

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 Universitário do Instituto Mauá de Tecnologia  
como requisito parcial para a obtenção do título 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

94 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.

Ao técnico Fernando Nery Bueno por toda ajuda prestada durante diversas etapas do projeto.

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 – Alinhamento por campo magnético.	27
Figura 2 – Controle através de propulsão.	27
Figura 3 – Conjunto motor e roda de reação.	28
Figura 4 – Modelo com quatro conjuntos motor-roda de reação e duas hastas magnéticas.	29
Figura 5 – Modelo com três conjuntos motor-roda de reação.	29
Figura 6 – IMU utilizada.	30
Figura 7 – Microcontrolador dsPIC33EP32MC502.	32
Figura 8 – Microcontrolador dsPIC33EP32MC202.	33
Figura 9 – Driver DRV8313.	34
Figura 10 – Medidor de corrente.	35
Figura 11 – Divisor de tensão com resistências.	36
Figura 12 – Conjunto para acoplamento do motor ao CubeSat.	39
Figura 13 – Motor Maxon 351100, a moeda serve para referência quanto às dimensões.	40
Figura 14 – Roda de reação.	41
Figura 15 – Suporte do motor.	42
Figura 16 – Estrutura do CubeSat.	43
Figura 17 – CubeSat montado.	43
Figura 18 – Base de teste.	45
Figura 19 – Base de teste pronta	48
Figura 20 – Diagrama de blocos do sistema motor e roda de reação.	50
Figura 21 – Modelo das rodas de reação.	53
Figura 22 – Protótipo em resina do suporte do motor.	54
Figura 23 – Modelo em metal do suporte do motor.	54
Figura 24 – Primeiro protótipo do CubeSat com três chapas de fechamento removidas.	55
Figura 25 – Versão final da estrutura do CubeSat.	55



# Lista de tabelas

Tabela 1 – Lista de componentes eletrônicos. . . . .	38
Tabela 2 – Vantagens e desvantagens de um motor <i>Brushless</i> . . . . .	39
Tabela 3 – Materiais para construção da estrutura mecânica do CubeSat. . . . .	44
Tabela 4 – Materiais para construção da estrutura mecânica da base de testes do CubeSat. . . . .	46



# Lista de abreviaturas e siglas

AEB	Agência Espacial Brasileira
ADC	Conversor Analógico-Digital
BLDC	<i>Brushless Direct Current Motor</i>
Cal Poly	<i>California Polytechnic State University</i>
COTS	<i>Commercial Off-The-Shelf</i>
CubeSat	<i>Cube-Satellite</i>
DSP	<i>Digital Signal Processing</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
I <sup>2</sup> 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>
MIPS	Milhões de Instruções Por Segundo
NSA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NSEE	Núcleo de Sistemas Eletrônicos Embarcados
U	<i>Unit</i>
PI	Proporcional-Integral
PIC	<i>Programmable Interface Controller</i>
PWM	<i>Pulse-Width Modulation</i>



# Sumário

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>21</b>
<b>1.1</b>	<b>Justificativa</b>	<b>22</b>
<b>1.2</b>	<b>Objetivos</b>	<b>22</b>
1.2.1	Objetivos primários	22
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b>	<b>24</b>
<b>2.1</b>	<b>Origem</b>	<b>24</b>
<b>2.2</b>	<b>CubeSat no mundo</b>	<b>24</b>
<b>2.3</b>	<b>CubeSat no Brasil</b>	<b>25</b>
<b>2.4</b>	<b>Determinação de atitude</b>	<b>25</b>
<b>2.5</b>	<b>Controle de atitude</b>	<b>26</b>
<b>3</b>	<b>MATERIAIS</b>	<b>30</b>
<b>3.1</b>	<b>Sensor</b>	<b>30</b>
<b>3.2</b>	<b>Circuitos e componentes eletrônicos</b>	<b>30</b>
3.2.1	Microcontrolador	31
3.2.2	Driver de acionamento do motor	33
3.2.3	Interfaces e barramentos	34
3.2.4	Medidor de corrente	34
3.2.5	Divisor de tensão com resistências	35
3.2.6	Regulador de tensão	36
3.2.7	Placas de circuito eletrônico	36
3.2.7.1	Placa de controle	36
3.2.7.2	Placa de acionamento dos motores	37
3.2.7.3	Lista de componentes	37
<b>3.3</b>	<b>Atuador</b>	<b>38</b>
3.3.1	Motor	39
3.3.2	Rodas de reação	40
3.3.3	Suporte do motor	41
3.3.4	Estrutura mecânica	42
<b>4</b>	<b>MÉTODOS</b>	<b>45</b>
<b>4.1</b>	<b>Base de teste</b>	<b>45</b>
4.1.1	Estrutura	45
4.1.2	Encoder	48
<b>4.2</b>	<b>Modelagem e controle</b>	<b>48</b>

4.2.1	Roda de reação e motor . . . . .	48
4.2.2	CubeSat . . . . .	51
<b>5</b>	<b>PROTÓTIPO . . . . .</b>	<b>53</b>
5.1	<b>Rodas de reação . . . . .</b>	<b>53</b>
5.2	<b>Suporte do motor . . . . .</b>	<b>53</b>
5.3	<b>Estrutura mecânica . . . . .</b>	<b>55</b>
5.4	<b>Placas eletrônicas . . . . .</b>	<b>55</b>
<b>6</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES . . . . .</b>	<b>56</b>
<b>7</b>	<b>CONCLUSÕES . . . . .</b>	<b>57</b>
	<b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>	<b>58</b>
	<b>APÊNDICES</b>	<b>61</b>
	<b>APÊNDICE A – DESENHO DA PLACA DE CONTROLE . . . . .</b>	<b>62</b>
	<b>APÊNDICE B – DESENHO DA PLACA DOS MOTORES . . . . .</b>	<b>63</b>
	<b>APÊNDICE C – DESENHO DA RODA DE REAÇÃO . . . . .</b>	<b>64</b>
	<b>APÊNDICE D – DESENHO DO SUPORTE DO MOTOR . . . . .</b>	<b>68</b>
	<b>APÊNDICE E – DESENHO DA BASE DE TESTES . . . . .</b>	<b>76</b>
	<b>ANEXOS</b>	<b>91</b>
	<b>ANEXO A – PÁGINA DO CATÁLOGO DO MOTOR <i>BRUSHLESS</i> 351100 DA MAXON . . . . .</b>	<b>92</b>
	<b>ANEXO B – . . . . .</b>	<b>94</b>

# 1 Introdução

CubeSats (*Cube-Satellite*) são satélites que possuem forma de cubo com aresta de 100mm e massa de até 1330g. 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) (1). É utilizado 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 comerciais de prateleira (*commercial off-the-shelf - COTS*), ou seja, materiais que podem ser encontrados no comércio, e de possuir um design padronizado que reduz tempo e custo de desenvolvimento (2).

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 (3).

A determinação de atitude é o processo que envolve a aquisição de dados através de sensores de posicionamento que indicam para o sistema de controle de atitude qual a posição do satélite em relação a um referencial fixo (3). Esse processo possui elevada complexidade e, como não é objeto desse estudo, não será abordado com muita profundidade.

O controle de atitude é a atuação do 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 (3).

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 imã no satélite com as linhas de campo magnético da terra (3).

Já o controle ativo é feito de três formas principais. Uma delas 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 (3). 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 (4).

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 (5). 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 o sistema de controle de atitude para um satélite do tipo CubeSat.

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.

### 1.2.1 Objetivos primários

Alguns dos principais objetivos 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 I<sup>2</sup>C;
- e) testes e validações do sistema de controle em um e mais graus de liberdade;

f) validação do motor *brushless*.

## 2 Revisão bibliográfica

Como um guia para o trabalho, foi feito uma pesquisa bibliográfica sobre a qual o trabalho se baseou. Esta etapa da pesquisa tornou possível observar quem são os países que desenvolvem CubeSats, como é utilizado ao redor do mundo e como o Brasil está em relação aos desenvolvedores desta tecnologia, além de compreender as duas etapas que envolvem o módulo de atitude de um CubeSat, a determinação de atitude e o controle de atitude.

### 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 os 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 (6).

### 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* (7), o *Vermont Lunar CubeSat*, desenvolvido pela *Vermont Technical College* (8), além de outros desenvolvidos pelas veteranas *Stanford University* (9) e *California Polytechnic State University* (10).

Algumas empresas privadas já desenvolveram seus próprios CubeSats, como é o caso da Boeing (11). 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.

Há ainda o caso da Planet Labs (12), empresa que desenvolveu e fabricou 28 CubeSats (de nome Dove) dotados de uma câmera fotográfica de alta resolução. Todos foram lançados ao espaço formando um conjunto chamado de Dove. Esse conjunto está espalhado pelo mundo. A Planet Labs vende o serviço fotográfico desses satélites. Sempre que alguém contrata esse serviço, eles tiram fotos do local especificado pela pessoa por um período. Esse serviço pode ser usado empresas de mineração, exploração de recursos naturais, monitoramento agrícola, monitoramento de desmatamento, etc. 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* (13), o Canadá, com o CANX-2, desenvolvido pela *University of Toronto* (14) e o Japão, com o CUTE 1, desenvolvido pela *Tokyo Institute of Technology* (15). Alguns países com pouco investimento em pesquisa espacial também possuem CubeSats, incluindo a Romênia, Hungria e Polônia (16), além de outros como a Lituânia e o Peru (17). 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) (18), o qual foi projetado no Brasil. Ele foi lançado da ISS (*International Space Station*, ou Estação Espacial Internacional) dia 5 de fevereiro de 2015 (19). Porém, uma antena de comunicação que deveria ser acionada trinta minutos após seu lançamento não foi acionada. Sendo assim, foi considerado inoperante (20).

## 2.4 Determinação de atitude

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 (3).

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 (3).

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 (3).

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 (3).

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 (3).

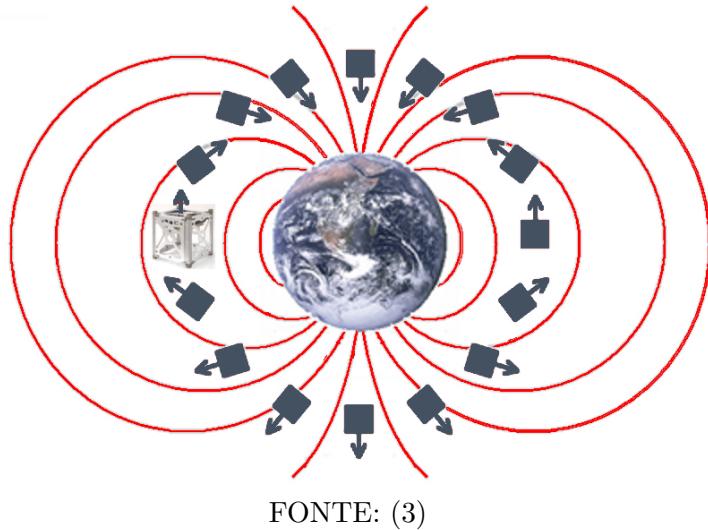
## 2.5 Controle de atitude

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 (3).

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 (3).

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 1. Pode ser utilizado sem restrições de tamanho, mas é pouco preciso, uma vez que o campo magnético da Terra é extremamente variável (3). 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 1: Alinhamento por campo magnético.



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 (3).

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 2 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 (21).

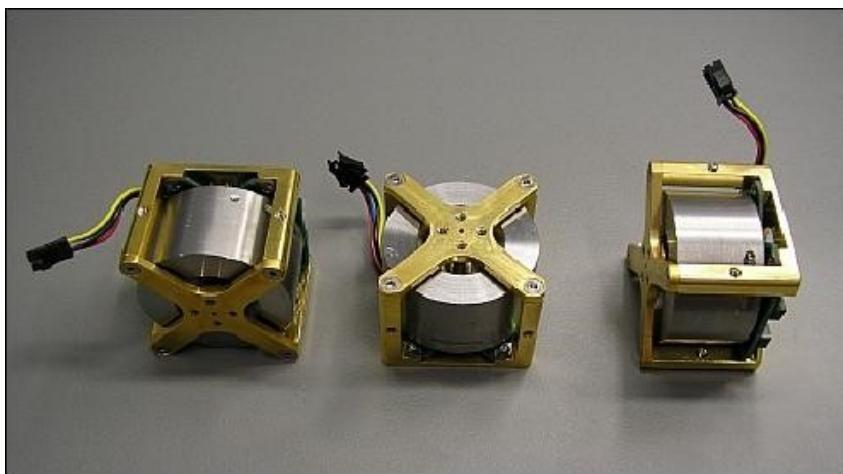
Figura 2: Controle através de propulsão.



FONTE: (22)

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 (23). 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). Um exemplo desse conjunto de motor e roda de reação é mostrado a seguir, na Figura 3.

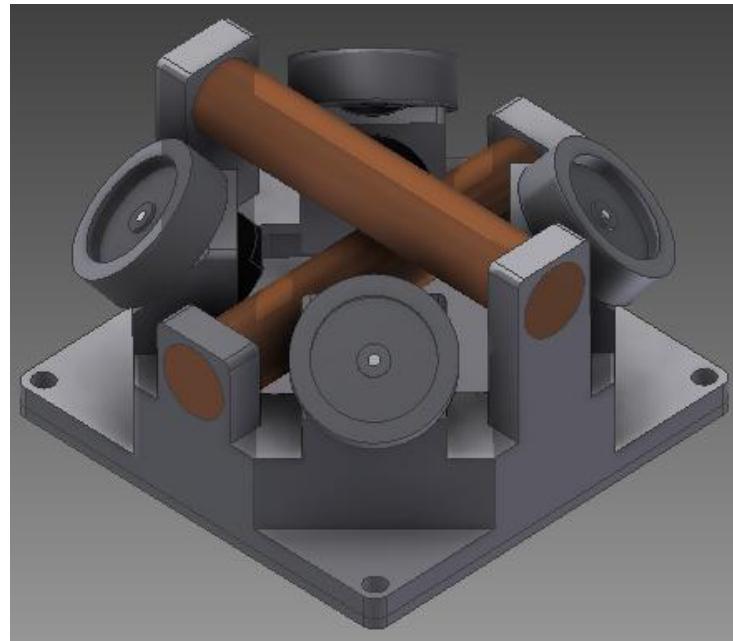
Figura 3: Conjunto motor e roda de reação.



FONTE: (24)

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 o somatório das rotações forma o torque desejado, como mostra a Figura 4 a seguir. Este método é amplamente utilizado pois caso um dos motores pare de funcionar, os outros três podem compensa-lo, aumentando a vida útil do satélite (23).

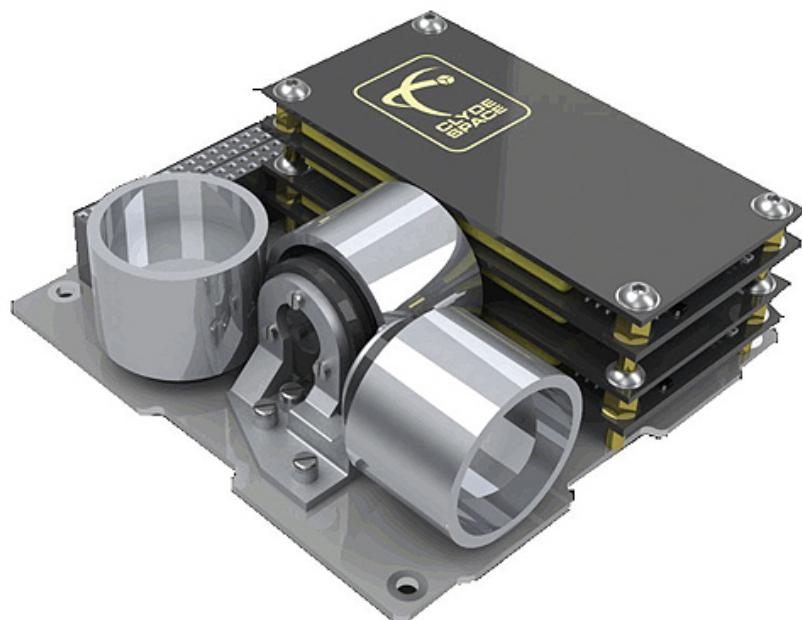
Figura 4: Modelo com quatro conjuntos motor-rola de reação e duas hastas magnéticas.



FONTE: (23)

Já o modelo de três conjuntos motor-rola de reação é mais simples, cada conjunto atua diretamente em um eixo, controlando-o diretamente, como mostrado a seguir pela Figura 5. 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 5: Modelo com três conjuntos motor-rola de reação.



