

Augusto Bonangelo Costa

Felipe Ramos de Faria

William Mazi

Sistema de controle de atitude para satélite CubeSat

São Caetano do Sul

2015

Augusto Bonangelo Costa
Felipe Ramos de Faria
William Mazi

Sistema de controle de atitude para satélite CubeSat

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado
à Escola de Engenharia Mauá do Centro Uni-
versitário do Instituto Mauá de Tecnologia
como requisito parcial para a obtenção do tí-
tulo de Engenheiro de Controle e Automação.

Escola de Engenharia Mauá do Centro Universitário do Instituto Mauá de Tecnologia

Orientador: Prof. Dr. Rodrigo Alvite Romano

São Caetano do Sul

2015

Costa, Augusto Bonangelo Costa

Sistema de controle de atitude para satélite CubeSat/ Augusto Bonangelo
Costa, Felipe Ramos de Faria, William Mazi. – São Caetano do Sul, CEUN-IMT,
2015

51 p.

Trabalho de Conclusão de Curso de Engenharia de Controle e Automação – Escola
de Engenharia Mauá do Centro Universitário do Instituto Mauá de Tecnologia,
São Caetano do Sul, 2015.

Orientador: Prof. Dr. Rodrigo Alvite Romano

1. Controle de Atitude. 2. CubeSat. I. Faria, Felipe Ramos de II. Mazi, William
III. Instituto Mauá de Tecnologia. Centro Universitário. Escola de Engenharia
Mauá. IV. Título

Augusto Bonangelo Costa
Felipe Ramos de Faria
William Mazi

Sistema de controle de atitude para satélite CubeSat

Trabalho de Conclusão de Curso aprovado em ____ de _____ de
2015, pela banca examinadora composta por:

Prof. Dr. Rodrigo Alvite Romano
Orientador

Professor
Convidado 1

Professor
Convidado 2

São Caetano do Sul
2015

Agradecimentos

A Escola de Engenharia Mauá por fornecer toda a gama de conhecimento e estrutura para um melhor aprendizado.

Ao Prof. Dr. Rodrigo Alvite Romano pela assessoria prestada quanto ao desenvolvimento do tema.

Ao Prof. Rafael Corsi por todo empenho dedicado auxiliando o projeto de distintas maneiras.

E aos nossos pais, amigos e namoradas que apesar de todas as dificuldades sempre nos suportaram para o melhor desenvolvimento do projeto.

*Tudo aquilo que o homem ignora não existe para ele. Por isso o universo de cada um se
resume ao tamanho de seu saber.
(Albert Einstein)*

Resumo

Resumo do TCC

Palavras-chaves: CubeSat, Controle de atitude, Satélite, Roda de reação, Sistemas embarcados.

Abstract

This is the english abstract.

Key-words: CubeSat, Attitude control, Satellite, Reaction wheel, Embedded systems.

Lista de ilustrações

Figura 1 – IMU utilizada	27
Figura 2 – Alinhamento por campo magnético	28
Figura 3 – Controle através de propulsão	29
Figura 4 – Conjunto motor e roda de reação	30
Figura 5 – Modelo com quatro conjuntos motor-roda de reação e duas hastes magnéticas	30
Figura 6 – Modelo com três conjuntos motor-roda de reação	31
Figura 7 – Conjunto para acoplamento do motor ao CubeSat	31
Figura 8 – Motor Maxon 351100, a moeda serve para referência quanto às dimensões	33
Figura 9 – Roda de reação	33
Figura 10 – Suporte do motor	34
Figura 11 – Estrutura do CubeSat	35
Figura 12 – Primeiro protótipo do CubeSat fechado	39
Figura 13 – Primeiro protótipo do CubeSat com duas chapas de fechamento removidas	39

Lista de tabelas

Tabela 1 – Vantagens e desvantagens de um motor <i>Brushless</i>	32
--	----

Lista de abreviaturas e siglas

AEB	Agência Espacial Brasileira
BLDC	<i>Brushless Direct Current Motor</i>
Cal Poly	<i>California Polytechnic State University</i>
CubeSat	<i>Cube-Satellite</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
I ² C	<i>Inter-Integrated Circuit</i>
IMT	Instituto Mauá de Tecnologia
IMU	<i>Inercial Measurement Unit</i>
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ISS	<i>International Space Station</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NSEE	Núcleo de Sistemas Eletrônicos Embarcados
U	<i>Unit</i>
PIC	<i>Programmable Interface Controller</i>

Sumário

1	INTRODUÇÃO	21
1.1	Justificativa	22
1.2	Objetivos	22
1.2.1	Objetivos primários	22
1.2.2	Objetivos secundários	23
1.3	Questão central da pesquisa	23
2	REVISÃO LITERÁRIA	24
2.1	Origem	24
2.2	CubeSat no mundo	24
2.3	CubeSat no Brasil	24
3	MATERIAIS E MÉTODOS	26
3.1	Materiais	26
3.1.1	Sensor	26
3.1.2	Circuitos eletrônicos	27
3.1.3	Atuadores	27
3.1.3.1	Motores	32
3.1.3.2	Rodas de reação	32
3.1.3.3	Suporte do motor	34
3.1.4	Estrutura mecânica	35
3.2	Métodos	36
3.2.1	Modelagem	36
3.2.1.1	Rodas de reação	36
3.2.2	Controle	37
4	PROTÓTIPO	38
4.1	Rodas de reação	38
4.2	Suporte do motor	38
4.3	Estrutura mecânica	38
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES	40
6	CONCLUSÕES	41
	REFERÊNCIAS	42

APÊNDICES	45
APÊNDICE A – DESENHO DO SUPORTE DO MOTOR	46
APÊNDICE B – DESENHO DA RODA DE REAÇÃO	47
ANEXOS	49
ANEXO A – PÁGINA DO CATÁLOGO DO MOTOR BRUSHLESS 351100 DA MAXON	50

1 Introdução

CubeSats (*Cube-Satellite*) são satélites que possuem a forma de um cubo com aresta de cem milímetros e massa de até 1330 gramas. Essas definições correspondem a uma unidade de CubeSat, que é representada pela sigla U (*Unit*). É comum a utilização dessas unidades em conjuntos de 2U (200x100x100mm), 3U (300x100x100) ou 6U (300x200x100) (NASA, 2011). Utiliza-se como plataforma para realização de experimentos por instituições de ensino e pesquisa além de empresas que buscam uma solução de baixo custo para o desenvolvimento de novas tecnologias. O motivo pelo qual são necessárias pequenas quantias de investimentos é a utilização de materiais de prateleira (*off the shelf*), ou seja, materiais que podem ser encontrados no comércio, e de possuir um design padronizado que reduz tempo e custo de desenvolvimento (1).

Um dos principais sistemas dos satélites é o sistema de determinação e controle de atitude. A atitude é a orientação de um corpo em relação a uma referência externa em um dado sistema de coordenadas. O sistema de determinação e controle de atitude é composto por duas etapas principais: determinação de atitude e controle de atitude (2).

A determinação de atitude é o processo que envolve a aquisição de dados através de sensores de posicionamento que indicam para o sistema qual a posição do satélite em relação a um referencial fixo (2). Esse processo possui elevada complexidade e, como não é objeto de estudo, não será abordado com muita profundidade.

O controle de atitude é a atuação em si, ou seja, o sistema que movimentará o satélite, mudando sua posição em relação a um referencial. Em geral, o que define qual método de controle de atitude é empregado são a precisão do apontamento, a estabilidade, e a capacidade de manobra. Outros fatores também influenciam como custo, peso, confiabilidade, movimento orbital e vida útil. As várias formas de executar esse controle podem ser agrupadas em controle passivo ou controle ativo, de acordo com o tipo de torque (2).

