxandra-Laura. The use of satellite technologies for maritime surveillance: An overview of eu initiatives. *INCAS BULLETIN*, 8:151–161, 03 2016. doi:10.13111/2066-8201.2016.8.1.14.
- [64] Directorate General for Maritime Affairs and Fisheries. The eu blue economy report 2021. Technical report, European Comission, 05 2021.
- [65] Direcção Geral de Recursos Naturais, Segurança e Serviços Marítimos. Zonas marítimas sob soberania e ou jurisdição portuguesa, 2020. URL <https://www.dgrm.mm.gov.pt/am-ec-zonas-maritimas-sob-jurisdicao-ou-soberania-nacional>. Acedido a 6-06-2020.
- [66] Eurostat. Seaborne passengers embarked and disembarked in all ports, 2008-2018, 2020. URL [https://ec.europa.eu/eurostat/statistics-explained/index.php?title=File:Seaborne_passengers_embarked_and_disembarked_in_all_ports,_2008-2018_\(thousand\).png](https://ec.europa.eu/eurostat/statistics-explained/index.php?title=File:Seaborne_passengers_embarked_and_disembarked_in_all_ports,_2008-2018_(thousand).png). Acedido a 7-06-2020.
- [67] Autoridade da Mobilidade e dos Transportes. *O Tráfego Marítimo de Mercadorias no Contexto da Intermodalidade*, 2018. URL https://www.amt-autoridade.pt/media/2131/trafego_maritimo_mercadorias_intermodalidade_2018.pdf.
- [68] A Direcção-Geral de Recursos Naturais, Segurança e Serviços Marítimos. Sistema costeiro de vts, 2020. URL <https://www.dgrm.mm.gov.pt/pt/web/guest/sistema-costeiro-de-vts>. Acedido a 21-06-2020.

- [69] T. Eriksen, G. Høye, B. Narheim, and B. J. Meland. Maritime traffic monitoring using a space-based ais receiver. *Acta Astronautica*, 58(10):537 – 549, 2006. ISSN 0094-5765. doi:10.1016/j.actaastro.2005.12.016.
- [70] International Maritime Organization. Ais transponders, 2020. URL <https://www.imo.org/en/OurWork/Safety/Navigation/Pages/AIS.aspx>. Acedido a 08-06-2020.
- [71] K. Cutlip. Going dark: When vessels turn off ais broadcasts, July 2016. URL <https://globalfishingwatch.org/data/going-dark-when-vessels-turn-off-ais-broadcasts/>. Acedido a 8-06-2020.
- [72] U. Kanjir, H. Greidanus, and K. Oštir. Vessel detection and classification from spaceborne optical images: A literature survey. *Remote Sensing of Environment*, 207:1–26, 2018. ISSN 0034-4257. doi:10.1016/j.rse.2017.12.033.
- [73] D. Werner. Iceye to offer interferometry with small radar satellites, 2020. URL <https://spacenews.com/iceye-to-offer-interferometry-with-small-radar-satellites/>. Acedido a 14-06-2020.
- [74] A. Roth. Terrasar-x science plan. techreport, DLR, Nov. 2004. URL <https://sss.terrasar-x.dlr.de/docs/TSX-Science-Plan.pdf>.
- [75] D. Werner. Capella unveils radar satellite design. *SpaceNews*, 2020. URL <https://spacenews.com/capella-whitney-design/>. Acedido a 01-07-2020.
- [76] C. Boshuizen, J. Mason, P. Klupar, and S. Spanhake. Results from the planet labs flock constellation. *28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2014.
- [77] Planet Labs Inc. Our constellation, July 2020. URL <https://storage.googleapis.com/planet-ditl/day-in-the-life/index.html>. Acedido a 11-07-2020.
- [78] National Oceanic and Atmospheric Administration. Visible infrared imaging radiometer suite (virs) sensor data record (sdr) user’s guide. Technical Report NESDIS 142, U.S. Department of Commerce, 2017.
- [79] J. Transon, R. d’Andrimont, A. Maignard, and P. Defourny. Survey of hyperspectral earth observation applications from space in the sentinel-2 context. *Remote Sensing*, 10(2):157, Jan. 2018. ISSN 2072-4292. doi:10.3390/rs10020157.
- [80] M. E. Grøtte, R. Birkeland, E. Honoré-Livermore, S. Bakken, J. L. Garrett, E. F. Prentice, F. Sigeres, M. Orlandić, J. T. Gravidahl, and T. A. Johansen. Ocean color hyperspectral remote sensing with high resolution and low latency—the hypso-1 cubesat mission. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, pages 1–19, 2021. doi:10.1109/TGRS.2021.3080175.
- [81] C. Henry. Unseenlabs plans to launch half dozen ship-tracking cubesats in 2020. *SpaceNews*, 2019. URL <https://spacenews.com/unseenlabs-plans-to-launch-half-dozen-ship-tracking-cubesats-in-2020/>. Acedido a 02-08-2020.