FONTE: (25)

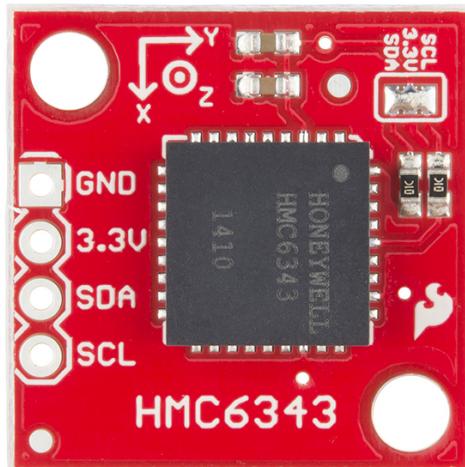
# 3 Materiais

Os materiais utilizados para a construção de CubeSats são COTS, isso significa que a maior parte deles foi comprada e implementada diretamente, sem necessidade de adaptações.

## 3.1 Sensor

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 6, 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  $1^\circ$  em para *Roll* e *Pitch* e  $2^\circ$  para *Yaw*, uma precisão ótima para a nossa aplicação, além de ter um tamanho extremamente compacto (9x9mm). Essa IMU fornece os dados já tratados através de uma porta de comunicação I<sup>2</sup>C.

Figura 6: IMU utilizada.



FONTE: (26)

## 3.2 Circuitos e componentes eletrônicos

O objetivo do conjunto de circuitos eletrônicos é possibilitar o controle de velocidade independente dos três motores, cada um com um microcontrolador, um driver e um sensor de corrente. Para comandar o conjunto é necessário um microcontrolador principal, responsável por enviar *set points* de velocidades de acordo com a leitura do sensor de

posicionamento conforme definido pela sua malha de controle. A comunicação entre esses quatro dispositivos é realizada por duas redes I<sup>2</sup>C: uma para leitura do sensor e uma para comunicação entre microcontroladores.

As soluções de hardware que satisfazem os requisitos de desempenho para um Cubesat são abundantes no mercado internacional (27). Desta forma os critérios de escolha muitas vezes são o custo, o risco e a disponibilidade dos itens no fabricante.

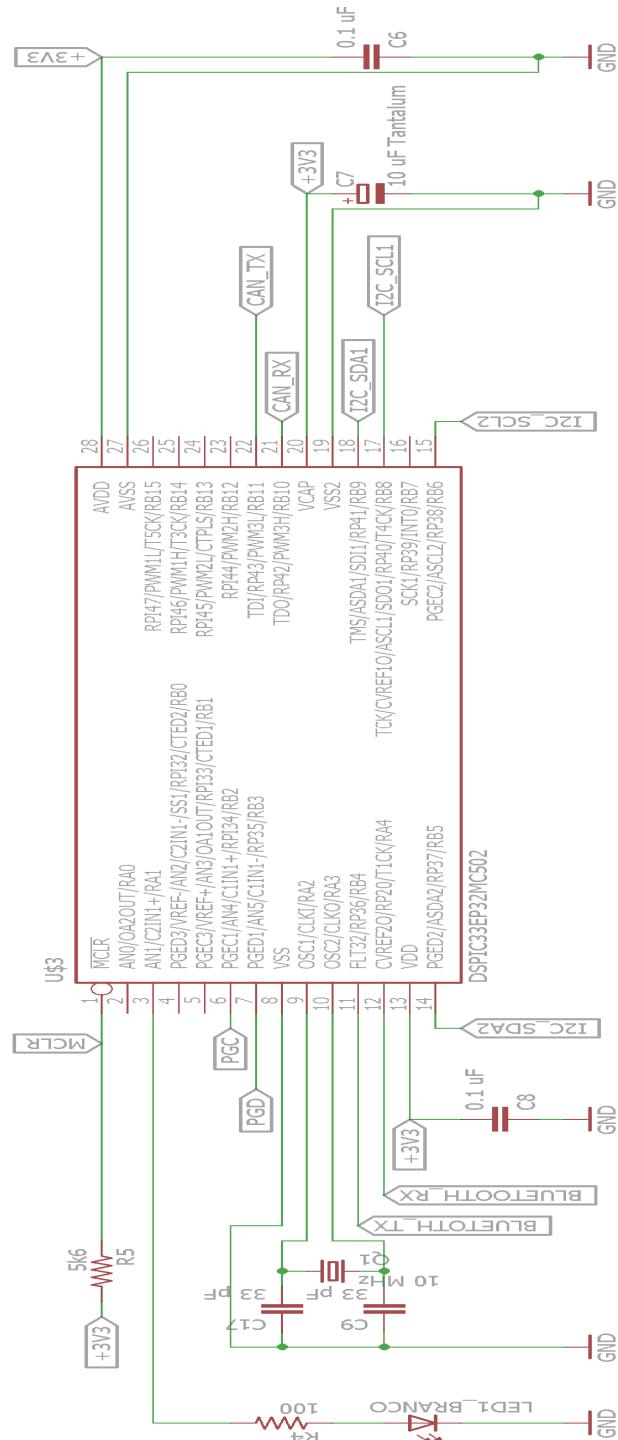
### 3.2.1 Microcontrolador

A capacidade de processamento que um satélite precisa já está disponível no mercado. A velocidade recomendada de um processador para um CubeSat é de aproximadamente 30 MIPS. Além do tamanho dos componentes, sempre é necessário um cuidado especial com o consumo de energia (27).

Os microprocessadores selecionados foram da família dsPIC33EP. Eles possuem capacidade de processamento de 60 MIPS operando de -40°C até +125°C. Possuem modo de gerenciamento de baixo consumo de energia, módulo DSP, que consiste em um multiplicador de alta velocidade capaz de realizar multiplicações com 17 bits e somas ou subtrações com 40 bits. Seu diferencial para controle de motores BLDC aparece em seus três módulos independentes de PWM de alta velocidade, que podem gerar disparos ao modulo ADC. Outra ferramenta que será utilizada no controle do motor é o *Input Capture*, que é utilizado em aplicações que requerem medidas de períodos e frequências (28). Todas essas ferramentas serão compiladas no ambiente MPLAB X IDE utilizando o compilador XC16, ambos do fabricante Microchip.

O microcontrolador utilizado na placa de controle é o dsPIC33EP32MC502 (Microchip, EUA) onde o seu circuito é apresentado na Figura 7 a seguir.

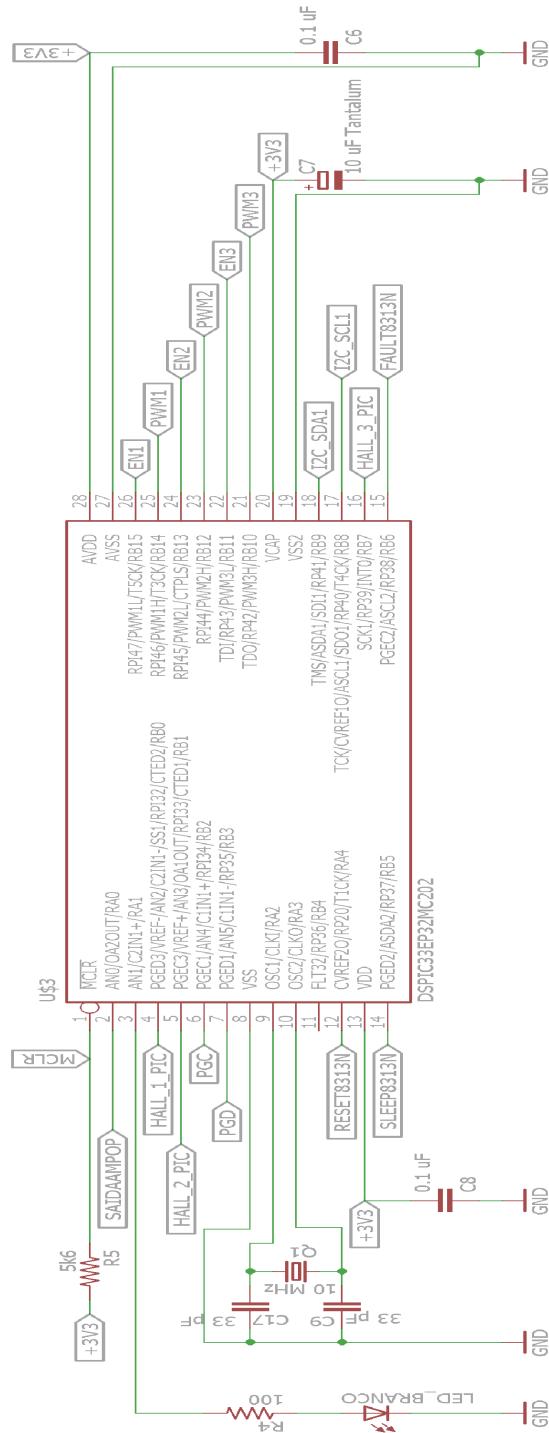
Figura 7: Microcontrolador dsPIC33EP32MC502.



FONTE: Arquivo dos autores.

O microcontrolador utilizado na placa de acionamento do motor é o dsPIC33EP32MC202 (Microchip, EUA) onde o seu circuito é apresentado na Figura 8 a seguir.

Figura 8: Microcontrolador dsPIC33EP32MC202.



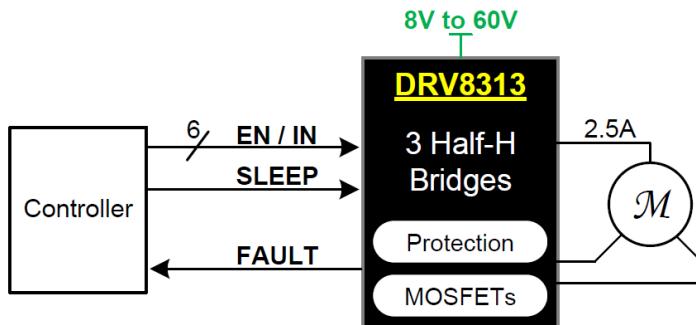
FONTE: Arquivo dos autores.

### 3.2.2 *Driver* de acionamento do motor

Para o acionamento do motor foi selecionado o circuito integrado DRV8313 (Texas Instruments, EUA). O DRV8313 possui três meias pontes H que suportam 2.5A de corrente de pico e podem alimentar o motor com tensões de 8 a 60V além de possuir circuitos de proteção contra sobre-corrente, curto circuito e subtenção.(29). O driver destina-se

a aplicações de acionamento de motores BLDC de três fases, mas pode ser utilizado também para acionamento de solenoides. Possui a funcionalidade de *sleep mode*, que pode ser ativada quando não é preciso fazer controle de velocidade do motor e auxilia no consumo de energia e por fim pode reportar falhas em sua operação através do pino *FAULT*, conforme a Figura 9 a seguir.

Figura 9: Driver DRV8313.



FONTE: (29)

### 3.2.3 Interfaces e barramentos

Enquanto os famosos *Universal Serial Bus* (USB) e o *Controller Area Network* (CAN) são protocolos de comunicação usados esporadicamente, o protocolo I<sup>2</sup>C aparece como o barramento mais utilizado para nano satélites, devido ao seu baixo consumo de energia, além de estar disponível na maioria dos microcontroladores. Outros tipos de interfaces para diferentes tipos de fluxo de dados são desejáveis. (27)

O barramento de comunicação da placa de controle é composto por duas redes I<sup>2</sup>C, uma para a comunicação com a IMU e outra para a comunicação com os outros microcontroladores. Também estão disponíveis no conjunto uma interface CAN e uma USART – *Universal Synchronous/Asynchronous Receiver/Transmitter* além de interface ICSP – *In-Circuit Serial Programming* para a programação do microcontrolador.

A placa de controle é responsável também por receber a alimentação 12V da bateria e distribuir para as outras placas através de seu barramento de alimentação.

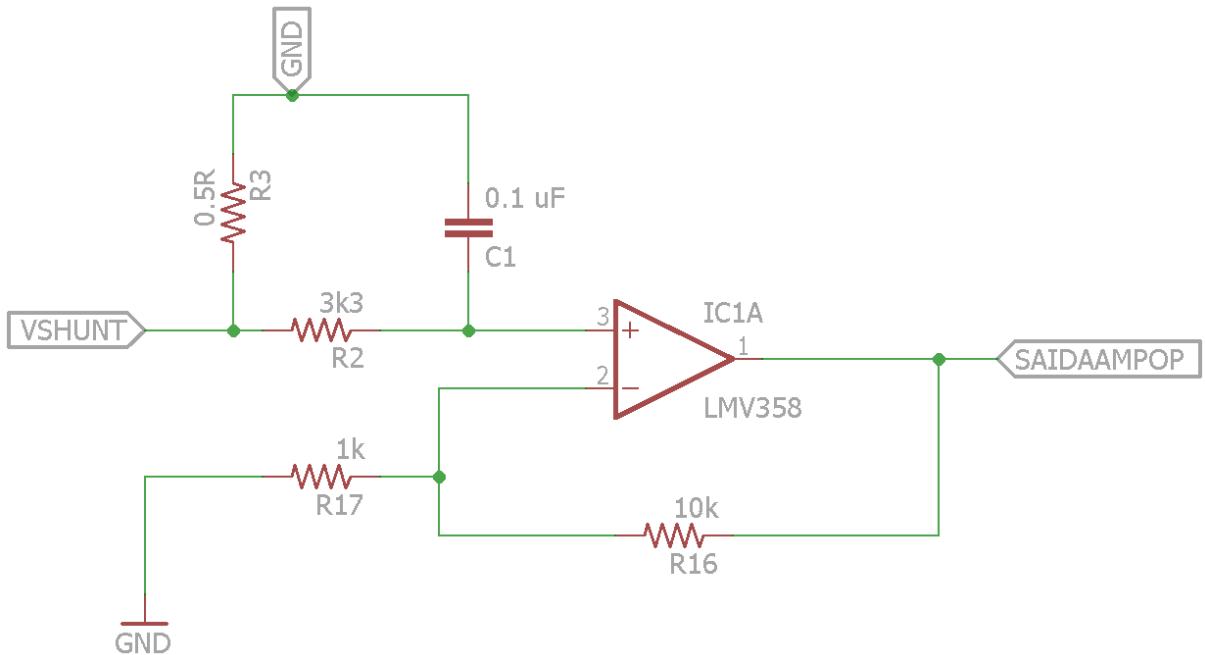
No barramento de comunicação da placa de acionamento do motor, existe interface para comunicação I<sup>2</sup>C, alimentação e interface ICSP – *In-Circuit Serial Programming* para programação do microcontrolador.

### 3.2.4 Medidor de corrente

Para o sistema de controle do BLDC é necessário conhecer a corrente que está passando pelo motor. A aquisição é feita através da medição de tensão sobre um resistor *shunt* de  $0,5\Omega$  colocado em série com o motor.

O valor dessa tensão é muito pequeno, variando de 0 até 243mV quando o motor estiver com 100% de PWM, sendo assim necessária a amplificação desse sinal. Para isso foi utilizado um amplificador operacional LMV358 (Texas Instruments, EUA) configurado conforme a Figura 10.

Figura 10: Medidor de corrente.



FONTE: Arquivo dos autores.

Como pode ser observado na imagem, existe um filtro com frequência de corte de 482Hz com o objetivo de filtrar pequenos ruídos e a forma de onda do PWM, pois estes também serão amplificados se não filtrados, prejudicando a medição da tensão.

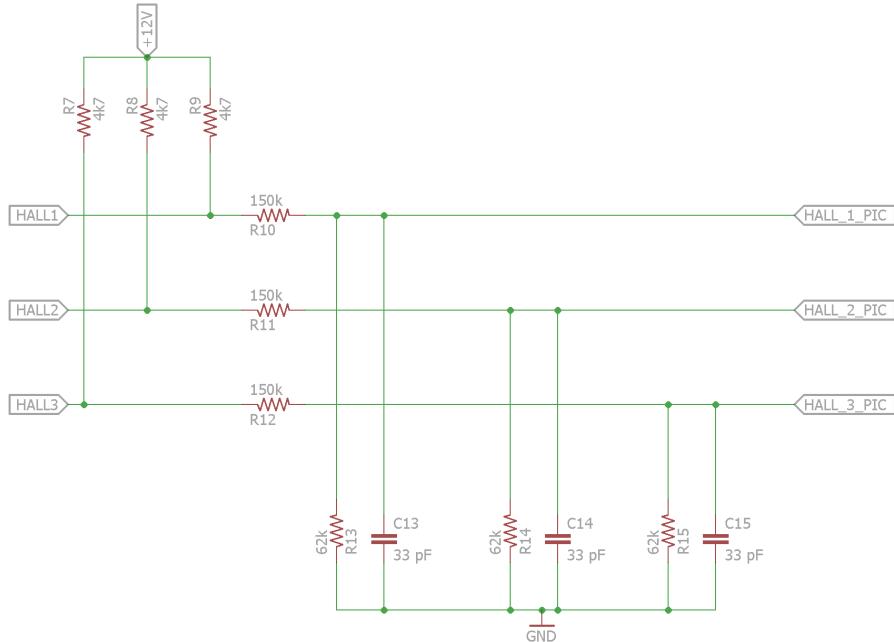
O amplificador está configurado para que sua saída que é não inversora ter uma ganho de 11 vezes em relação a sua entrada, ou seja, a sua saída terá o valor máximo de aproximadamente 2,7V.