O controle passivo pode ser feito de duas maneiras, por gradiente de gravidade, onde o eixo mais longo do satélite aponta para a Terra, mantendo assim uma orientação fixa em relação a mesma. Outro modo de controle passivo é através do alinhamento de um ímã no satélite com as linhas de campo magnético da terra (2).

Já o controle ativo é feito de três formas principais. Um deles consiste em manter o satélite girando em torno do eixo que aponta na direção desejada. Outro método é através de propulsores que geram impulso para a movimentação do satélite. Há ainda a manipulação de cada um dos Ângulos de Euler (*Roll-Pitch-Yaw*), o qual garante maior precisão no seu apontamento e facilita seu uso para experimentos científicos ou telecomunicações

(2). Para este tipo de controle, os acionadores mais utilizados são as rodas de reação, os magnetorquers e os jatos de gás.

1.1 Justificativa

A área aeroespacial é importante para todo país que possui desenvolvimento tecnológico. A causa disso é a ajuda em desenvolver outras áreas paralelamente. Porém, desenvolvimentos de satélites são caros e o CubeSat entra como alternativa de baixo custo e acessível tanto a instituições de ensino quanto a empresas interessadas no setor (3).

Outro ponto positivo são as diversas aplicações que se dão a satélites, inclusive os do tipo CubeSat. Um exemplo é a pesquisa da Anomalia do Atlântico Sul. Esta anomalia ocorre porque o campo magnético da Terra é mais fraco exatamente sobre a América do Sul e boa parte do Oceano Atlântico Sul, permitindo ondas magnéticas solares penetrarem mais fundo na atmosfera terrestre nesse ponto, causando interferência em satélites (4). Um satélite do tipo CubeSat poderia ser usado para levantar mais dados a respeito desse fenômeno, através de medições diretas ou fotografias. Outro exemplo é utilizar o CubeSat para expor microrganismos ao ambiente espacial e analisar como se desenvolvem.

Além de todos estes motivos, um grande incentivo é nos iniciar na área espacial. Este estudo nos serve de base para aprender um pouco sobre soluções usando sistemas embarcados, sistemas de controle e diversas outras aplicações que nos podem ser úteis em nossas vidas profissionais, quaisquer que sejam nossas áreas de atuação.

1.2 Objetivos

O objetivo deste estudo é projetar e construir um sistema de controle para satélites do tipo CubeSat.

1.2.1 Objetivos primários

Os objetivos principais desse trabalho são:

- a) desenvolver um sistema de controle de atitude para um satélite do tipo CubeSat, utilizando rodas de reação;
- b) desenvolver placas de circuitos eletrônicos que permitam a aquisição de dados de posicionamento, a comunicação entre micro controladores e o controle dos motores;
- c) desenvolver um *firmware* que possa interpretar os dados de posicionamento e efetuar o controle de atitude.

1.2.2 Objetivos secundários

Os objetivos secundários deste trabalho são:

- a) modelagem e validação de sistemas;
- b) aprendizagem sobre rodas de reação;
- c) aprendizagem sobre softwares de projeto de placas de circuitos micro eletrônicos;
- d) aprendizagem sobre protocolo de comunicação I²C;
- e) testes e validações do sistema de controle em um e mais graus de liberdade.

1.3 Questão central da pesquisa

Este estudo servirá de base para o desenvolvimento de futuros CubeSats com melhores desempenhos e abrirá a possibilidade de que um deles possa ser enviado ao espaço com o objetivo de cumprir ou ajudar em alguma missão espacial.

2 Revisão literária

2.1 Origem

A concepção do CubeSat teve início no ano de 1999 através de um esforço em conjunto da Stanford University e California Polytechnic State University, que criaram as primeiras especificações que serviram de base para aos atuais CubeSats. O objetivo era possibilitar que estudantes pudessem projetar, construir, testar e operar um satélite com funcionalidades parecidas com as do Sputnik I, que eram emitir um sinal constante para a Terra, e medir a densidade da atmosfera (5).

2.2 CubeSat no mundo

A maioria dos CubeSats lançados até hoje foram projetados, desenvolvidos e construídos nas universidades norte-americanas, como o XSAS, desenvolvido pela *University of Michigan* (6), o *Vermont Lunar CubeSat*, desenvolvido pela *Vermont Technical College* (7), além de outros desenvolvidos pelas veteranas *Stanford University* (8) e *California Polytechnic State University* (9). Porém, algumas empresas privadas já desenvolveram seus próprios CubeSats, como é o caso da Boeing (10). Eles desenvolveram um CubeSat com o objetivo de desenvolver sistemas de controle de atitude que seriam usados para refinar os sistemas usados nos aviões produzidos pela empresa. Isso mostra o quão abrangente são as possibilidades de uso dos CubeSats.

Diversos outros países já fizeram e lançaram ao menos um protótipo, como a Dinamarca, com o AAUSAT4, desenvolvido pela *Aalborg University* (11), o Canada, com o CANX-2, desenvolvido pela *University of Toronto* (12) e o Japão, com o CUTE 1, desenvolvido pela *Tokyo Institute of Technology* (13). Alguns países com pouco investimento em pesquisa espacial também possuem CubeSats, incluindo a Romênia, Hungria e Polônia (14), além de outros como a Lituânia e o Peru (15). Isso os ajudou a serem inseridos no campo de pesquisa espacial.

2.3 CubeSat no Brasil

Destaca-se o projeto do CubeSat desenvolvido em uma parceria entre o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) (16), o qual foi projetado no Brasil. Ele foi lançado da ISS (*International Space Station*, ou Estação Espacial Internacional) dia 5 de fevereiro de 2015 (17). Porém, uma antena

de comunicação que deveria ser acionada trinta minutos após seu lançamento não foi acionada. Sendo assim, foi considerado inoperante (18).

3 Materiais e métodos

3.1 Materiais

Como dito anteriormente, os materiais utilizados para a construção de CubeSats são de prateleira. Isso significa que a maior parte deles foi comprada e implementada diretamente, sem necessidade de adaptações.

3.1.1 Sensor

Para que o controle de atitude seja eficiente, é necessário ter uma determinação de atitude confiável. Para tal, precisa-se de um conjunto de sensores com precisão compatível. Os sensores mais comuns utilizados para essa finalidade são o sensor solar, magnetômetro, giroscópio e sensor estrelar (2).

Os sensores solares são os mais comumente utilizados. Eles medem o ângulo de incidência dos raios solares e utilizam esses dados para referenciar um ou dois ângulos. Eles fornecem uma precisão que chega a ser menor do que um grau, mas não são operacionais durante eclipses (2).

Os magnetômetros são sensores simples e leves que medem o campo magnético do ambiente. Um magnetômetro de três eixos pode medir até dois graus válidos para o controle de atitude. Sua precisão é por volta de um grau, isso devido à inconstância do campo magnético da Terra. Porém, eles não podem ser usados em conjunto com magnetorquers, uma vez que o magnetômetro seria influenciado pelo campo magnético do magnetorquer (2).

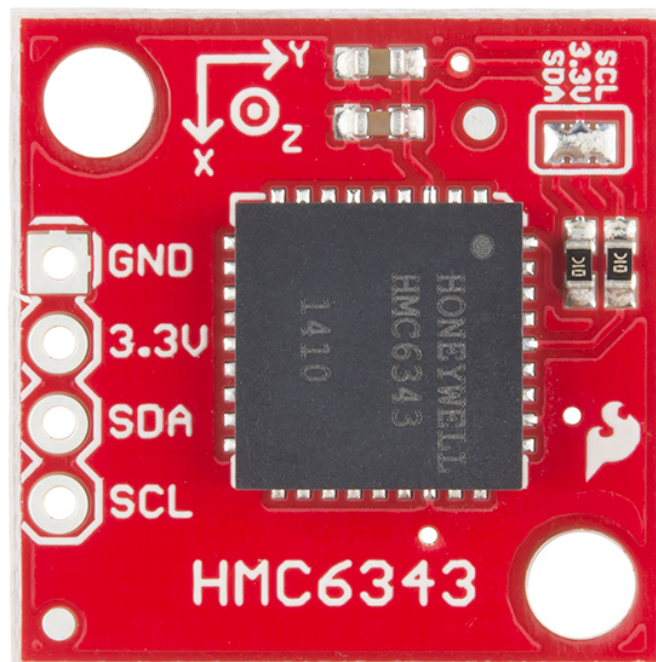
Giroscópios são o tipo de sensor mais barato, mas não fornecem a direção dos eixos diretamente como fazem os outros sensores. Eles detectam a rotação em torno de cada um dos eixos e necessita ser usado em conjunto com outro sensor, uma vez que a direção dos eixos é desconhecida (2).