- [82] R. Radhakrishnan, W. W. Edmonson, F. Afghah, R. M. Rodriguez-Osorio, F. Pinto, and S. C. Burleigh. Survey of inter-satellite communication for small satellite systems: Physical layer to network layer view. *IEEE Communications Surveys Tutorials*, 18(4):2442–2473, 2016. doi:10.1109/COMST.2016.2564990.
- [83] S. Nagabhushana, S. Dasiga, L. M. B. Rajulu, and M. Divya. Orbital analysis and hardware configuration for inter-satellite link in studsat-2. In *2014 IEEE Aerospace Conference*, pages 1–6, 2014. doi:10.1109/AERO.2014.6836349.
- [84] Y. Song, Y. R. Lee, J.-P. Park, and S.-Y. Park. Canyval-x: Operational scenario and strategy. *2018 SpaceOps Conference*, 2018. doi:10.2514/6.2018-2636.
- [85] J. Cockrell, R. L. Alena, D. G. Mayer, H. S. Sánchez, T. Luzod, B. D. Yost, and D. M. Klumpar. Edsn: A large swarm of advanced yet very affordable, cots-based nanosats that enable multipoint physics and open source apps. In *26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Aug. 2012.
- [86] N. Crisp, P. Roberts, S. Livadiotti, V. Oiko, S. Edmondson, S. Haigh, C. Huyton, L. Sinpetru, K. Smith, S. Worrall, J. Becedas, R. Domínguez, D. González, V. Hanessian, A. Mølgaard, J. Nielsen, M. Bisgaard, Y.-A. Chan, S. Fasoulas, G. Herdrich, F. Romano, C. Traub, D. García-Almiñana, S. Rodríguez-Donaire, M. Sureda, D. Kataria, R. Outlaw, B. Belkouchi, A. Conte, J. Perez, R. Villain, B. Heißerer, and A. Schwalber. The benefits of very low earth orbit for earth observation missions. *Progress in Aerospace Sciences*, 117:100619, 2020. ISSN 0376-0421. doi:10.1016/j.paerosci.2020.100619.
- [87] R. Radhakrishnan, W. W. Edmonson, F. Afghah, R. M. Rodriguez-Osorio, F. Pinto, and S. C. Burleigh. Survey of inter-satellite communication for small satellite systems: Physical layer to network layer view. *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, 18(4):2442–2473, 2016. doi:10.1109/COMST.2016.2564990.
- [88] A. Budianu, T. J. W. Castro, A. Meijerink, and M. J. Bentum. Inter-satellite links for cubesats. In *2013 IEEE Aerospace Conference*, pages 1–10, 2013. doi:10.1109/AERO.2013.6496947.
- [89] Y. F. Wong, O. Kegege, S. Schaire, G. M. Bussey, S. Altunç, Y. Zhang, and C. Patel. An optimum space-to-ground communication concept for cubesat platform utilizing nasa space network and near earth network. *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2016.
- [90] IADC Steering Group. Space debris mitigation guidelines. Technical Report 5, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, May 2020.
- [91] P. W. Bousquet, J. Benoist, F. Gonzalez, P. Gillen, N. Pillet, J.-P. Sire, and F. Vigeant. Concurrent engineering at CNES. In *56th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law*, 2005. doi:10.2514/6.IAC-05-D1.3.06.

- [92] B. LI, X. XIE, X. WEI, and W. TANG. Ship detection and classification from optical remote sensing images: A survey. *Chinese Journal of Aeronautics*, 34(3):145–163, 2021. ISSN 1000-9361. doi:10.1016/j.cja.2020.09.022.
- [93] R. Hiller. Design of a cubesat separation mechanism. Master's thesis, Western Michigan University, Apr. 2017.
- [94] J.-P. Park, S. young Park, K. Lee, H. J. Oh, K. Y. Choi, Y. B. Song, J.-C. Yim, E. Lee, S.-H. Hwang, S. Kim, S. J. Kang, M.-S. Kim, S. Jin, S. H. Lee, S. H. Kwon, D. S. Lee, W.-H. Cho, J.-H. Park, S.-W. Yeo, J.-W. Seo, K. B. Lee, S. hee Lee, J.-H. Yang, G. nam Kim, J. Lee, Y. W. Kim, and T.-H. Kim. Mission analysis and cubesat design for canyval-x mission. In *SpaceOps 2016 Conference*, 2016. doi:10.2514/6.2016-2493.
- [95] E. Pittella, S. Pisa, M. Pontani, A. Nascetti, P. D'Atanasio, A. Zambotti, and H. Hadi. Reconfigurable s-band patch antenna system for cubesat satellites. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 31(5):6–13, 2016. doi:10.1109/MAES.2016.150153.
- [96] J. Gonzalez-Llorente, R. Hurtado, S. Sánchez-Sanjuán, and E. Ortiz-Rivera. Evaluation of techniques for power regulation on nanosatellites. In *10th European Space Power Conference-ESPC*, 04 2014.
- [97] J. Wertz, D. Everett, and J. Puschell. *Space Mission Engineering: The New SMAD*. Space Technology Library. Microcosm Press, 2011. ISBN 978-1881883159.
- [98] C. Clark and R. Logan. Power budgets for mission success. In *CubeSat Workshop*. Clyde Space, 2011. URL <http://mstl.atl.calpoly.edu/~workshop/archive/2011/Spring/Day3/1610-Clark-PowerBudgetsforCubeSatMissionSuccess.pdf>.
- [99] T. Etchells and L. Berthoud. Developing a power modelling tool for cubesats. *33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2019.
- [100] Cal Poly San Luis Obispo. Cubesat design specification (1u-12u) rev 14. *The Cubesat Program*, July 2020. URL <https://www.cubesat.org/cds-announcement>.