A saída do amplificador operacional é conectada em uma entrada do microcontrolador que possua o módulo de conversão analógica para que seja feita a conversão do sinal para valor digital.

### 3.2.5 Divisor de tensão com resistências

Os sensores de efeito Hall do motor possuem alimentação de 12V porém o microcontrolador é tolerante com tensões de até 5V. Nesse caso é necessário a construção de um divisor de tensão com resistências conforme a Figura 11.

Figura 11: Divisor de tensão com resistências.



FONTE: Arquivo dos autores.

Os resistores foram dimensionados de forma que a tensão de saída seja igual a 3,51V. Foi elaborado também um filtro com frequência de corte de 32153Hz para filtrar pequenos ruídos e também *pull-up* em cada sensor Hall do motor.

### 3.2.6 Regulador de tensão

As placas eletrônicas são alimentadas com 12V porém, toda a parte lógica do circuito deve ser alimentada 3,3V. Nesta situação, é utilizado o regulador de tensão REG1117-3.3 (Texas Instruments, EUA) que retifica a tensão de 12V para 3,3V e possui a capacidade de fornecer até 800mA, o suficiente para alimentar todos os componentes.

### 3.2.7 Placas de circuito eletrônico

Devido ao espaço reduzido dentro do CubeSat, é necessário dividir funções para cada placa eletrônica, ou seja, o CubeSat possui uma placa de controle e três placas responsáveis cada uma por acionar um motor.

#### 3.2.7.1 Placa de controle

A placa de controle é responsável por receber os dados da IMU, processar esse dados, gerar o *set point* de cada motor e enviar esse *set point* para sua respectiva placa de acionamento. Essa placa possui os seguintes componentes e circuitos: microcontrolador,

regulador de tensão, barramento de comunicação e barramento de alimentação. A placa de circuito eletrônico pode ser vista no Apêndice A.

### 3.2.7.2 Placa de acionamento dos motores

A placa de acionamento dos motores é responsável por receber o *set point* da placa de controle, fazer o controle da ordem de acionamento das bobinas do motor através dos sensores de efeito Hall, medir a corrente que está passando pelo motor, processar a lei de controle e acionar o motor. A placa de acionamento possui um regulador de tensão, um divisor de tensão, um circuito medidor de corrente, barramento de comunicação e barramento de alimentação. A placa de circuito eletrônico pode ser vista no Apêndice B.

### 3.2.7.3 Lista de componentes

A seguir, na Tabela 1, a lista de componentes usados na confecção de ambas as placas. Nos locais onde há um asterisco indicado, o componente é compartilhado entre ambas as placas.

Tabela 1: Lista de componentes eletrônicos.

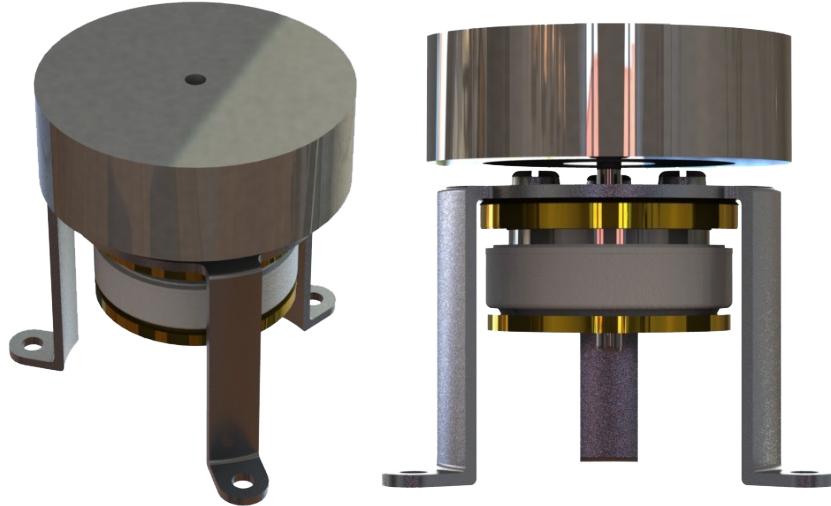
Descrição	Quantidade placa motor	Quantidade placa controle
Regulador de tensão REG1117	1	1
Conektor 1-84953-1	1	
Resistor shunt $0,5\Omega$ , 1W, 1%	1	
Amplificador operacional LMV358	1	
Círcuito integrado DRV8313	1	
Microcontrolador dsPIC33EP32MC502	1	1
Capacitor eletrolítico $47\mu F$	4	4
Capacitor eletrolítico $10\mu F$	1	
Capacitor cerâmico $0,1\mu F$	7	2
Capacitor cerâmico 33pF	5	2
Capacitor de tântalo $10\mu F$	1	1
Resistor $100\Omega$	2	1
Resistor $1k\Omega$	1	
Resistor $3k3\Omega$	1	
Resistor $4k7\Omega$	3	
Resistor $5k6\Omega$	1	1
Resistor $10k\Omega$	1	4
Resistor $62k\Omega$	3	
Resistor $150k\Omega$	3	
Led branco	1	1
Led verde	1	
Cristal 10MHz	1	1
Barra de pino 20x2	1	3
Bateria 1300mAh	1	*
Conektor XT60 fêmea	1	*
Módulo bluetooth HM-10	1	*
Cabinho jumper	60	*

FONTE: Dos autores.

### 3.3 Atuador

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 12 a seguir.

Figura 12: Conjunto para acoplamento do motor ao CubeSat.



FONTE: Arquivo dos autores.

### 3.3.1 Motor

Para escolha do motor, foi levado em consideração principalmente dois fatores: tipo e tamanho (23).

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 aeroespaciais (30). A Tabela 2 a seguir mostra um comparativo das principais vantagens do uso de um motor *brushless* na área aeroespacial segundo a NASA.

Tabela 2: Vantagens e desvantagens de um motor *Brushless*.

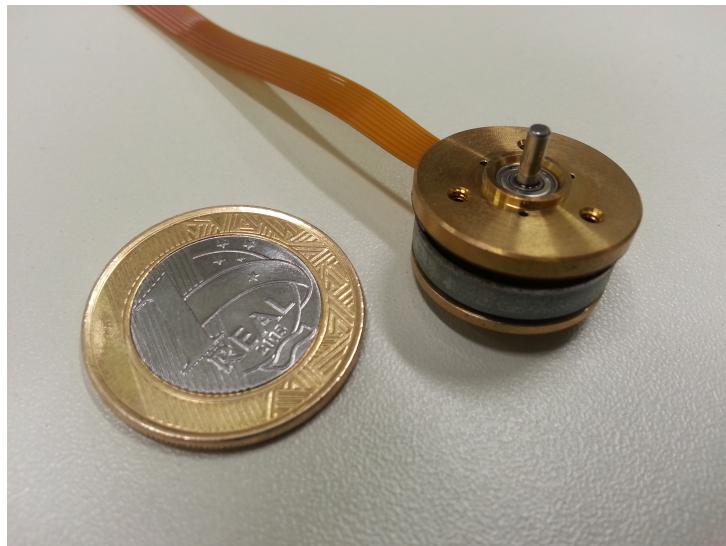
Vantagens	Desvantagens
Alta velocidade (até 100000RPM)	Circuitos mais caros
Alto torque a altas velocidades	Maior complexidade do driver do motor
Aproximadamente o dobro de torque de saída quando comparado a motores com escova do mesmo tamanho	
Enrolamentos no estator ao invés do rotor melhoram a dissipação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

FONTE: (23)

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 1U ou para acomodar outras pesquisas que o CubeSat possa estar levando (31). A seguir, na Figura 13, um exemplo de motor BLDC normalmente utilizado em CubeSats.

Figura 13: Motor Maxon 351100, a moeda serve para referência quanto às dimensões.



FONTE: Arquivo dos autores.

O motor que melhor atende a todos estes requisitos e portanto o utilizado neste trabalho é o motor *brushless* modelo 351100 (Maxon, Suíça). O catálogo com as especificações técnicas deste motor encontram-se no Anexo A.

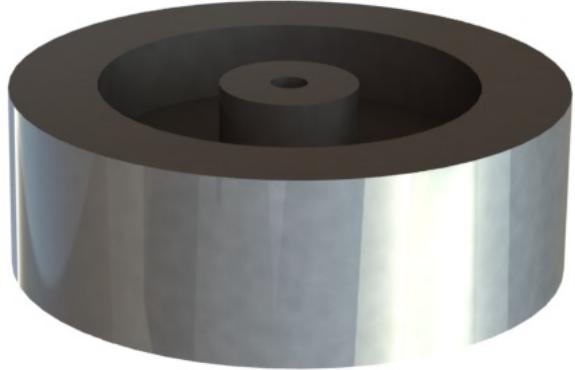
### 3.3.2 Rodas de reação

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  $I(\text{kgm}^2)$ , como demonstrado na Equação 3.1, onde  $m(\text{kg})$  é a massa e  $r(\text{m})$  é o raio da roda. A inércia cresce proporcionalmente ao quadrado o raio da roda.

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

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 a massa da roda de reação, e consequentemente a inércia dele, maior a capacidade de atuação. Porém, dada a limitação de espaço hábil dentro do CubeSat, não é possível projetar uma roda de reação com raio grande. 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 14.

Figura 14: 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, como mostrado nas folhas do projeto no Apêndice C.

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 inercia, aplica-se a Equação 3.1 para cada seção e então se aplica a equação 3.2.

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

Serão usadas três rodas de reação, uma para cada motor. Elas foram usinadas em aço 1020, em um torno CNC. O peso delas ficou igual a 46g. A Inércia, portante, ficou igual a  $57,44\text{gcm}^2$ . A inércia do rotor do motor é igual a  $3,84\text{gcm}^2$  ( dado extraído do manual do motor, no Anexo A. Portanto, a inércia do conjunto ( $I_r$ ) é igual a  $61,28\text{gcm}^2$  (ou  $6,128 \cdot 10^{-6}\text{kgm}^2$ ).

### 3.3.3 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, como mostrado nas folhas do projeto no Apêndice D. Esse suporte foi feito com altura de 10mm da superfície inferior do motor até a placa de circuito eletrônico para que não atrapalhasse o posicionamento dos componentes, como mostrado na Figura 15 a seguir. Para atender aos requisitos de peso, o suporte foi projetado em alumínio.

Figura 15: Suporte do motor.



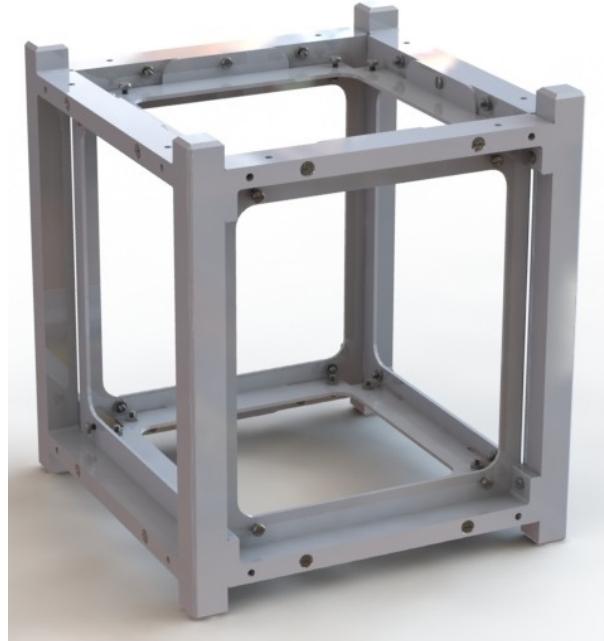
FONTE: Arquivo dos autores.

São usados três suportes, um para cada motor. Eles foram fabricados com chapas de alumínio de 1mm de espessura através de uma máquina de corte a laser e então dobrados. O peso ficou igual a 2,3g.

### 3.3.4 Estrutura mecânica

A estrutura mecânica do CubeSat foi projetada seguindo os padrões indicados pela Cal Poly (2). 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 sobre o qual o trabalho se desenvolveu é mostrado a seguir apenas com a estrutura mecânica em si a mostra na Figura 16.

Figura 16: Estrutura do CubeSat.



FONTE: Arquivo dos autores.

A estrutura mecânica é composta por uma estrutura principal, responsável por dar a forma e a sustentação do CubeSat e uma estrutura interna, responsável pela fixação das placas eletrônicas, ambas mostradas na Figura 16. Há também chapas de fechamento externas que fecham e protegem o CubeSat, como mostrado a seguir na Figura 17.

Figura 17: CubeSat montado.



FONTE: Arquivo dos autores.

A Tabela 3 a seguir mostra quais os materiais necessários para a construção da estrutura mecânica do CubeSat. As folhas de projeto delas estão no Anexo ???. Os elementos de fixação utilizados (inclusive os usados para a fixação das placas eletrônicas e suportes dos motores) também estão descritos na Tabela 3.

Tabela 3: Materiais para construção da estrutura mecânica do CubeSat.

Componentes	Quantidades
Estrutura Interna Lateral Principal	2
Estrutura Interna Lateral de Ligação	4
Estrutura Interna Superior	2
Placa Interna Lateral	8
Casca Externa Superior	2
Casca Externa Lateral	4
Parafuso Cabeça de Panela (Fenda) - M2 x 6mm	105
Porca Sextavada - M2	41

FONTE: Dos autores.

# 4 Métodos

Nesta seção, é explicada a metodologia aplicada para atingir os seguintes objetivos:

- 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.

## 4.1 Base de teste

Para que seja possível testar o CubeSat e avaliar se seu funcionamento é o esperado, foi desenvolvida uma base que fosse capaz de medir sua posição através de um *encoder*.

### 4.1.1 Estrutura

A estrutura da base foi desenvolvida em alumínio, visando não adicionar influenciar na inércia do sistema. Ela é composta por quatro partes usinadas, desenvolvidas de forma que pudessem ser fabricadas facilmente. A base de teste é mostrada na Figura 18, a seguir.

Figura 18: Base de teste.



FONTE: Arquivo dos autores.

A parte superior foi feita de forma que o CubeSat encaixe nela. Essa parte é acoplada em um eixo, apoiado sobre um rolamento axial de esferas 51100 (SKF, Cajamar, SP), e conectado na outra extremidade a um *encoder*. O rolamento fica apoiado sobre o restante da estrutura que serve tanto para sustentar todo o sistema quanto dar apoio ao *encoder* e à placa que adquire seus dados. As hastes de sustentação da estrutura são barras roscadas M6, que permitem um nivelamento da base sobre qualquer superfície, garantindo que a medição fique livre de interferências. A seguir, na Tabela 4, a lista de materiais necessários para fabricação e montagem da base de testes.

Tabela 4: Materiais para construção da estrutura mecânica da base de testes do CubeSat.

Componentes	Quantidades
Suporte do CubeSat	1
Eixo	1
Base Superior	1
Base Inferior	1
Barra Roscada - M6 x 120mm	4
Arruela - M6	8
Porca Sextavada - M6	8
Rolamento Axial - SKF 51100	1

FONTE: Dos autores.

O rolamento foi dimensionado de forma que tivesse uma vida virtualmente infinita (muito grande), mas que não fosse muito grande para não influenciar na inércia do sistema. O rolamento mencionado anteriormente possui diâmetro interno de 10mm, o menor disponível. Para verificar sua vida útil, foi usada a Equação 4.1 a seguir (32).

$$L_h = \frac{\left(\frac{C}{P}\right)^p 10^6}{\frac{\omega \cdot 60^2}{2\pi}} \quad (4.1)$$

Onde  $L_h$  é a vida em horas,  $C$  (N) é a classificação de carga básica dinâmica do rolamento,  $P$  (N) é a força aplicada sobre ele,  $p$  é o coeficiente de ajuste de acordo com o tipo de rolamento e  $\omega$ (rad/s) é a velocidade angular imposta sobre o rolamento.