O sensor estrelar é um dispositivo óptico que mede o posicionamento das estrelas utilizando fotocélulas. Ele compara as medições com um banco de dados para determinar a atitude e seu posicionamento no espaço. Este sensor possui a precisão de $0,1^\circ$, sendo assim um dos mais precisos que existe. Porém, possui o inconveniente de ser muito maior e mais pesado em comparação aos outros, além de possuir um custo extremamente elevado, requerer um processamento muito alto e uma banda de resposta reduzida (2).

Como a determinação de atitude não é objeto de estudo deste trabalho, não será abordado um método para escolha do melhor sensor. Adotamos uma *Inertial Measurement*

Unit (IMU) HMC6343 (Honeywell, EUA)), mostrado a seguir na Figura 1, que é a combinação de três magnetômetros e três acelerômetros, cada um disposto em um eixo, de forma a compor as informações de rotação dos três eixos. Sua precisão é de cerca de 1° em para *Roll* e *Pitch* e 2° para *Yaw*, uma precisão ótima para a nossa aplicação, além de ter um tamanho extremamente compacto (9 x 9 mm). Essa IMU fornece os dados já tratados através de uma porta de comunicação I²C.

Figura 1: IMU utilizada



FONTE: (19)

3.1.2 Circuitos eletrônicos

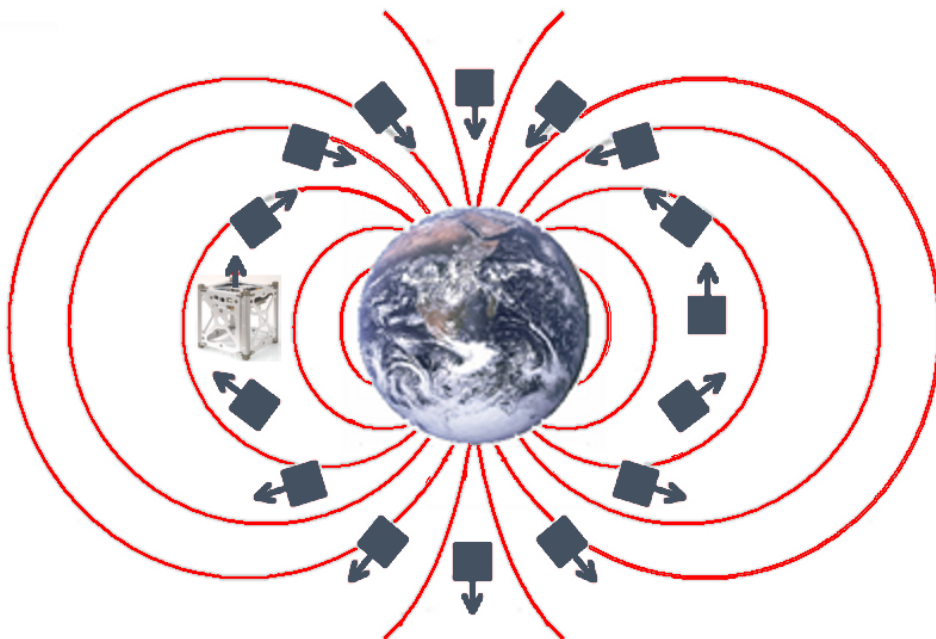
3.1.3 Atuadores

O controle de atitude é feito através de atuadores que variam e muito de aplicação em aplicação. O controle é dividido em duas categorias, controle passivo e controle ativo. O controle passivo é todo aquele em que o posicionamento do satélite é feito através da tendência do mesmo em ficar em uma determinada posição. Isso significa que o satélite não pode mudar seu posicionamento, isso é definido na fase de projeto e não pode ser alterado. É usado apenas quando não há necessidade de controlar o posicionamento dele. Pode ser feito por gradiente de gravidade ou alinhamento das linhas de campo magnético. Já controle ativo é quando o posicionamento do satélite importa e precisa ser alterado. Pode ser feito através da estabilização por rotação, propulsão ou estabilização dos três eixos (2).

Para usar o método de estabilização por gradiente de inércia, o CubeSat deve ser do tipo 2U ou superior, uma vez que é necessário possuir um eixo muito mais longo que os outros. Esse eixo, que possui menor momento de inércia, ficará apontado para o centro da Terra. É um método que permite o satélite a sempre voltar para a mesma posição, mas o tempo em que isso ocorre pode variar, além dele tender a ficar oscilando em torno do eixo vertical (2).

O método de alinhamento por campo magnético é um pouco mais sofisticado, nele são colocadas bobinas, hastes magnéticas ou ímãs permanentes no satélite que geram um campo magnético próprio que tende a se orientar com o da Terra, como ilustrado na Figura 2. Pode ser utilizado sem restrições de tamanho, mas é pouco preciso, uma vez que o campo magnético da Terra é extremamente variável (2). Uma variação comum é a utilização de magnetorquers, que são basicamente hastes magnéticas que geram um campo magnético que interage com o da Terra, formando um torque e movendo o satélite. Essa já é uma forma de controle ativo mas pode interferir na medição de alguns tipos de sensores.

Figura 2: Alinhamento por campo magnético



FONTE: (2)

O método da estabilização por rotação é uma melhoria do método passivo por alinhamento. Nele, o satélite permanece apontado para uma posição fixa e rotaciona ao redor do eixo principal. Apesar do controle não permitir mudanças bruscas no apontamento do eixo principal, que assim como o método passivo, deve ser definido durante a fase de projeto, essa rotação cria uma inércia que o torna robusto a perturbações, aumentando a precisão do apontamento (2).

O método da propulsão é muito pouco utilizado em CubeSats. Consiste em jatos

de gás ou foguetes monopropulsores, que trabalham normalmente em pares, posicionados ao redor do satélite de forma que gerem um impulso inicial, provocando um torque. A vantagem dessa forma de controle é que pode ser usada também para translação do CubeSat, como ilustrado na Figura 3 a seguir. Porém, como ocupa muito espaço, tanto para o próprio propulsor quanto para o combustível que utiliza, é utilizado apenas em CubeSats com pelo menos 3U (20).