Considerando que o peso do CubeSat é de 0,631kg,  $C$  é igual a 9950N,  $p$  é igual a 3 e a velocidade de rotação média de um CubeSat é aproximadamente 4,8rad/s, esses valores são substituídos e calculados, resultando em:

$$L_h = \frac{\left(\frac{9950}{0,639 \cdot 9,807}\right)^3 10^6}{\frac{4,8 \cdot 60^2}{2\pi}} \Rightarrow Lh = 1,512 \cdot 10^{12} h$$

Este alto valor de horas mostra que a vida do rolamento é de fato infinita, principalmente quando se considera que o rolamento não trabalhará com rotações completas sempre. Na maioria dos casos, dará apenas frações de voltas.

Para o dimensionamento das barras roscadas, foi-se adotado que seriam de tamanho M6 (6mm de diâmetro), com o objetivo de prender o sistema de maneira firme, mas que pudesse ser ajustado no caso de superfícies desniveladas. Para garantir que elas suportariam, foi feito um teste de flambagem onde se usou a Equação 4.2 a seguir (32).

$$d_h = \sqrt[4]{\frac{64 \cdot C_s \cdot \lambda^2 \cdot F_p \cdot \varphi}{\pi^3 \cdot E}} \quad (4.2)$$

Onde  $C_s$  é o coeficiente de segurança (adotado como 5),  $\lambda$  é o coeficiente de flambagem que, no caso, equivale ao dobro do comprimento da barra já que ela é engastada na base,  $F_p$  (N) é a Força de projeto,  $\varphi$  é o fator de ajuste (adotado como 1,5) e  $E$  (MPa) é o módulo de elasticidade do material, no caso um aço inoxidável com módulo igual a 193 GPa. No caso da Força, como a base é simétrica vertical e horizontalmente, o centro de massa fica equidistante dos quatro apoios. A força aplicada então é dividida igualmente por quatro:

$$F_p = \frac{1,310 \cdot 9,807}{4} = 3,212 N$$

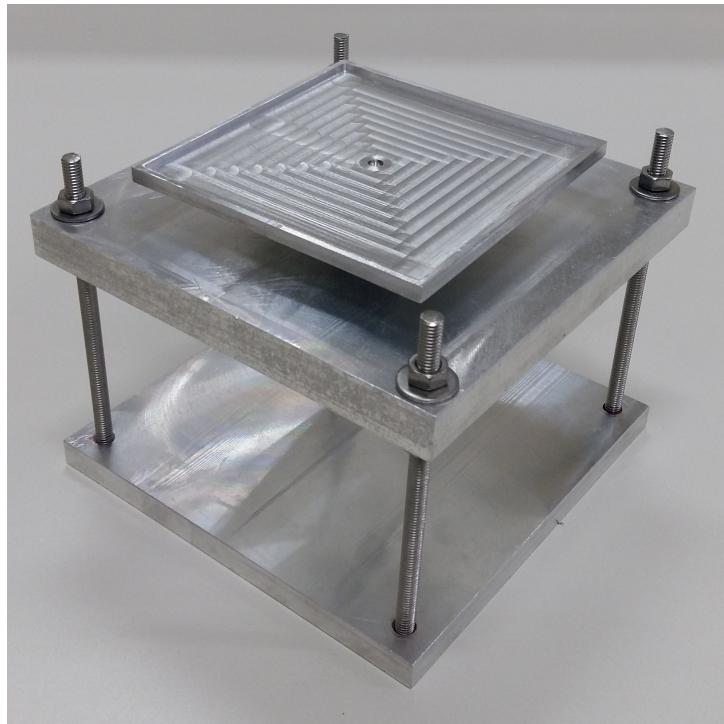
Substituindo os valores na Equação 4.2, obtemos:

$$d_h = \sqrt[4]{\frac{64 \cdot 5 \cdot 240^2 \cdot 3,212 \cdot 1,5}{\pi^3 \cdot 210000}} \Rightarrow d_h = 1,922 mm$$

Como o eixo adotado possui diâmetro de 6mm, ele é maior que o diâmetro mínimo necessário para suportar a carga e portanto não ocorre flambagem.

Os desenhos de projeto das partes da base estão no Apêndice E. A Figura 19, a seguir, mostra como ficou a base de teste.

Figura 19: Base de teste pronta



FONTE: Arquivo dos autores.

#### 4.1.2 Encoder

## 4.2 Modelagem e controle

A modelagem do CubeSat foi feita para que pudessem ser conhecidas as equações que regem o sistema como um todo. As equações se resumem nas equações de dinâmica da roda de reação junto do motor (subsistema) e na dinâmica do CubeSat (sistema).

#### 4.2.1 Roda de reação e motor

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  $T_m$  ( $\text{kgm}^2/\text{s}^2$ ). No motor, há uma resistência  $R$  ( $\Omega$ ) devido aos enrolamentos das bobinas. É nessas bobinas que a corrente induz um campo magnético que força o eixo do motor a girar. Isso gera uma tensão contra-eletromotriz  $V_{emf}$  (V), que é mostrada na Equação 4.3.

$$V = iR + V_{emf} \quad (4.3)$$

A relação de um motor com imã permanente entre a corrente, o torque  $T_m$  (Nm) e a constante de torque  $k_T$  (Nm/A) é descrita na Equação 4.4, .

$$T_m = k_T i \quad (4.4)$$

A queda de tensão no motor resulta em uma perda de potência. Essa perda costuma ser pequena (e portanto desprezada) caso o motor esteja em boas condições e sem nenhum defeito. O  $V_{emf}$  pode ser descrito como na Equação 4.5, onde  $k_T$  e  $k_E$  (Vs/rad) são o mesmo para um motor com 100% de eficiência.

$$V_{emf} = k_T \omega_r = k_E \omega_r \quad (4.5)$$

Aproveitando a equação de dinâmica da roda de reação, temos a Equação 4.6, onde  $I_r$  é o total de inércia do motor junto da roda de reação, B é o coeficiente de atrito viscoso e  $\dot{\omega}_r$  é a aceleração angular.

$$T_m = I_r \dot{\omega}_r + B \omega_r \quad (4.6)$$

A Equação 4.3 é substituída na equação 4.4 e substituindo o  $V_{emf}$  pela equação 4.5, obtemos uma expressão que é igual à Equação 4.6, como mostrado a seguir:

$$\begin{aligned} T_m &= k_T i \\ &= k_T \frac{V - V_{emf}}{R} \\ &= k_T \frac{V - k_T \omega_r}{R} = I_r \dot{\omega}_r + B \omega_r \end{aligned} \quad (4.7)$$

Reescrevendo:

$$I_r \dot{\omega}_r + \left( B + \frac{k_T^2}{R} \right) \omega_r = \frac{k_T}{R} V$$

Aplicando então a transformada de Laplace e isolando os termos de saída sobre entrada, obtém-se:

$$\frac{\Omega_r(s)}{V(s)} = \frac{\frac{1}{BR+k_T}}{\frac{I_r R}{BR+k_T^2} s + 1} \quad (4.8)$$

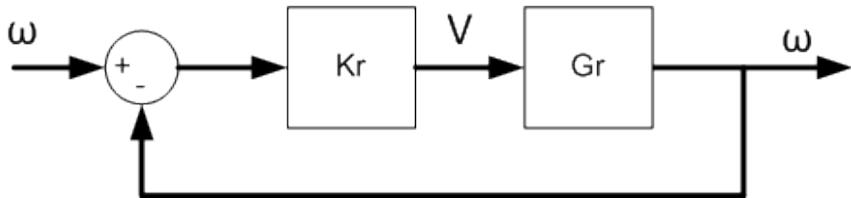
Da Equação 4.8, é possível observar que o valor do denominador e o que multiplica o s são constantes. Portanto, a equação pode ser reescrita da seguinte forma:

$$\frac{\Omega_r(s)}{V(s)} = \frac{k_r}{\tau_r s + 1} \quad (4.9)$$

Onde  $k_r$  e  $\tau_r$  são constantes. Portanto, a Equação 4.9 é o modelo dinâmico do conjunto roda de reação e motor escritos (23).

Para fazer a equação de controle do sistema modelado anteriormente, foi considerado seguinte funcionamento: a entrada do sistema é um *set point* de velocidade angular que é subtraído pela realimentação, gerando um erro que entra no controlador  $K_r$  e sai como uma tensão ( $V$ ), que por sua vez entra na planta  $G_r$  e resulta em uma velocidade angular, fechando a malha. Isso tudo é mostrado a seguir, na Figura 20.

Figura 20: Diagrama de blocos do sistema motor e roda de reação.



FONTE: Arquivo dos autores.

Observando a equação da planta, chegou-se a conclusão de que um controlador Proporcional-Integral (PI) seria o mais adequado. Portanto, tomou-se como base a Equação 4.10 a seguir:

$$K_r(s) = \frac{k_{cr}(s + z_{r0})}{s} \quad (4.10)$$

Onde  $k_{cr}$  é o ganho do controlador e  $z_{r0}$  é o zero do controlador. Para calcular os valores das constantes, precisou-se determinar o valor de  $k_r$  e  $\tau_r$ , dependentes de constantes já conhecidas:  $I_r = 6,128 \cdot 10^{-6} \text{ kgm}^2$ ,  $R = 23,9 \Omega$ ,  $k_T = 11,3 \cdot 10^{-3} \text{ Nm/A}$  e  $B = 4,9 \cdot 10^{-6} \text{ kgm}^2/\text{s}$ . A inércia foi obtida através do *software* de simulação SolidWorks 2013 e validados comparando a massa obtida através dele com a massa real. A resistência e a constante de torque foi obtida no catálogo do motor, no Anexo A. Já o coeficiente de atrito viscoso foi estimado com referência à testes realizados no INPE (33). Com estes valores, calculou-se que  $k_r = 87,588$  e  $\tau_r = 0,598$ .

Com estes valores, o controlador foi projetado de forma que o zero "cancelasse" o polo da planta, portanto:  $z_{r0} = 0,598$ . Já o ganho foi igualado a 2 dividido pelo ganho da planta, para que o ganho final seja igual a 2. Logo:

$$k_{cr} = 2/87,588 \Rightarrow k_{cr} = 0,022834$$

Substituindo os valores encontrados na Equação 4.10, obtemos:

$$K_r(s) = \frac{0,022834(s + 0,598)}{s} \quad (4.11)$$

Discretizando a Equação 4.11 no *software* matemático MATLAB com período de amostragem  $T = s$ , através do método de Tustin, obteve-se a equação:

$$K_r(z) = \frac{0,023107314300773 - 0,022561042095081}{z - 1} \quad (4.12)$$

Da Equação 4.12, obtém-se a equação de diferenças implementada no microcontrolador:

$$u_{rk} = u_{rk-1} + 0,023107314300773e_{rk} - 0,022561042095081e_{rk-1} \quad (4.13)$$

O elevado número de casas decimais é devido ao fato dos valores serem muito próximos entre si, podendo levar a uma diferença de erros muito pequena, causando um erro estacionário.

#### 4.2.2 CubeSat

O satélite será afetado pela rotação dos conjuntos motor - roda de reação. Pela terceira Lei de Newton, o momento torçor que age no conjunto reage no sistema, criando um momento torçor de igual intensidade no sentido contrário, como mostrado na Equação 4.14.

$$M_r = M \quad (4.14)$$

Onde  $M_r$  é o momento torçor do conjunto e  $M$  é o momento torçor do sistema. Pode-se considerar que a dinâmica do sistema é composta unicamente por uma inércia sujeita a um torque resistivo causado por um coeficiente de atrito seco com o ar. Ou seja,  $M_r$  é causado pela inércia da roda de reação somada com a inércia do rotor do motor  $I_r$  multiplicados pela aceleração angular  $\dot{\omega}_r$ . Enquanto  $M$  é a inércia do satélite  $I$  multiplicado pela aceleração do sistema  $\dot{\omega}$ , decrescido do coeficiente de atrito  $C$  multiplicado pela velocidade angular  $\omega$ . Isso é demonstrado a seguir, na Equação 4.15.

$$I_r\dot{\omega}_w = I\dot{\omega} - C\omega \quad (4.15)$$

Reorganizando a equação, aplicando Laplace e isolando os termos de entrada (velocidade da roda de reação) sobre a saída (velocidade do satélite), obtemos a Equação 4.16 mostrada a seguir.

$$\frac{\Omega(s)}{\Omega(s)_r} = \frac{I_r s}{I s - C} \quad (4.16)$$

Ao colocar um integrador na saída do sistema, obtemos a posição dele, que é a variável a ser controlada. Isso significa que a Equação 4.17 a seguir é o modelo dinâmico do sistema.

$$\frac{\Theta(s)}{\Omega(s)_r} = \frac{I_r}{Is - C} \quad (4.17)$$

# 5 Protótipo

Nesta seção está a descrição de como foi feito o protótipo do CubeSat. Desde os elementos individuais, como as rodas de reação, suportes dos motores, estruturas mecânicas e placas eletrônicas, até o CubeSat como um todo.

## 5.1 Rodas de reação

Os protótipos das rodas de reação foram feitos em aço 1020 em um torno CNC (Baron-Max, Taiwan) pela empresa Rudloff. A seguir, na Figura 21, uma imagem de como ficaram.

Figura 21: Modelo das rodas de reação.



FONTE: Arquivo dos autores.

## 5.2 Suporte do motor

Para uma pré validação do projeto do suporte do motor, foi feito um modelo impresso em uma impressora 3D (Clever, Porto Alegre, RS), como mostrado a seguir na Figura 22. Esse modelo foi usado para garantir o batimento dos furos do suporte com os do motor.

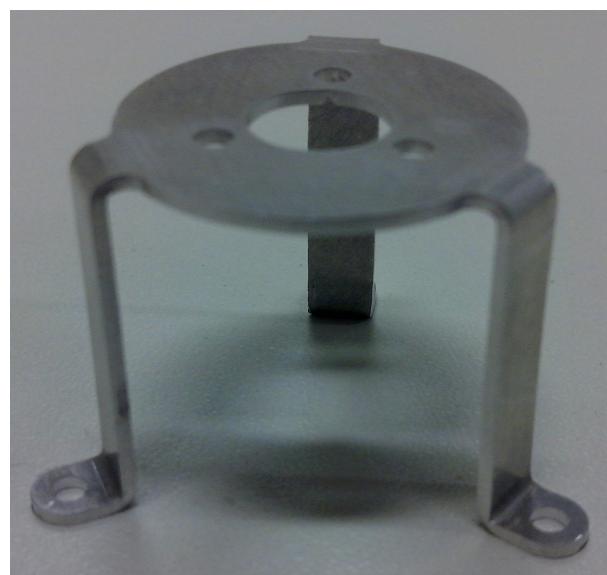
Figura 22: Protótipo em resina do suporte do motor.



FONTE: Arquivo dos autores.

Uma vez validado, foi mandado fazer um modelo em alumínio, através do corte por máquina de corte laser (Bystronic, Suíça) e dobra, através de uma dobradeira (Bystronic, Suíça). Esse modelo é mostrado a seguir, na Figura 23.

Figura 23: Modelo em metal do suporte do motor.

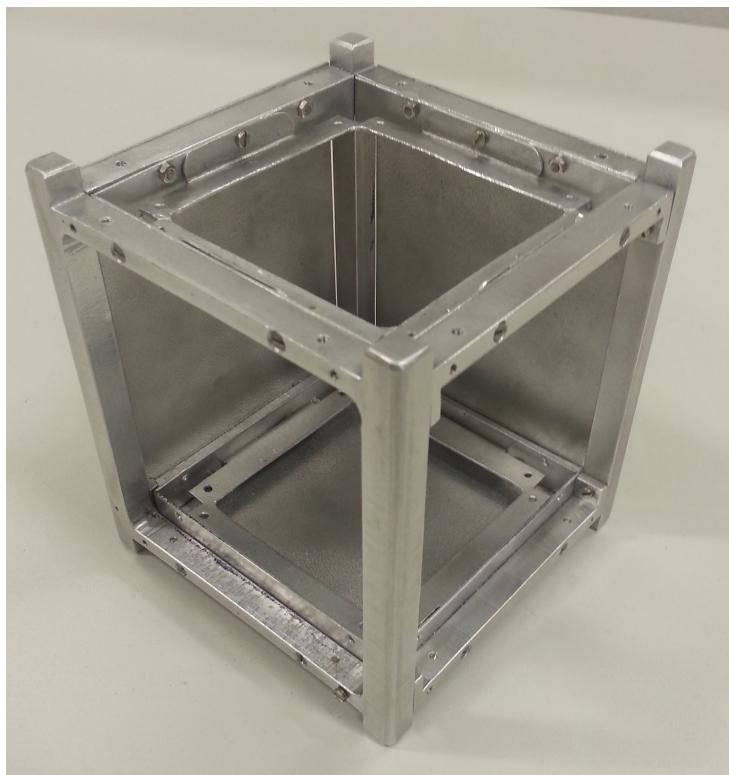


FONTE: Arquivo dos autores.

### 5.3 Estrutura mecânica

Um primeiro protótipo da estrutura mecânica foi fabricado na oficina mecânica da Mauá para que pudesse ser feitos os primeiros testes de encaixe, tanto da própria estrutura quanto das placas de circuito eletrônico, inteira em alumínio. A seguir, na Figura 24, a estrutura montada. Foram deixadas três chapas de fechamento removidas para que fosse possível visualizar o interior do mesmo.

Figura 24: Primeiro protótipo do CubeSat com três 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 é mostrado a seguir, na Figura 25.

Figura 25: Versão final da estrutura do CubeSat.

FONTE: Arquivo dos autores.

### 5.4 Placas eletrônicas

## 6 Resultados e discussões

## 7 Conclusões

# Referências

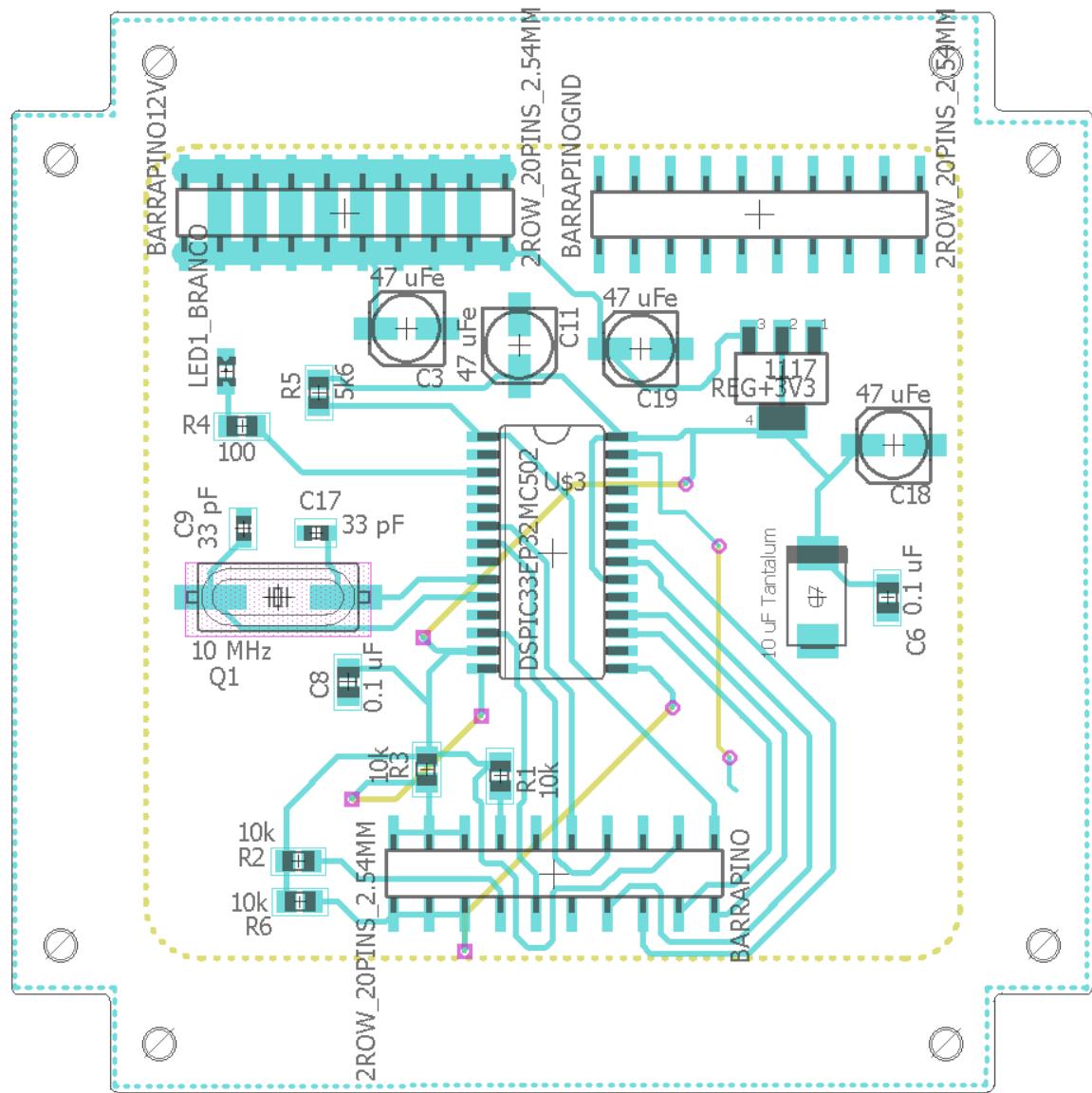
- 1 NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). *CubeSat ELaNa III Launch on NPP Mission.* [S.l.], 2011. Disponível em: <[http://www.nasa.gov/directorates/heo/home/CubeSats\\_initiative.html#.VQyA-\\_nF-6w](http://www.nasa.gov/directorates/heo/home/CubeSats_initiative.html#.VQyA-_nF-6w)>. Acesso em: 20 de março de 2015. Citado na página 21.
- 2 CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY. *CubeSat Design Specification.* San Luis Obispo, 2014. 42 p. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 42.
- 3 FRANCOIS-LAVET, V. *Study of passive and active attitude control systems for the OUFTI nanosatellites.* Liege, 2010. 101 p. Citado 4 vezes nas páginas 21, 25, 26 e 27.
- 4 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.
- 5 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.
- 6 HELVAJIAN H.; JASON, S. W. (Ed.). *Small Satellites: Past, Present, and Future.* Reston, 2008. 59 p. Citado na página 24.
- 7 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](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.
- 8 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](http://space.skyrocket.de/doc_sdat/vermont-lunar-cubesat-1.htm)>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 24.
- 9 TWIGGS, R. *QuakeFinder - About QuakeSat.* [S.l.], 2003. Disponível em: <<https://www.quakefinder.com/science/about-quakesat/>>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 24.
- 10 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.
- 11 TARABA, M. *Boeing's CubeSat TestBed 1 Attitude Determination Design and On-Orbit Experience.* Huntington Beach, 2007. 9 p. Citado na página 24.
- 12 MICROCHIP TECHNOLOGY. *Welcome to your planet - Planet Labs.* [S.l.], 2015. Disponível em: <<https://www.planet.com/>>. Acesso em: 06 de julho de 2015. Citado na página 24.
- 13 AALBORG UNIVERSITY. *AAUSAT4.* [S.l.], 2014. Disponível em: <<http://www.space.aau.dk/aausat4/>>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 25.

- 14 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 25.
- 15 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 25.
- 16 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](http://www.esa.int/Education/Central_and_eastern_Europe_make_history_with_small_satellites)>. Acesso em: 16 de março de 2015. Citado na página 25.
- 17 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 25.
- 18 BÜRGER, E. E. *Proposta de método para AIT de pico e nanossatélites*. São José dos Campos, 2014. 308 p. Citado na página 25.
- 19 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 25.
- 20 INTITUTO 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.
- 21 LUKASZYNSKI, P. G. *Attitude control hardware and software for nanosatellites*. Toronto, 2013. 111 p. Citado na página 27.
- 22 UNIVERSITY OF MICHIGAN. *PEPL Thrusters: CubeSat Ambipolar Thruster*. [S.l.], 2013. Disponível em: <<http://pepl.ingen.umich.edu/thrusters/CAT.html>>. Acesso em: 23 de março de 2015. Citado na página 27.
- 23 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 28, 29, 39 e 49.
- 24 SHARING EARTH OBSERVATION RESOURCES. *Earth Observation Resources*. [S.l.], 2013. Disponível em: <[https://directory.eoportal.org/documents/163813/415765/BRITE\\_Auto12](https://directory.eoportal.org/documents/163813/415765/BRITE_Auto12)>. Acesso em: 23 de março de 2015. Citado na página 28.
- 25 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 29.

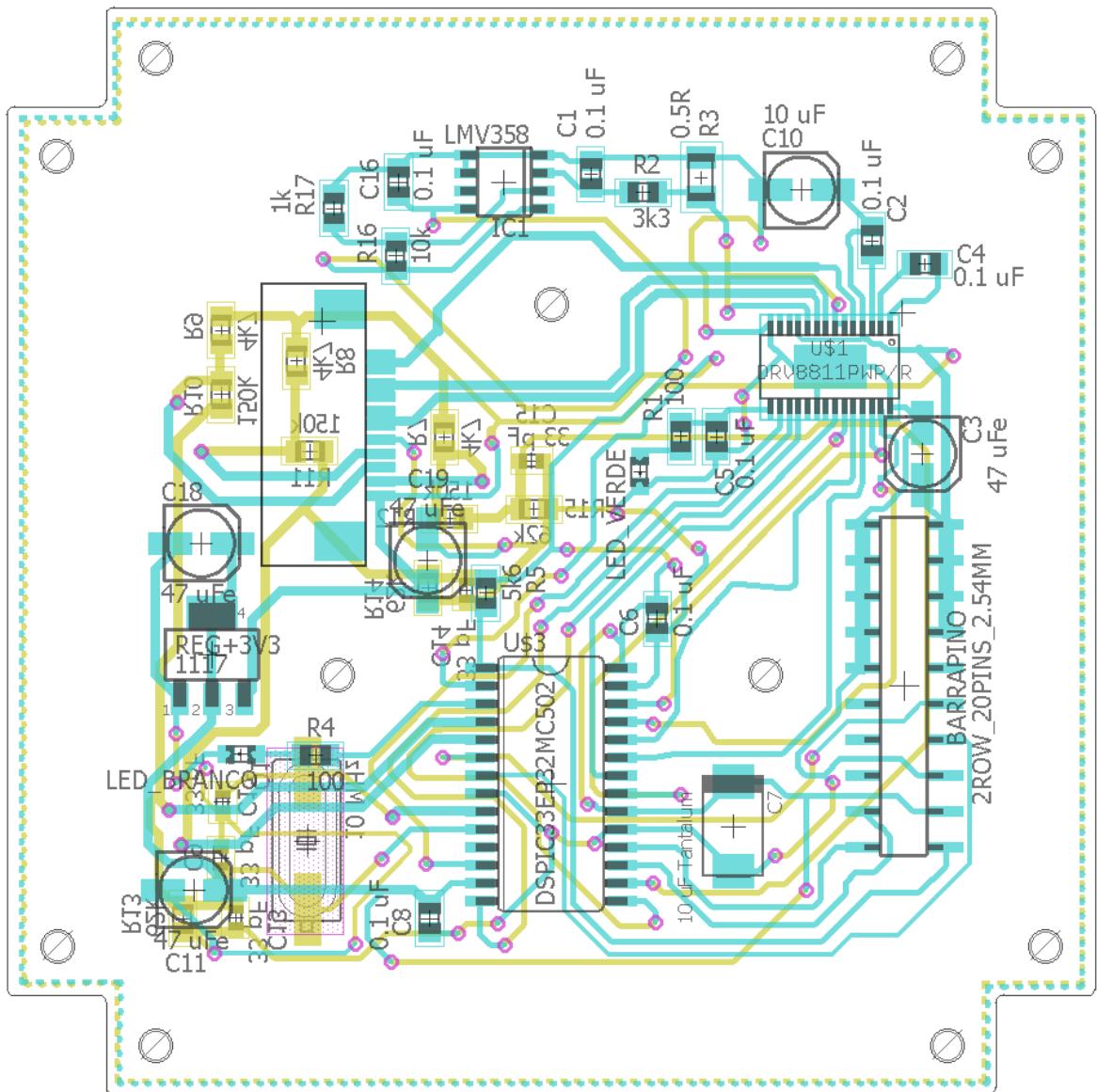
- 26 SPARKFUN. *HMC6343*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<https://www.sparkfun.com/products/12916>>. Acesso em: 16 de maio de 2015. Citado na página 30.
- 27 NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). *Small Spacecraft Technology State of the Art*. [S.l.], 2014. Disponível em: <[https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/Small\\_Spacecraft\\_Technology\\_State\\_of\\_the\\_Art\\_2014.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/Small_Spacecraft_Technology_State_of_the_Art_2014.pdf)>. Acesso em: 25 de julho de 2015. Citado 2 vezes nas páginas 31 e 34.
- 28 MICROCHIP TECHNOLOGY. *dsPIC33EPXXXGP50X, ds-PIC33EPXXXMC20X/50X and PIC24EPXXXGP/MC20X*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/70000657H.pdf>>. Acesso em: 27 de julho de 2015. Citado na página 31.
- 29 TEXAS INSTRUMENTS. *LDRV8313 Triple Half-H-Bridge Driver IC*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.ti.com/lit/ds/symlink/drv8313.pdf>>. Acesso em: 22 de julho de 2015. Citado 2 vezes nas páginas 33 e 34.
- 30 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 39.
- 31 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 40.
- 32 NORTON, R. *Projeto de Máquinas; Uma Abordagem Integrada*. Porto Alegre, 2004. 931 p. Citado 2 vezes nas páginas 46 e 47.
- 33 CARRARA V.; MILANI, P. G. *Controle de uma mesa de mancal a ar de um eixo*. São José dos Campos, 2007. 6 p. Citado na página 50.

# Apêndices

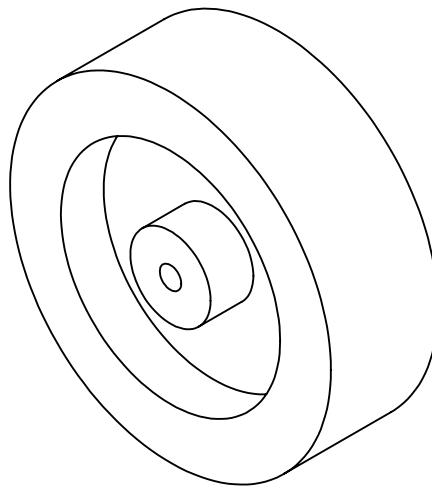
# APÊNDICE A – Desenho da placa de controle



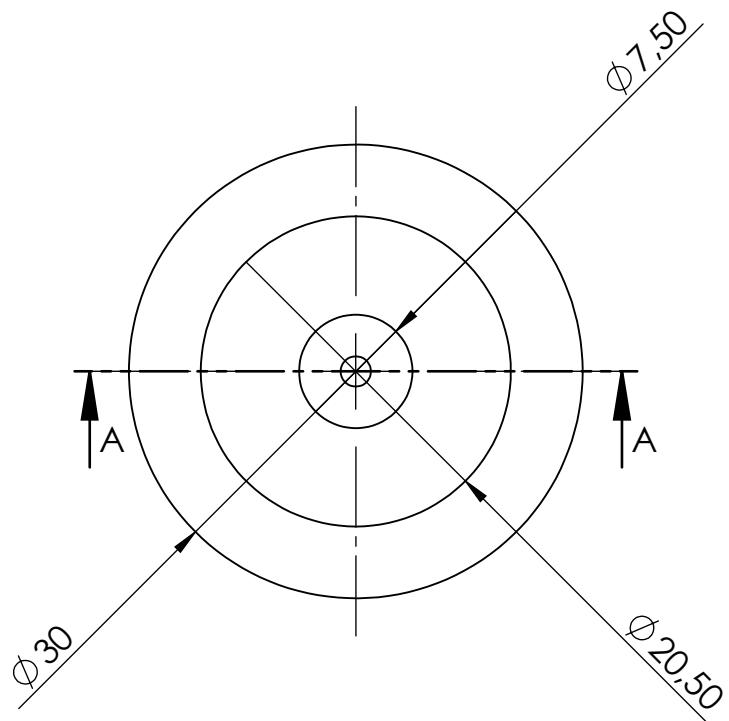
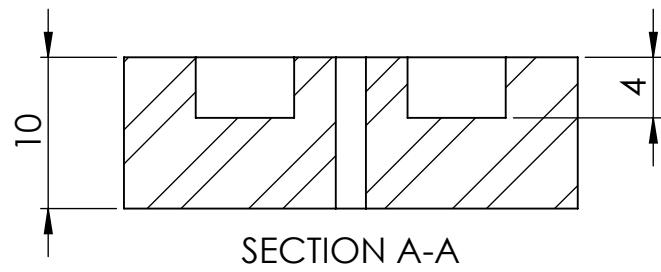
## APÊNDICE B – Desenho da placa dos motores