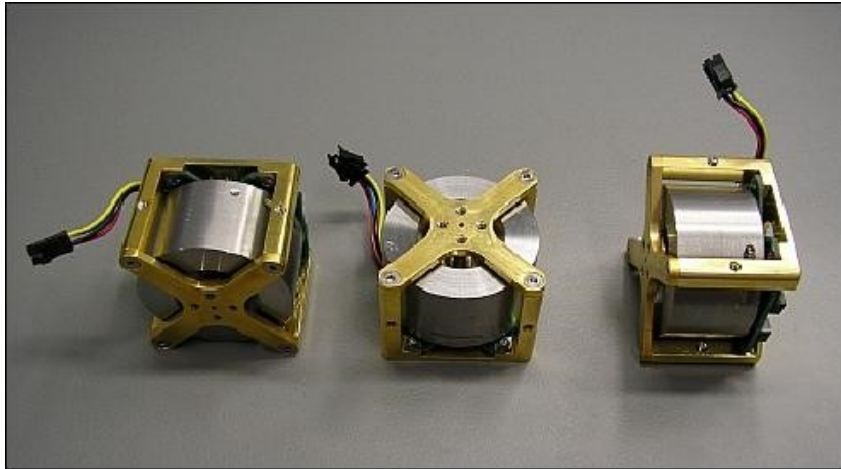
Figura 3: Controle através de propulsão



FONTE: (21)

O método da estabilização dos três eixos é o método mais comumente utilizado, já que é versátil e usa pouco espaço, além de ser o mais eficiente. Ele se baseia na terceira Lei de Newton, que diz: *"Para toda ação, há sempre uma reação oposta e de igual intensidade"*. Isso significa que se há uma massa acelerando presa ao satélite, ela irá forçar o mesmo a girar na direção oposta. Quanto maior o valor dessa massa, mais influência ela terá sobre o sistema (22). As rodas de reação fazem o papel dessa massa ao serem fixadas ao eixo de motores (normalmente *brushless*) e dispostos cada um em um eixo, possibilitando realizar manobras de rolagem (roll ou X), arfagem (pitch ou Y) e guinada (yaw ou Z).

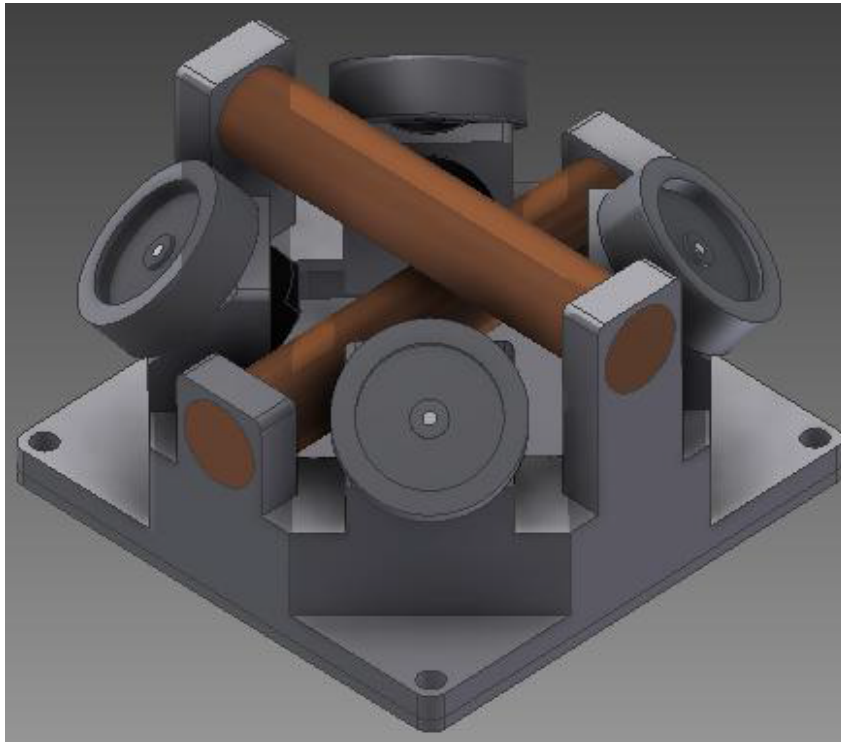
Figura 4: Conjunto motor e roda de reação



FONTE: (23)

Há ainda dois tipos de controle através desse método, um com quatro e outro com três conjuntos motor-roda de reação. O modelo que utiliza quatro conjuntos possui controle mais complexo, uma vez que estes conjuntos são dispostos de forma que a somatória das rotações forma o torque desejado, como mostra a Figura 5 a seguir. Este método é amplamente utilizado pois caso um dos motores pare de funcionar, os outros três podem compensá-lo, aumentando a vida útil do satélite (22).

Figura 5: Modelo com quatro conjuntos motor-roda de reação e duas hastes magnéticas

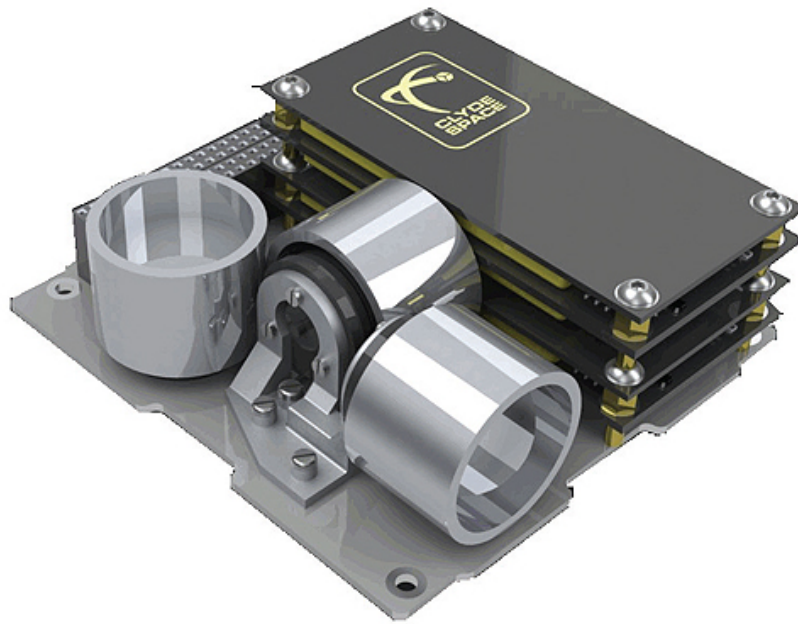


FONTE: (22)

Já o modelo de três conjuntos motor-roda de reação é mais simples, cada conjunto

atua diretamente em um eixo, controlando-o diretamente, como mostrado a seguir pela Figura 6. Sua maior desvantagem é que caso um dos motores pare de funcionar, o movimento do satélite no eixo correspondente também cessa. Esse é o método adotado e explorado nesse trabalho.

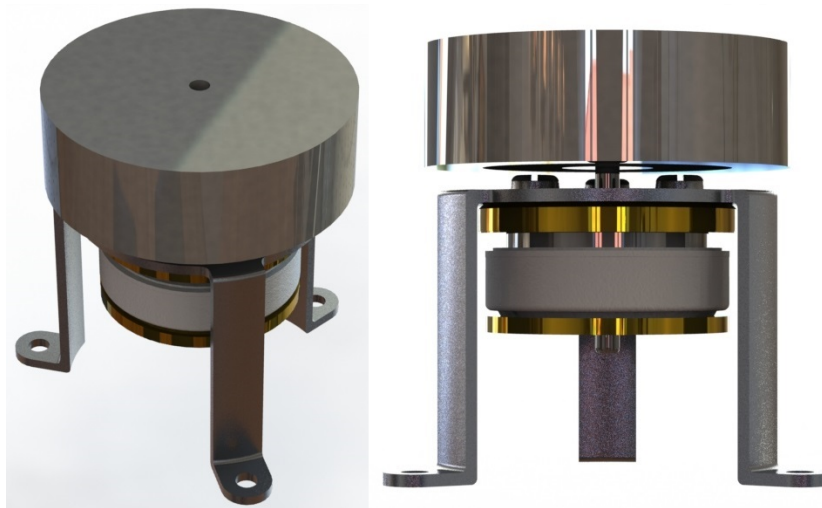
Figura 6: Modelo com três conjuntos motor-roda de reação



FONTE: (24)

Para integração do motor adotado com a roda de ação, foi criado um conjunto padrão que consiste em um suporte para o motor, o motor e a roda de reação. Foi utilizado um desses conjuntos em cada um dos eixos correspondentes ao *roll*, *pitch* e *yaw* como mostrado na Figura 7 a seguir.

Figura 7: Conjunto para acoplamento do motor ao CubeSat



FONTE: Arquivo dos autores

3.1.3.1 Motores

Para escolha do motor, foi levado em considerado principalmente três fatores: tipo, tamanho e potência (22).