## APÊNDICE C – Desenho da roda de reação

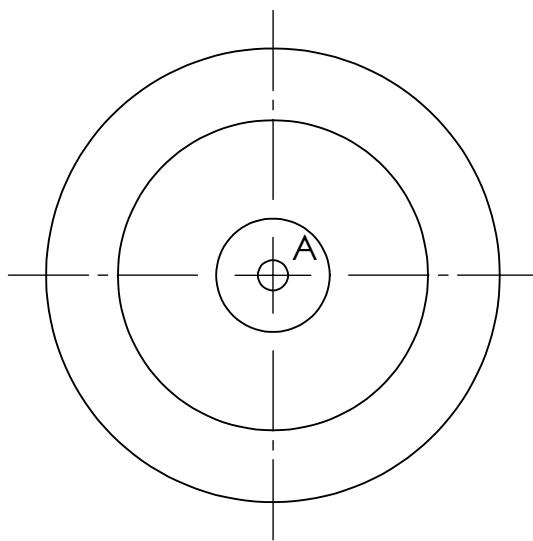


LOCALIZAÇÃO			DESCRIÇÃO		
Folha02			Dimensões Fabricação		
Folha03			Localização e Especificação Furos		
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6 TOLERÂNCIAS: LINEAR: $\pm 0.1$ ANGULAR: $\pm 1^\circ$	QUANTIDADE:  01 pçs	REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS	NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO	REVISÃO	
CubeSat Mauá					
	NOME	RA	DATA	TÍTULO:	
INTEGR. DO GRUPO	Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	01/06/15	Roda de Reação	
	Felipe Ramos de Faria	10.00691-5		Cubesat-Reaction-Wheel	
	William Mazi	10.00308-8		A4	
PROF.	Dr. Rodrigo Alvite Romano		MATERIAL:  Alumínio	DES. Nº	
		PESO:		ESCALA:2:1	FOLHA 1 DE 3



SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6 TOLERÂNCIAS: LINEAR: $\pm 0,1$ ANGULAR: $\pm 1^\circ$	QUANTIDADE: 01 pçs	REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS	NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO	REVISÃO
<b>CubeSat Mauá</b>				
INTEGR. DO GRUPO	NOME	RA	DATA	TÍTULO:
	Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	01/06/15	Roda de Reação
	Felipe Ramos de Faria	10.00691-5		Dimensões Fabricação
PROF.	William Mazi	10.00308-8		
	Dr. Rodrigo Alvite Romano		MATERIAL:	DES. N°
			Alumínio	Cubesat-Reaction-Wheel
		PESO:	ESCALA:2:1	FOLHA 2 DE 3
				A4

PLANO	RÓTULO	TAMANHO	PROFOUNDIDADE	DETALHE	QUANTIDADE
FRONTAL	A	2,00 H7	PASSANTE	SEM ROSCA	1



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

CubeSat Mauá

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME

RA

DATA

Augusto Bonangelo Costa 09.02052-7 01/06/15  
Felipe Ramos de Faria 10.00691-5  
William Mazi 10.00308-8

TÍTULO:

Roda de Reação

Localização e Especificação Furos

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. Nº

Cubesat-Reaction-Wheel

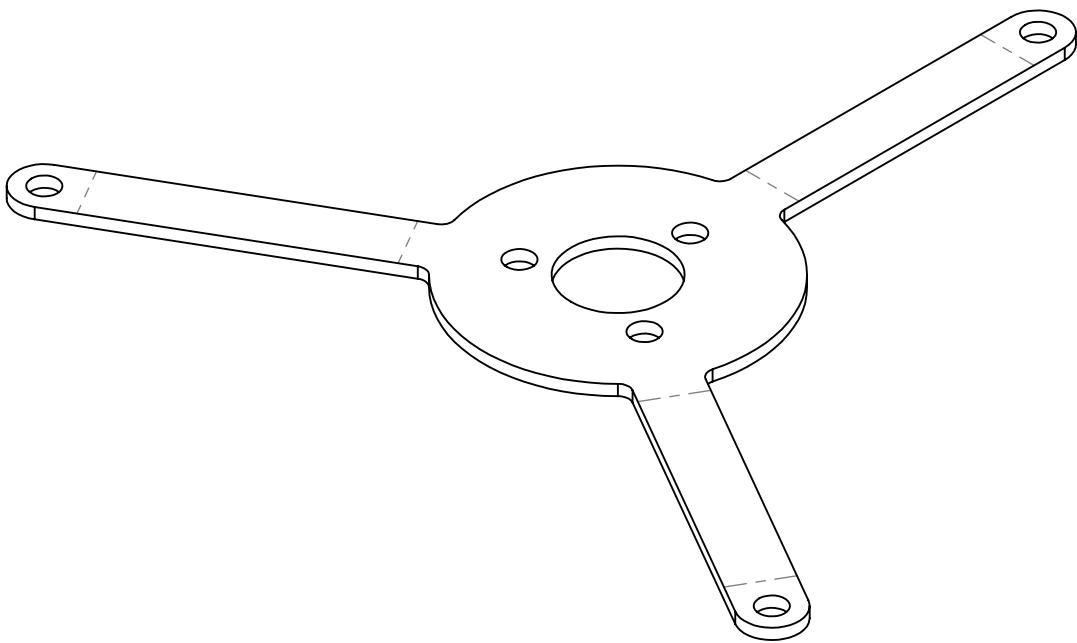
A4

PESO:

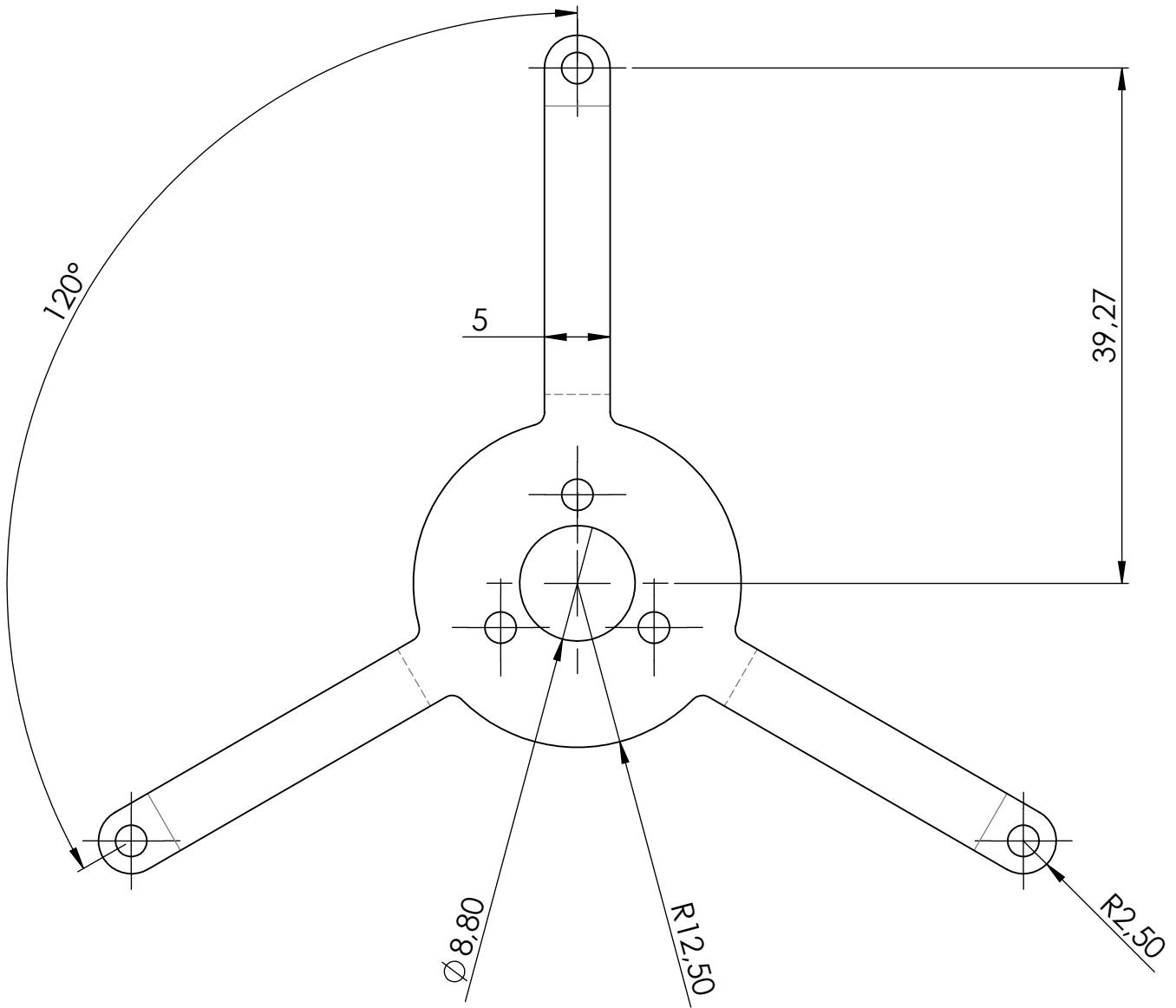
ESCALA:2:1

FOLHA 3 DE 3

## **APÊNDICE D – Desenho do suporte do motor**



LOCALIZAÇÃO			DESCRIÇÃO		
Folha02			Dimensões Fabricação		
Folha03			Localização Furos		
Folha04			Especificação Furos		
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6 TOLERÂNCIAS: LINEAR: $\pm 0,1$ ANGULAR: $\pm 1^\circ$	QUANTIDADE:	01 pçs	REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS	NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO	REVISÃO
<b>CubeSat Mauá</b>					
TÍTULO:					
<b>Suporte do Motor</b>					
INTEGR. DO GRUPO	NOME	RA	DATA		
	Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	15/05/15		
	Felipe Ramos de Faria	10.00691-5			
	William Mazi	10.00308-8			
PROF.	Dr. Rodrigo Alvite Romano		MATERIAL:	DES. Nº	A4
			Alumínio		
		PESO:		ESCALA:2:1	FOLHA 1 DE 7



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

CubeSat Mauá

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME

RA

DATA

Augusto Bonangelo Costa 09.02052-7 15/05/15  
Felipe Ramos de Faria 10.00691-5  
William Mazi 10.00308-8

TÍTULO:

Suporte do Motor  
Dimensões Fabricação

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. Nº

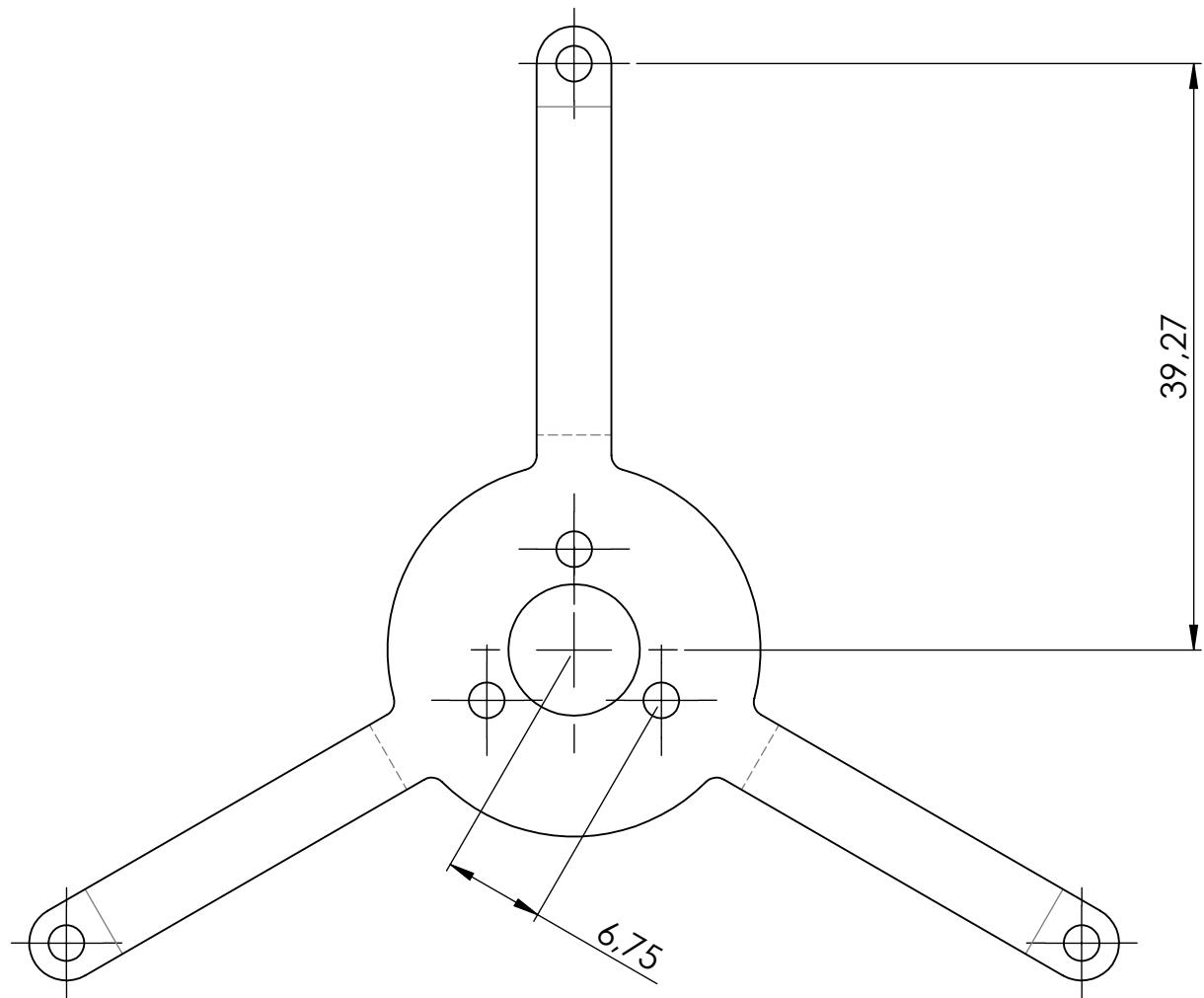
Cubesat-Struct-Int-Motor-Suport

A4

PESO:

ESCALA:2:1

FOLHA 2 DE 7



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

## CubeSat Mauá

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME	RA	DATA
Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	15/05/15
Felipe Ramos de Faria	10.00691-5	
William Mazi	10.00308-8	

TÍTULO:

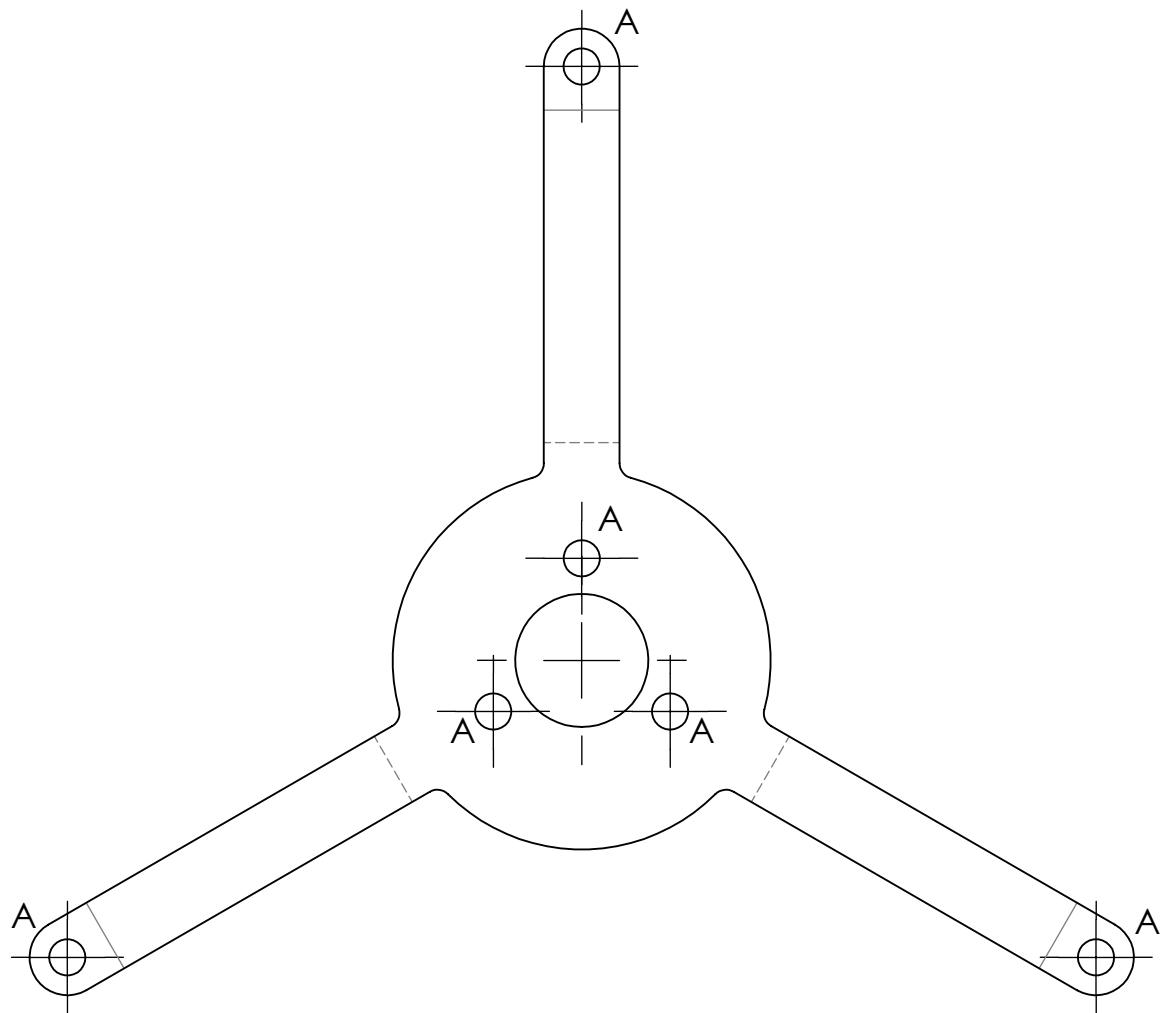
Suporte do Motor  
Localização Furos

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano	MATERIAL:
	Alumínio
	DES. Nº
	Cubesat-Struct-Int-Motor-Suport
	ESCALA:2:1
	FOLHA 3 DE 7

A4

PLANO	RÓTULO	TAMANHO	PROFOUNDIDADE	DETALHE	QUANTIDADE
FRONTAL	A	2,40 (M2)	PASSANTE	SEM ROSCA	6



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

CubeSat Mauá

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME

RA

DATA

TÍTULO:

Augusto Bonangelo Costa

09.02052-7

15/05/15

Felipe Ramos de Faria

10.00691-5

William Mazi

10.00308-8

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. Nº

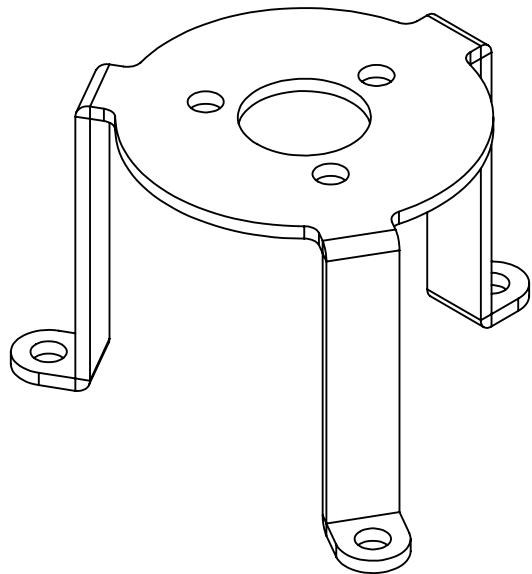
Cubesat-Struct-Int-Motor-Suport

A4

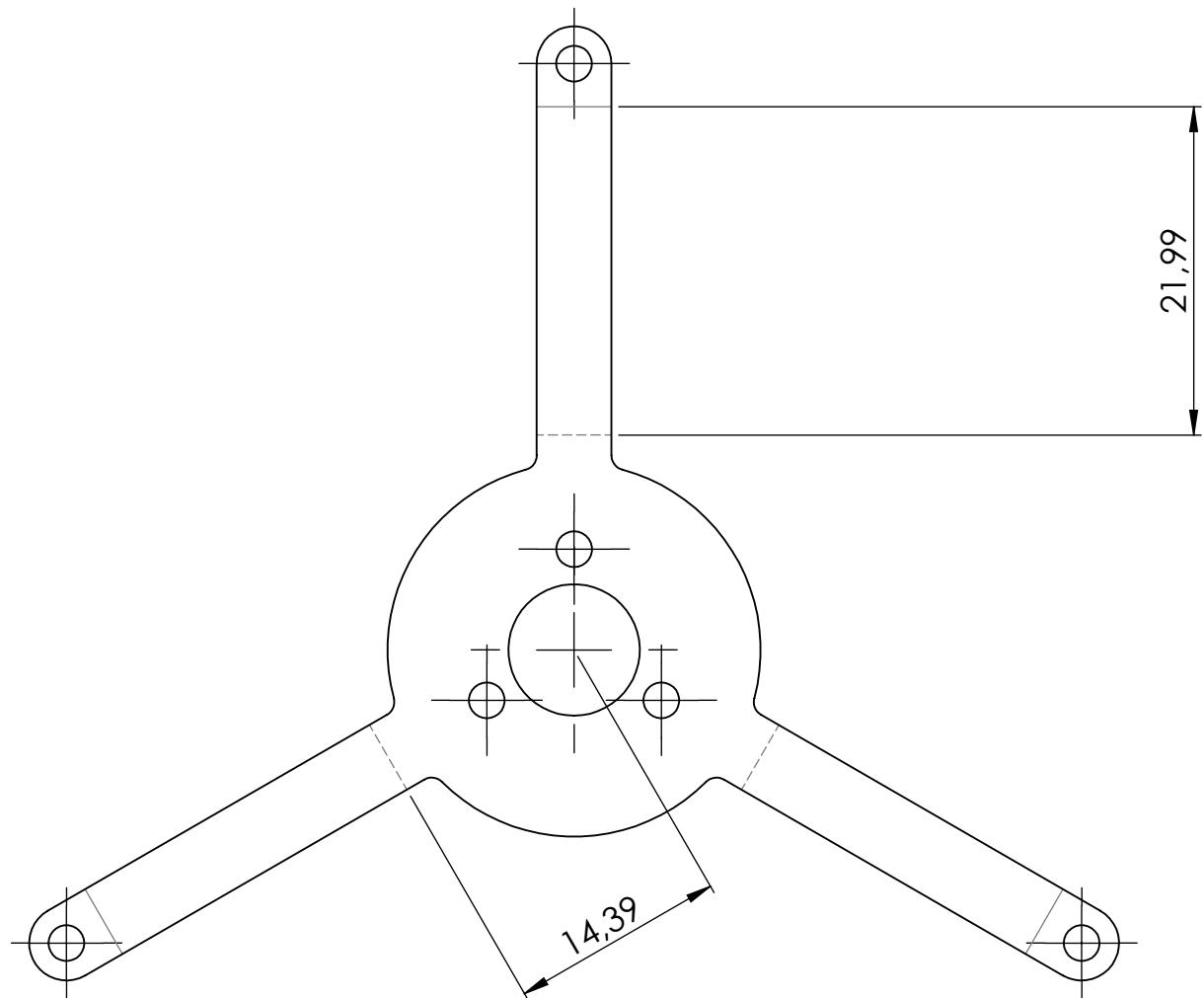
Suporte do Motor  
Especificação Furos

ESCALA:2:1

FOLHA 4 DE 7



LOCALIZAÇÃO			DESCRIÇÃO		
Folha06			Localização Dobras		
Folha07			Especificação Dobras		
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6 TOLERÂNCIAS: LINEAR: $\pm 0.1$ ANGULAR: $\pm 1^\circ$	QUANTIDADE:	01 pçs	REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS	NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO	REVISÃO
<b>CubeSat Mauá</b>					
			TÍTULO:	<b>Suporte do Motor</b>	
INTEGR. DO GRUPO	NOME	RA	DATA		
	Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	15/05/15		
	Felipe Ramos de Faria	10.00691-5			
	William Mazi	10.00308-8			
PROF.	Dr. Rodrigo Alvite Romano		MATERIAL:	DES. Nº	
			Alumínio	A4	
				Cubesat-Struct-Int-Motor-Suport	
			PESO:	ESCALA:2:1	FOLHA 5 DE 7



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

## CubeSat Mauá

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME	RA	DATA
Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	15/05/15
Felipe Ramos de Faria	10.00691-5	
William Mazi	10.00308-8	

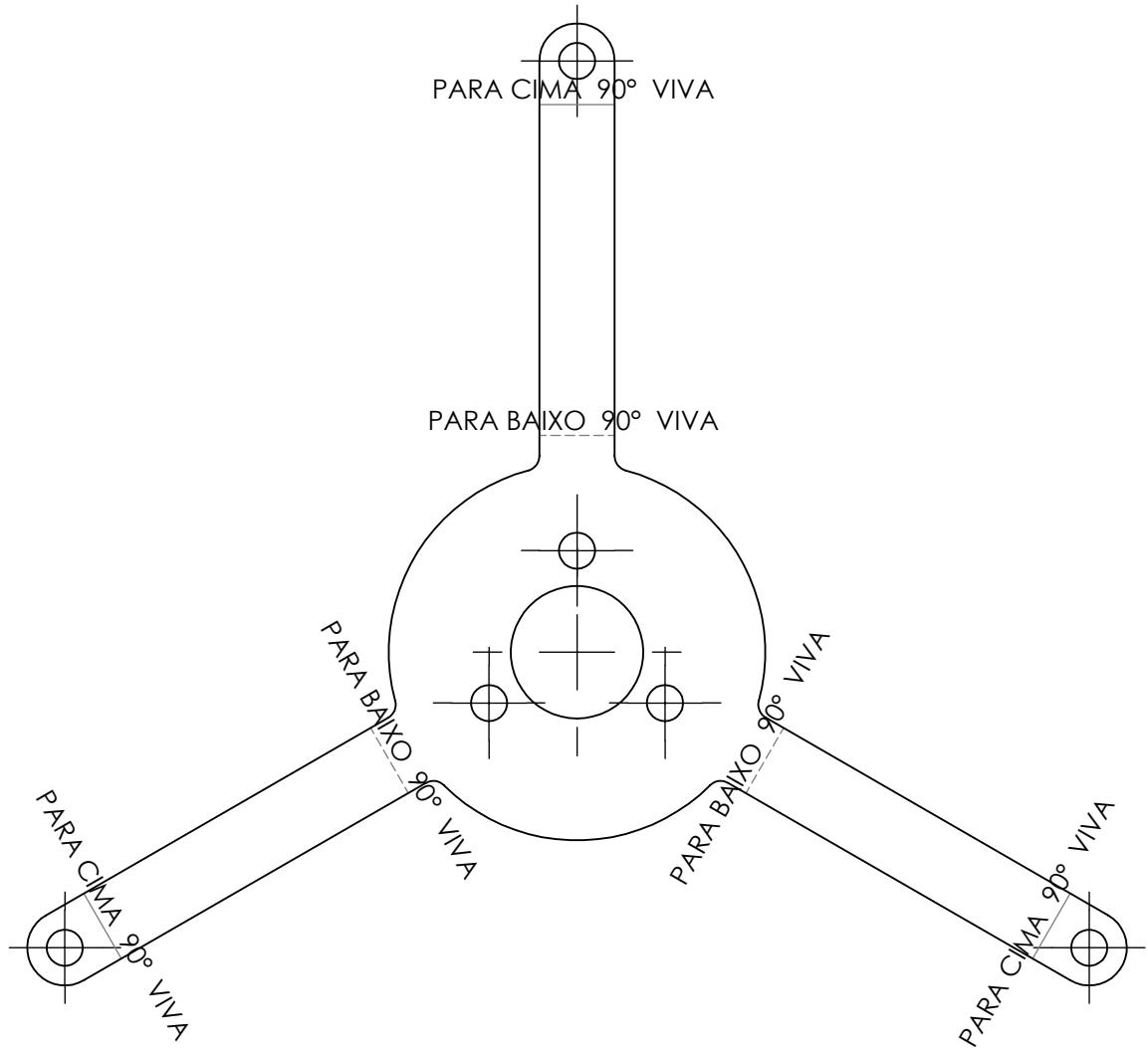
TÍTULO:

Suporte do Motor  
Localização Dobras

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano	MATERIAL:
	Alumínio
	DES. Nº
	Cubesat-Struct-Int-Motor-Suport
	ESCALA:2:1
	FOLHA 6 DE 7

A4



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

CubeSat Mauá

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME RA DATA

Augusto Bonangelo Costa 09.02052-7 15/05/15

Felipe Ramos de Faria 10.00691-5

William Mazi 10.00308-8

TÍTULO:

Suporte do Motor  
Especificação Dobras

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. N°

Cubesat-Struct-Int-Motor-Suport

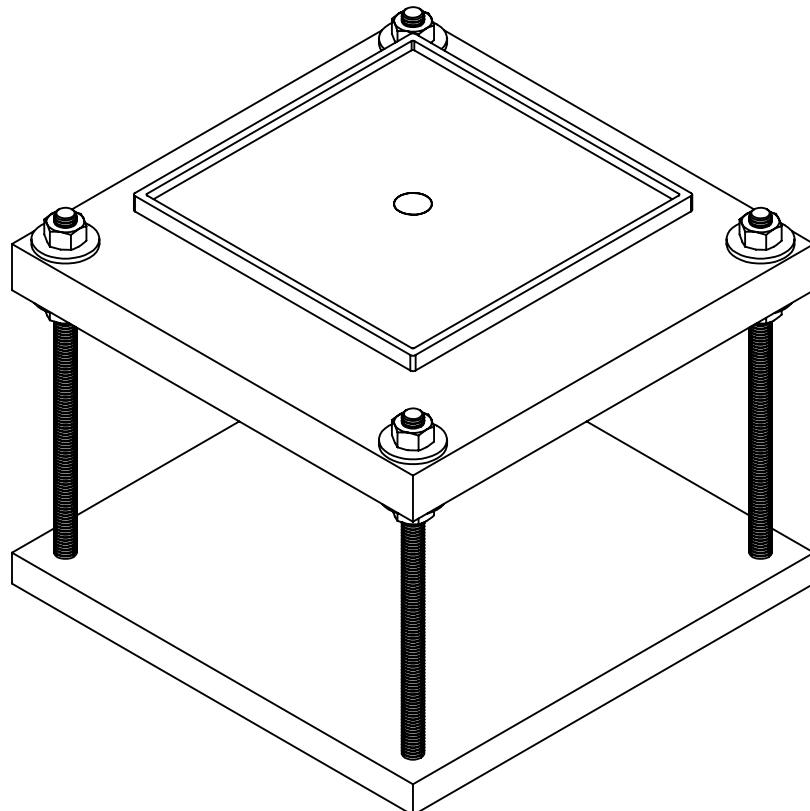
A4

PESO:

ESCALA:2:1

FOLHA 7 DE 7

## APÊNDICE E – Desenho da base de testes



### LOCALIZAÇÃO

Folha02

### Descrição

Componentes para Montagem

SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

## Base de Testes

TÍTULO:

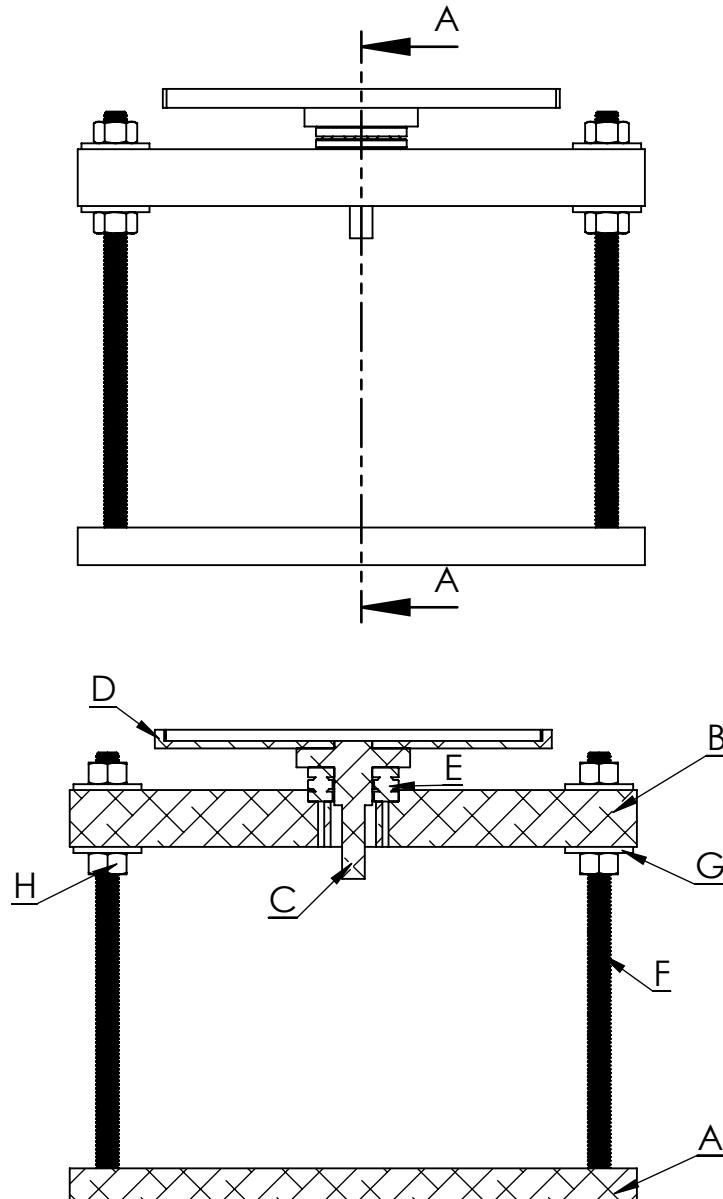
Montagem

INTEGR. DO GRUPO	NOME		RA	DATA	
	Augusto Bonangelo Costa		09.02052-7	31/09/15	
	Felipe Ramos de Faria		10.00691-5		
	William Mazi		10.00308-8		