Costumeiramente, CubeSats utilizam motores de corrente contínua sem escovas (*brushless direct current motor* – BLDC). A NASA recomenda o uso de motores desse tipo para aplicações aero-espaciais (25). A tabela 1 a seguir mostra um comparativo das principais vantagens do uso de um motor *Brushless* na área aeroespacial.

Tabela 1: Vantagens e desvantagens de um motor *Brushless*

Vantagens	Desvantagens
Alta velocidade (até 100000 RPM)	Circuitos mais caros
Alto torque a altas velocidades	Maior complexidade do driver do motor
Aproximadamente o dobro de torque de saída quando comparado a motores com escova do mesmo tamanho	
Enrolamentos no estator ao invés do rotor melhoram a dissipação de calor	
Sem escovas, então os motores duram enquanto durarem os rolamentos	
Alta eficiência	
Bom desempenho no vácuo	

FONTE: (22)

O tamanho do motor também é um fator limitante pois o espaço dentro de um CubeSat é extremamente limitado. Quanto menor o tamanho dos motores, mais fácil de acomodá-los e mais espaço sobra para utilizar com outros fatores, como a bateria no caso de um CubeSat de 1 U ou para acomodar outras pesquisas que o CubeSat possa estar levando (26).

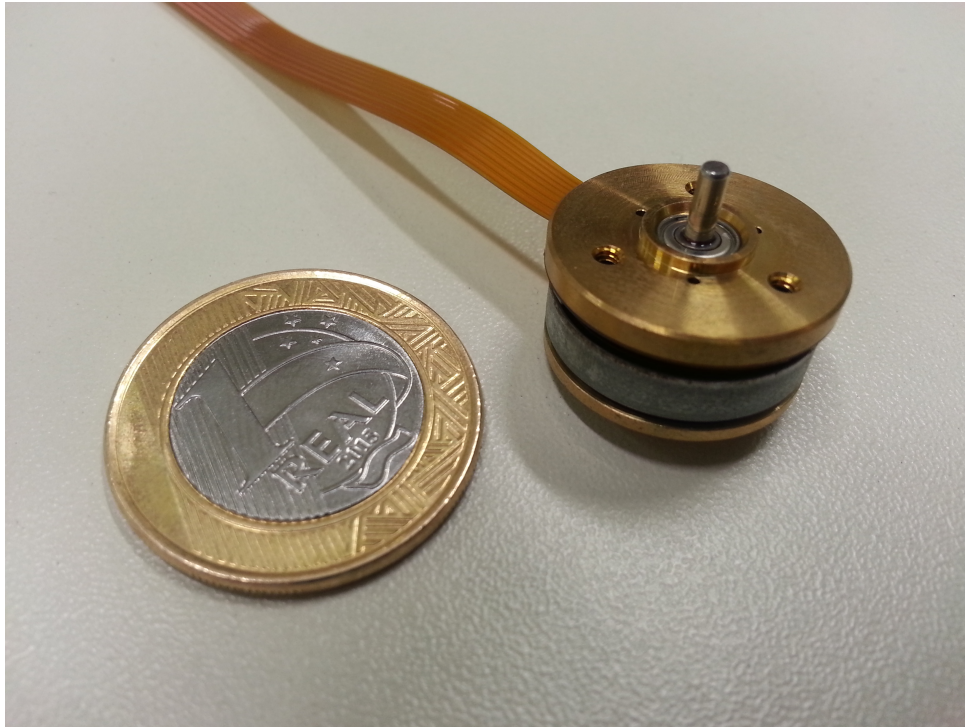
3.1.3.2 Rodas de reação

A roda de reação é basicamente um disco rotativo com muita massa (em relação ao resto do sistema). Quanto maior a massa e a geometria dela, maior a inércia I (kgm^2), como demonstrado na equação 3.1, onde m (kg) é a massa e r (m) é o raio da roda. A inércia cresce proporcionalmente ao quadrado o raio da roda.

$$I = \frac{m}{2} \times r^2 \quad (3.1)$$

A relação entre a massa da roda de reação com a massa do satélite influencia diretamente na forma como o controle é feito. Como dito anteriormente, quanto maior

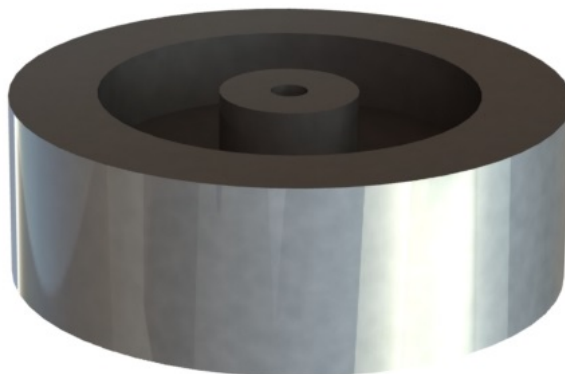
Figura 8: Motor Maxon 351100, a moeda serve para referência quanto às dimensões



FONTE: Arquivo dos autores

a massa da roda de reação, e consequentemente a inércia dele, melhor para o controle. Porém, dada a limitação de espaço hábil dentro do CubeSat, não é possível projetar uma roda de reação com grande raio. Para compensar, a roda utilizada deverá ter uma massa mais elevada, e a forma de conseguir isso com dimensões limitadas é utilizando materiais mais densos. Nesse caso, a roda foi projetada considerando aço, como mostrado a seguir na Figura 9.

Figura 9: Roda de reação



FONTE: Arquivo dos autores

Por causa da forma como o motor é preso no suporte, foi necessário um pequeno rasgo na roda de reação com o objetivo de evitar que as cabeças dos parafusos interferissem na roda de reação.

Apesar da roda projetada ser cilíndrica, ela não possui a mesma seção para toda sua extensão, e a equação 3.1 se aplica a corpos cilíndricos homogêneos. Para o cálculo correto da inércia, aplica-se a equação 3.1 para cada seção e então se aplica a equação 3.2.

$$I_{total} = \sum I_1 + I_2 + I_3 \quad (3.2)$$

As rodas foram usinadas em aço 1020, em um torno CNC. O peso delas ficou igual a kg. A Inércia, portante, ficou igual a kgm^2 .

3.1.3.3 Suporte do motor

Para suportar o motor, foi desenvolvido um protótipo genérico obedecendo as furações dos motores e o espaço para o eixo para a fixação dos mesmos ao suporte e dele à placa de circuito eletrônico do CubeSat. Esse suporte foi feito com altura de 10 mm da superfície inferior do motor até a placa de circuito eletrônico para que não atrapalhasse o posicionamento dos componentes, como mostrado na Figura 10 a seguir. Para atender aos requisitos de peso, o suporte foi projetado em alumínio.

Figura 10: Suporte do motor



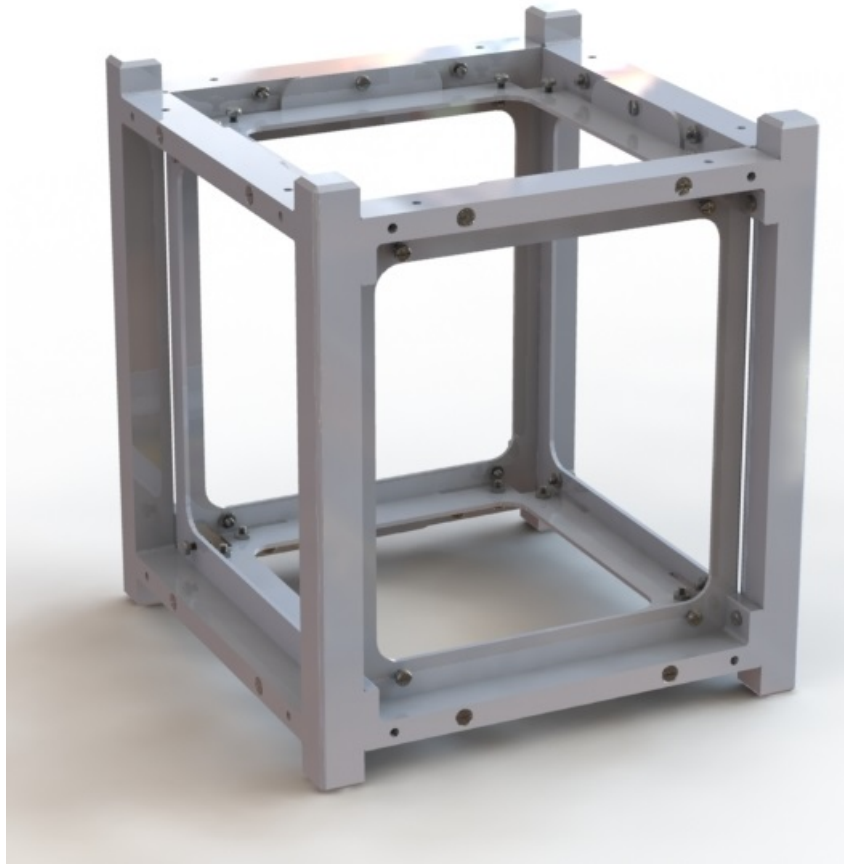
FONTE: Arquivo dos autores

Os suportes foram fabricados com chapas de alumínio de 1 mm de espessura através de uma máquina de corte a laser e então dobrados. O peso ficou igual a kg.

3.1.4 Estrutura mecânica

A estrutura mecânica do CubeSat foi projetada seguindo os padrões indicados pela Cal Poly (1). O projeto foi feito pelo Núcleo de Sistemas Eletrônicos Embarcados (NSEE) da Mauá, que é responsável pelo desenvolvimento do CubeSat Mauá, sendo de nossa responsabilidade apenas o sistema de controle de atitude do satélite. O modelo básico no qual o trabalho se desenvolverá é mostrado a seguir apenas com a estrutura mecânica em si a mostra na Figura 11.

Figura 11: Estrutura do CubeSat



FONTE: Arquivo dos autores

3.2 Métodos

3.2.1 Modelagem

3.2.1.1 Rodas de reação

Ao aplicar uma tensão V (V) em um motor elétrico, uma corrente i (A) passará pelos enrolamentos dele e será convertida em um torque mecânico T_m (kgm^2/s^2). No motor, há uma resistência R (Ω) devido aos enrolamentos das bobinas. É nessas bobinas que a corrente induz um campo magnético que força o eixo do motor a girar. A resistência interna do motor causa uma queda de tensão V_{emf} (V), que é mostrada na equação 3.3.

$$V = i \times R + V_{emf} \quad (3.3)$$

A relação entre a corrente no motor e o torque T_m é descrita na equação 3.4, com a constante de torque k_T (Nm/A).

$$T_m = k_T \times i \quad (3.4)$$

A queda de tensão no motor resulta em uma perda de potência. Essa perda, P_T , costuma ser pequena caso o motor esteja em boas condições e sem nenhum defeito. A equação 3.5 mostra como obter esse valor, onde η é a eficiência do motor e ω_w é a velocidade angular.

$$P_T = V_{emf} \times i = \eta \times T_m \times \omega_w \approx T_m \times \omega_w = k_T \times i \times \omega_w \quad (3.5)$$

O V_{emf} pode ser descrito como na equação 3.6, onde k_T e k_E (Vs/rad) são o mesmo para um motor com 100% de eficiência.

$$V_{emf} = k_T \times \omega_w \equiv k_E \times \omega_w \quad (3.6)$$

Aproveitando a equação de dinâmica da roda de reação, temos a equação 3.7, onde I_w é o total de inércia do motor junto da roda de reação, B é o atrito viscoso e $\dot{\omega}_w$ é a aceleração angular.

$$T_m = I_w \times \dot{\omega}_w + B \times \omega_w \quad (3.7)$$

A equação 3.3 é reescrita como,

$$i = \frac{V - V_{emf}}{R} \quad (3.8)$$

Ao substituir i na equação 3.4, com a equação 3.8 e substituindo o V_{emf} pela equação 3.6, obtemos uma expressão igual à equação 3.7, mostrando a seguir.

$$T_m = k_T \times i = k_T \times \frac{V - V_{emf}}{R} = k_T \times \frac{V - k_E \times \omega_w}{R} = I_w \times \dot{\omega}_w + B \times \omega_w \quad (3.9)$$

A expressão 3.9 é reescrita como,

$$\frac{k_T}{R} \times V = I_w \times \dot{\omega}_w + \frac{(R \times B + k_E \times k_T) \times \omega_w}{R} \quad (3.10)$$

Isola-se então o ω_w da equação 3.10, obtendo.

$$\left(\frac{k_T}{R \times B + k_E \times k_T} \right) \times V = \left(\frac{R \times I_w}{R \times B + k_E \times k_T} \right) \times \dot{\omega}_w + \omega_w \quad (3.11)$$

Da equação 3.11, é possível observar que os valores em parênteses são constantes. Portanto, a equação pode ser reescrita da seguinte forma,

$$C \times V = \tau \times \dot{\omega}_w + \omega_w \quad (3.12)$$

Onde C e τ são constantes. Portanto, a equação 3.12 é o modelo dinâmico do conjunto roda de reação e motor (22).

3.2.2 Controle

4 Protótipo

4.1 Rodas de reação

Os protótipos das rodas de reação foram feitos em um torno CNC (,) pela empresa Rudloff, através de uma parceria entre a Mauá e a empresa. A seguir, na Figura , uma imagem de como ficaram.

4.2 Suporte do motor

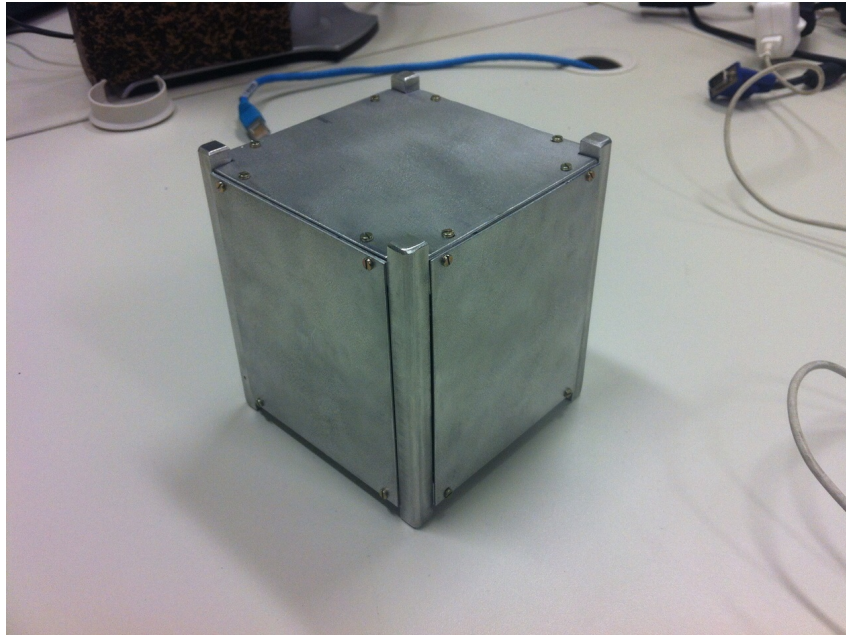
Para uma pré validação do projeto do suporte do motor, foi feito um modelo impresso em uma impressora 3D (Cliever, Porto Alegre, RS), como mostrado a seguir na Figura . Esse modelo foi usado para garantir o batimento dos furos do suporte com os do motor.

Uma vez validado, foi mandado fazer um modelo em metal, através do corte por máquina de corte laser (,) e dobra, através de uma dobradeira (,). Esse modelo é mostrado a seguir, na Figura .

4.3 Estrutura mecânica

Um primeiro protótipo da estrutura mecânica foi fabricado na oficina mecânica da Mauá para que pudessem ser feitos os primeiros testes de encaixe, tanto da própria estrutura quanto das placas de circuito eletrônico. A seguir, a estrutura montada na Figura 12.

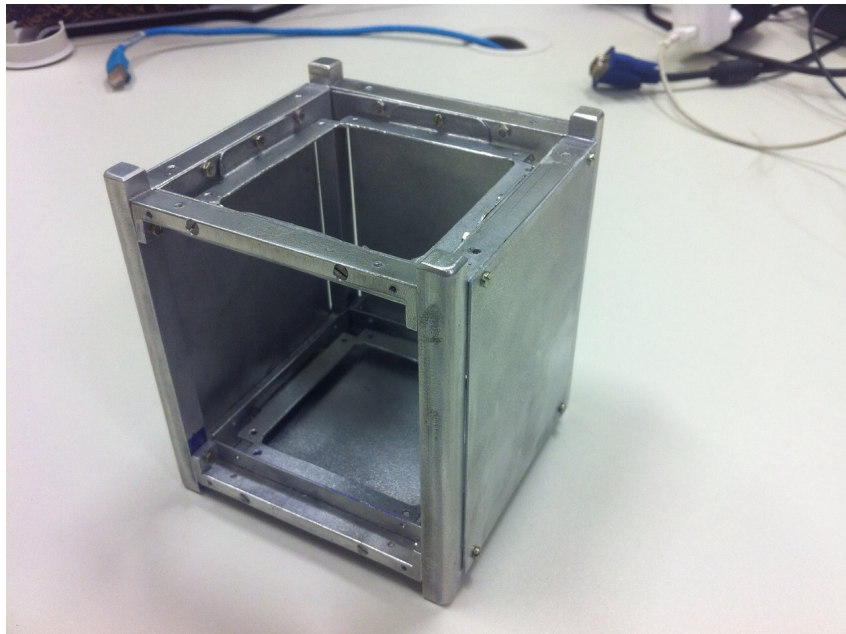
Figura 12: Primeiro protótipo do CubeSat fechado



FONTE: Arquivo dos autores

Com duas chapas de fechamento removidas a seguir, na Figura 13.

Figura 13: Primeiro protótipo do CubeSat com duas chapas de fechamento removidas



FONTE: Arquivo dos autores

Posteriormente, foram feitos ajustes nos desenhos em CAD e uma nova versão foi feita. As partes de chapas foram feitas em máquinas de corte laser e dobradas, caso necessário, por uma empresa especializada. As outras partes foram feitas em um centro de usinagem (,) no laboratório de usinagem da Mauá. O modelo finalizado sem as chapas de fechamento a seguir, na Figura .

5 Resultados e discussões

6 Conclusões

Referências

- 1 CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY. *CubeSat Design Specification*. San Luis Obispo, 2014. 42 p. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 35.
- 2 FRANCOIS-LAVET, V. *Study of passive and active attitude control systems for the OUFTI nanosatellites*. Liege, 2010. 101 p. Citado 5 vezes nas páginas 21, 22, 26, 27 e 28.
- 3 DIY SPACE EXPLORATION. *CubeSats explained and why you should build one*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.diyspaceexploration.com/what-are-cubesats/>>. Acesso em: 28 de abril de 2015. Citado na página 22.
- 4 MORAES, R. *geofísica - Fluxo reverso no núcleo terrestre gera anomalia magnética*. [S.l.], 2006. Disponível em: <<http://www.usp.br/agen/repgs/2006/pags/022.htm>>. Acesso em: 09 de maio de 2015. Citado na página 22.
- 5 HELVAJIAN H.; JASON, S. W. (Ed.). *Small Satellites: Past, Present, and Future*. Reston, 2008. 59 p. Citado na página 24.
- 6 MCKAY N.; MILLER, D. *Aerospades*. [S.l.], 2011. Disponível em: <http://www.aerospades.com/uploads/3/7/3/2/37325123/xsas_aiaa_region_iii_student_conference.pdf>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 24.
- 7 BRANDON, C. S. *Vermont Lunar CubeSat - Gunter's Space Project*. [S.l.], 2013. Disponível em: <http://space.skyrocket.de/doc_sdat/vermont-lunar-cubesat-1.htm>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 24.
- 8 TWIGGS, R. *QuakeFinder - About QuakeSat*. [S.l.], 2003. Disponível em: <<https://www.quakefinder.com/science/about-quake-sat/>>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 24.
- 9 CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY. *PolySat*. [S.l.], 2013. Disponível em: <<http://polysat.calpoly.edu/>>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 24.
- 10 TARABA, M. *Boeing's CubeSat TestBed 1 Attitude Determination Design and On-Orbit Experience*. Huntington Beach, 2007. 9 p. Citado na página 24.
- 11 AALBORG UNIVERSITY. *AAUSAT4*. [S.l.], 2014. Disponível em: <<http://www.space.aau.dk/aausat4/>>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 24.
- 12 SHARING EARTH OBSERVATION RESOURCES. *CANX-2 - eoPortal Directory - Satellite Missions*. [S.l.], 2013. Disponível em: <<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/canx-2>>. Acesso em: 16 de março de 2015. Citado na página 24.
- 13 SHARING EARTH OBSERVATION RESOURCES. *CUTE-1 - eoPortal Directory - Satellite Missions*. [S.l.], 2003. Disponível em: <<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cute-i>>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 24.

- 14 EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA). *Central and eastern Europe make history with small satellites*. [S.l.], 2012. Disponível em: <http://www.esa.int/Education/Central_and_eastern_Europe_make_history_with_small_satellites>. Acesso em: 16 de março de 2015. Citado na página 24.
- 15 SPACENEWS. *Planet Labs CubeSats Deployed from ISS with Many More To Follow*. [S.l.], 2014. Disponível em: <<http://spacenews.com/39459planet-labs-cubesats-deployed-from-iss-with-many-more-to-follow/>>. Acesso em: 23 de março de 2015. Citado na página 24.
- 16 BÜRGER, E. E. *Proposta de método para AIT de pico e nanossatélites*. São José dos Campos, 2014. 308 p. Citado na página 24.
- 17 AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (AEB). *CubeSat brasileiro lançado com sucesso da Estação Espacial Internacional*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/cubsat-brasileiro-lancado-com-sucesso-da-estacao-espacial-internacional/>>. Acesso em: 16 de março de 2015. Citado na página 24.
- 18 INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA. *Falha deixa CubeSat nacional inoperante*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.ita.br/noticias/falhadeixacubesatnacionalinoperante>>. Acesso em: 23 de março de 2015. Citado na página 25.
- 19 SPARKFUN. *HMC6343*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<https://www.sparkfun.com/products/12916>>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 27.
- 20 LUKASZYNSKI, P. G. *Attitude control hardware and software for nanosatellites*. Toronto, 2013. 111 p. Citado na página 29.
- 21 UNIVERSITY OF MICHIGAN. *PEPL Thrusters: CubeSat Ambipolar Thruster*. [S.l.], 2013. Disponível em: <<http://pepl.engin.umich.edu/thrusters/CAT.html>>. Acesso em: 23 de março de 2015. Citado na página 29.
- 22 ERICKSSON, G. *A research study and design concept to improve reaction wheels for precision CubeSat attitude control*. Lulea, 2012. 89 p. Citado 4 vezes nas páginas 29, 30, 32 e 37.
- 23 SHARING EARTH OBSERVATION RESOURCES. *Earth Observation Resources*. [S.l.], 2013. Disponível em: <https://directory.eoportal.org/documents/163813/415765/BRITE_Auto12>. Acesso em: 23 de março de 2015. Citado na página 30.
- 24 DESIGN PRODUCTS AND APPLICATIONS. *Satellite positioning using miniature dc motors*. [S.l.], 2013. Disponível em: <<http://www.dpaonthenet.net/article/57375/Satellite-positioning-using-miniature-dc-motors.aspx>>. Acesso em: 06 de julho de 2015. Citado na página 31.
- 25 NASA. *Lessons Learned: Selection of Electric Motors for Aerospace Application*. [S.l.], 1999. Disponível em: <<http://llis.nasa.gov/lesson/893>>. Acesso em: 13 de julho de 2015. Citado na página 32.
- 26 MARTINS, F. A. *Projeto e desenvolvimento de um controlador de motores "brushless" (BLDC) para aplicação em volantes de inércia*. São José dos Campos, 2014. 143 p. Citado na página 32.

Apêndices

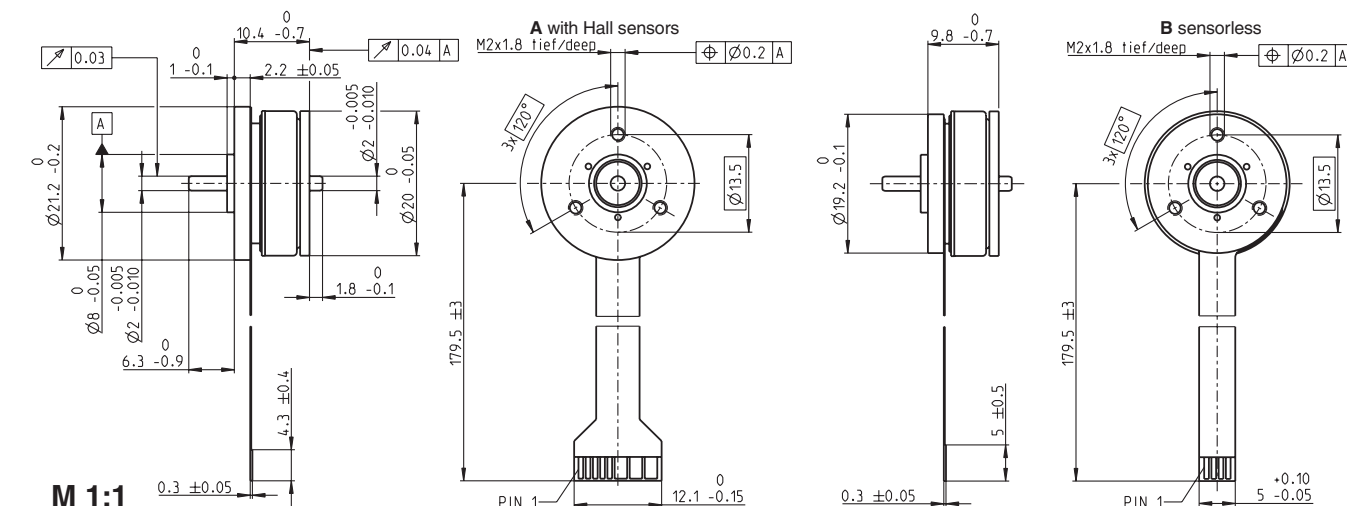
APÊNDICE A – Desenho do suporte do motor

APÊNDICE B – Desenho da roda de reação

Anexos

ANEXO A – Página do catálogo do motor brushless 351100 da Maxon

EC 20 flat Ø20 mm, brushless, 3 Watt



- Stock program
- Standard program
- Special program (on request)

Part Numbers

	A with Hall sensors			
	351098	351099	351100	351101
	339255	241916	339257	339258

Motor Data

Values at nominal voltage									
1	Nominal voltage	V	6	9	12	24			
2	No load speed	rpm	9070	9760	9540	9450			
3	No load current	mA	53.6	35.1	25.8	12.6			
4	Nominal speed	rpm	3030	4140	3490	3830			
5	Nominal torque (max. continuous torque)	mNm	3.22	4.08	3.28	3.78			
6	Nominal current (max. continuous current)	A	0.56	0.478	0.294	0.163			
7	Stall torque	mNm	5.29	8.04	5.67	7.12			
8	Starting current	A	0.9	0.957	0.503	0.309			
9	Max. efficiency	%	59	66	61	65			
Characteristics									
10	Terminal resistance phase to phase	Ω	6.67	9.4	23.9	77.7			
11	Terminal inductance phase to phase	mH	0.639	1.3	2.35	9.8			
12	Torque constant	mNm/A	5.88	8.4	11.3	23			
13	Speed constant	rpm/V	1620	1140	847	414			
14	Speed/torque gradient	rpm/mNm	1840	1270	1790	1400			
15	Mechanical time constant	ms	74.1	51.2	72.1	56.2			
16	Rotor inertia	gcm ²	3.84	3.84	3.84	3.84			

Specifications

Thermal data		
17	Thermal resistance housing-ambient	19.2 K/W
18	Thermal resistance winding-housing	8.41 K/W
19	Thermal time constant winding	3.69 s
20	Thermal time constant motor	31.8 s
21	Ambient temperature	-40...+100°C
22	Max. permissible winding temperature	+125°C

Mechanical data (preloaded ball bearings)		
23	Max. permissible speed	15000 rpm
24	Axial play at axial load	0 mm
	< 2.0 N	0.14 mm
	> 2.0 N	preloaded
25	Radial play	1.8 N
26	Max. axial load (dynamic)	18 N
27	Max. force for press fits (static)	200 N
28	Max. radial load, 5 mm from flange	1.8 N

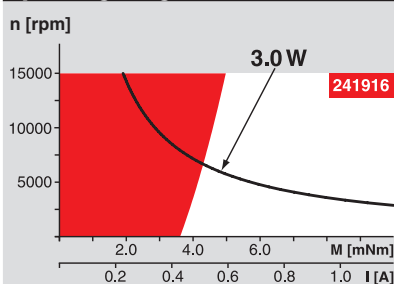
Other specifications

29	Number of pole pairs	4
30	Number of phases	3
31	Weight of motor	15 g

Values listed in the table are nominal.

Connection	with Hall sensors	sensorless
Pin 1	V _{hall} 4.5...24 VDC	Motor winding 1
Pin 2	Hall sensor 3	Motor winding 2
Pin 3	Hall sensor 1	Motor winding 3
Pin 4	Hall sensor 2	neutral point
Pin 5	GND	
Pin 6	Motor winding 3	
Pin 7	Motor winding 2	
Pin 8	Motor winding 1	
Adapter	Part number	Part number
see p. 362	220300	220310
Connector	Part number	Part number
Tyco	1-84953-1	84953-4
Molex	52207-1133	52207-0433
Molex	52089-1119	52089-0419
Pin for design with Hall sensors:		
FPC, 11-pol, Pitch 1.0 mm, top contact style		
Wiring diagram for Hall sensors see p. 35		

Operating Range



Comments

- Continuous operation**
In observation of above listed thermal resistance (lines 17 and 18) the maximum permissible winding temperature will be reached during continuous operation at 25°C ambient.
= Thermal limit.
- Short term operation**
The motor may be briefly overloaded (recurring).
- Assigned power rating**

maxon Modular System

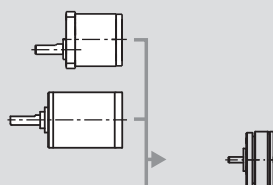
Overview on page 20–25

Spur Gearhead

Ø20.3 mm
0.06 - 0.25 Nm
Page 259

Planetary Gearhead

Ø22 mm
0.5 - 2.0 Nm
Page 262/265



Recommended Electronics:

ESCON 36/3 EC	Page 342
ESCON Mod. 50/4 EC-S	343
ESCON Module 50/5	343
ESCON 50/5	344
DEC Module 24/2	346
EPOS2 24/2	350
EPOS3 70/10 EtherCAT	357
MAXPOS 50/5	360
Notes	24