PROF.	Dr. Rodrigo Alvite Romano	MATERIAL:		DES. Nº	Testbase-Assembly	
					PESO:	ESCALA:1:2

A4

FOLHA 1 DE 2



SECTION A-A

RÓTULO	NOME	QUANTIDADE
A	BASE INFERIOR	1
B	BASE SUPERIOR	1
C	EIXO	1
D	BASE CUBESAT	1
E	ROLAMENTO AXIAL 51100	1
F	BARRA ROSCADA M6	4
G	ARRUELA M6	8
H	PORCA M6	8

SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

Base de Testes

INTEGR. DO GRUPO	NOME	RA	DATA
	Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	31/09/15
	Felipe Ramos de Faria	10.00691-5	
	William Mazi	10.00308-8	

TÍTULO:

Componentes  
para Montagem

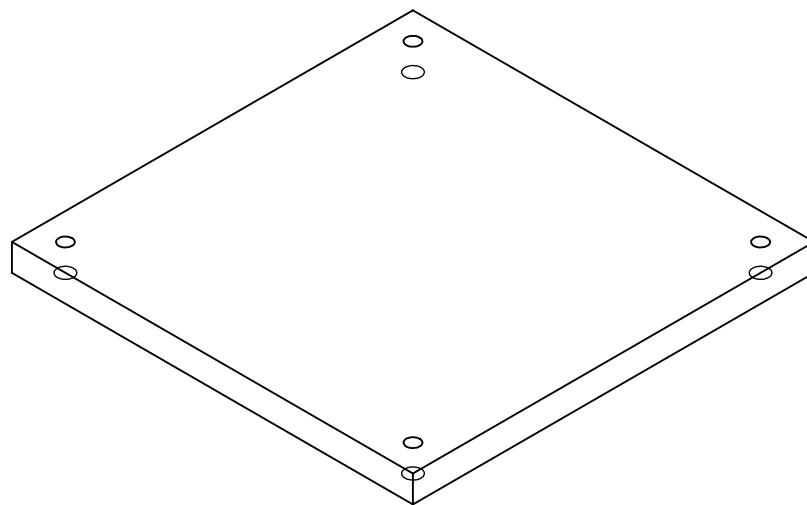
PROF.	NOME	MATERIAL:	DES. N°
	Dr. Rodrigo Alvite Romano		

Testbase-Assembly

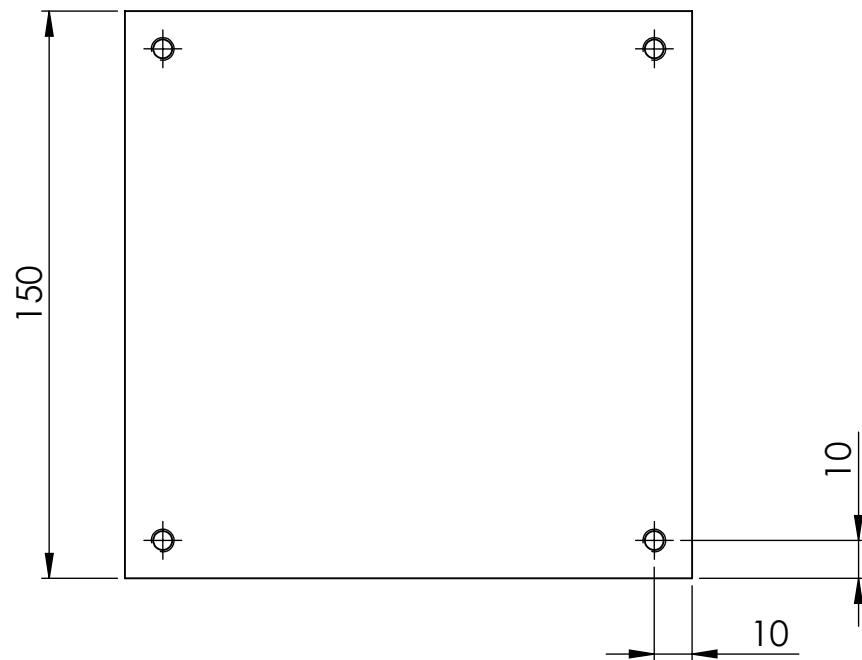
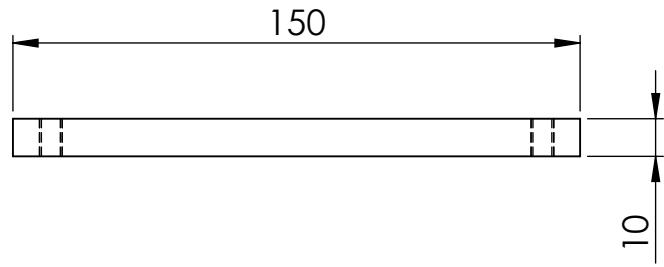
A4

ESCALA:1:2

FOLHA 2 DE 2



LOCALIZAÇÃO				DESCRIÇÃO	
Folha02				Dimensões Fabricação e Localização Furos	
Folha03				Especificação Furos	
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6 TOLERÂNCIAS: LINEAR: $\pm 0,1$ ANGULAR: $\pm 1^\circ$	QUANTIDADE:	01 pçs	REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS	NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO	REVISÃO
<b>Base de Testes</b>					
INTEGR. DO GRUPO	NOME	RA	DATA	TÍTULO:	
	Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	30/07/15	Base Inferior	
	Felipe Ramos de Faria	10.00691-5			
	William Mazi	10.00308-8			
PROF.	Dr. Rodrigo Alvite Romano		MATERIAL:	DES. Nº	A4
			Alumínio	Testbase-Struct-Base-Low	
		PESO:		ESCALA:1:2	FOLHA 1 DE 3



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

## Base de Testes

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME RA DATA

Augusto Bonangelo Costa 09.02052-7 30/07/15

Felipe Ramos de Faria 10.00691-5

William Mazi 10.00308-8

TÍTULO:

### Base Inferior

Dimensões Fabricação - Localização Furos

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. N°

Testbase-Struct-Base-Low

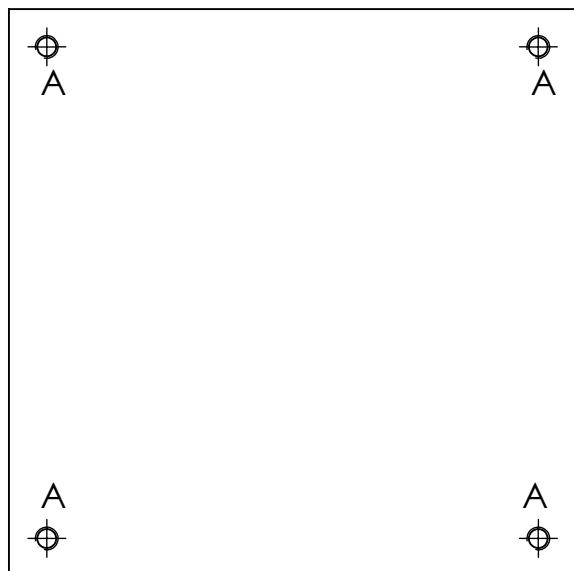
A4

PESO:

ESCALA:1:2

FOLHA 2 DE 3

PLANO	RÓTULO	TAMANHO	PROFOUNDIDADE	DETALHE	QUANTIDADE
FRONTAL	A	M6	PASSANTE	COM ROSCA	4



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

## Base de Testes

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME

RA

DATA

Augusto Bonangelo Costa 09.02052-7 30/07/15

Felipe Ramos de Faria 10.00691-5

William Mazi 10.00308-8

TÍTULO:

Base Inferior  
Especificação Furos

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. Nº

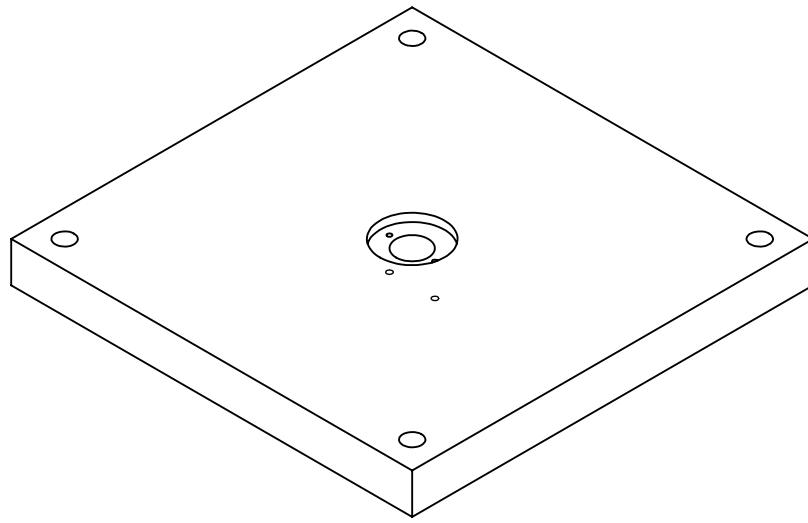
Testbase-Struct-Base-Low

A4

PESO:

ESCALA:1:2

FOLHA 3 DE 3



LOCALIZAÇÃO		DESCRIÇÃO	
Folha02		Dimensões Fabricação	
Folha03		Localização Furos	
Folha04		Especificação Furos	

SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

## Base de Testes

INTEGR.  
DO  
GRUPO

Augusto Bonangelo Costa 09.02052-7 30/07/15

Felipe Ramos de Faria 10.00691-5

William Mazi 10.00308-8

TÍTULO:

## Base Superior

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. Nº

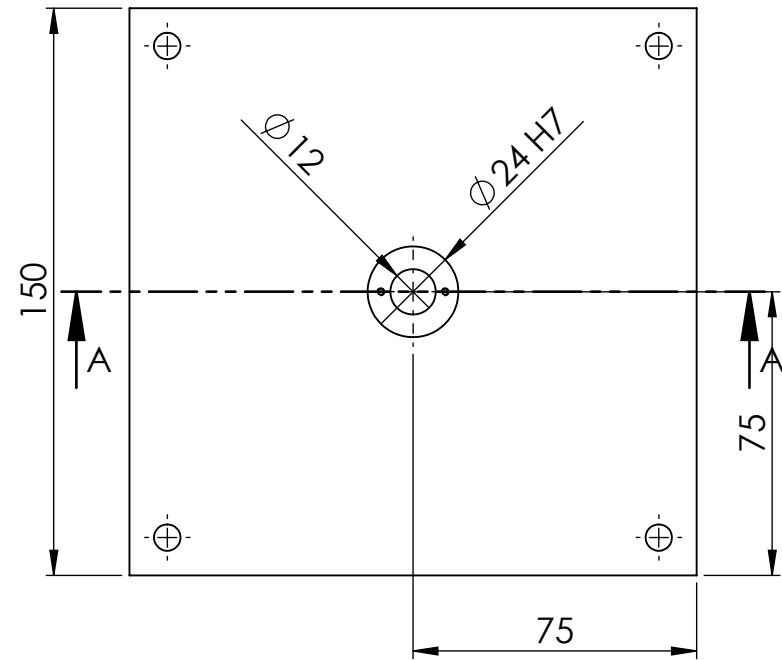
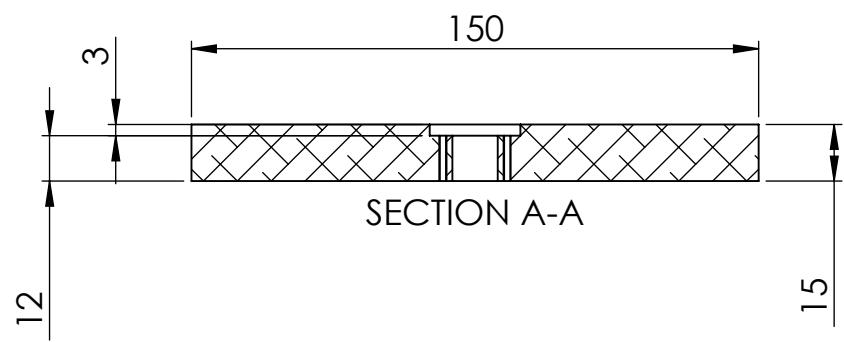
Testbase-Struct-Base-Top

A4

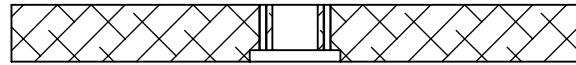
PESO:

ESCALA:1:2

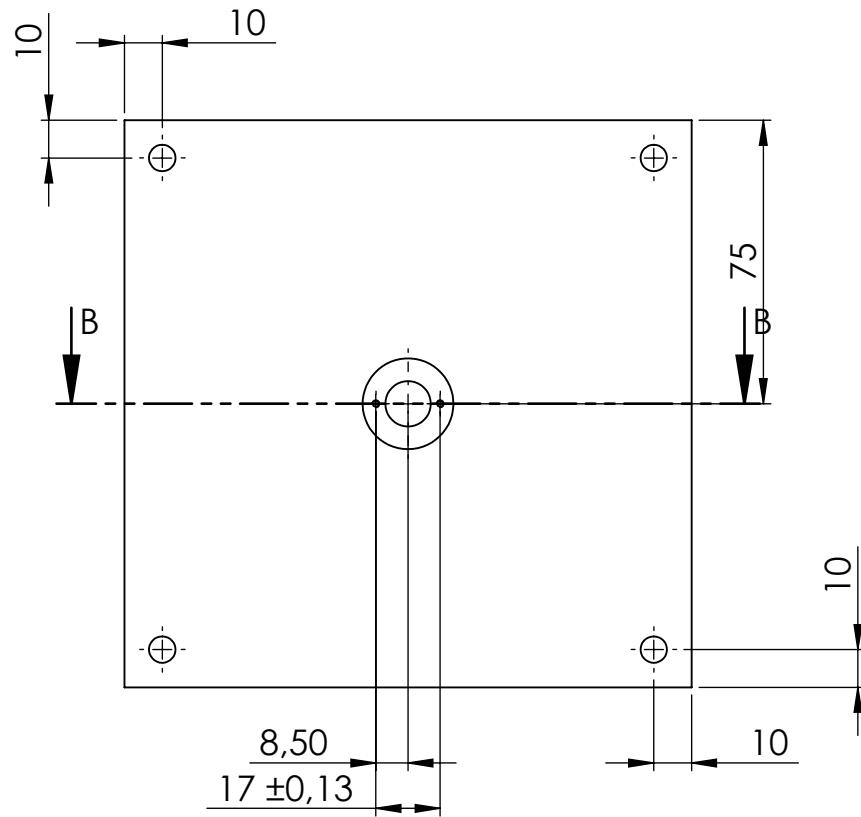
FOLHA 1 DE 4



SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6 TOLERÂNCIAS: LINEAR: $\pm 0,1$ ANGULAR: $\pm 1^\circ$	QUANTIDADE: 01 pçs	REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS	NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO	REVISÃO
<b>Base de Testes</b>				
INTEGR. DO GRUPO	NOME	RA	DATA	TÍTULO:
	Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	30/07/15	Base Superior Dimensões Fabricação
	Felipe Ramos de Faria	10.00691-5		
PROF.	William Mazi	10.00308-8		
	Dr. Rodrigo Alvite Romano		MATERIAL:	Testbase-Struct-Base-Top
			Alumínio	
		PESO:	DES. N°	
			ESCALA: 1:2	FOLHA 2 DE 4



SECTION B-B



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

## Base de Testes

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME

RA

DATA

TÍTULO:

Base Superior

Localização Furos

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. N°

Testbase-Struct-Base-Top

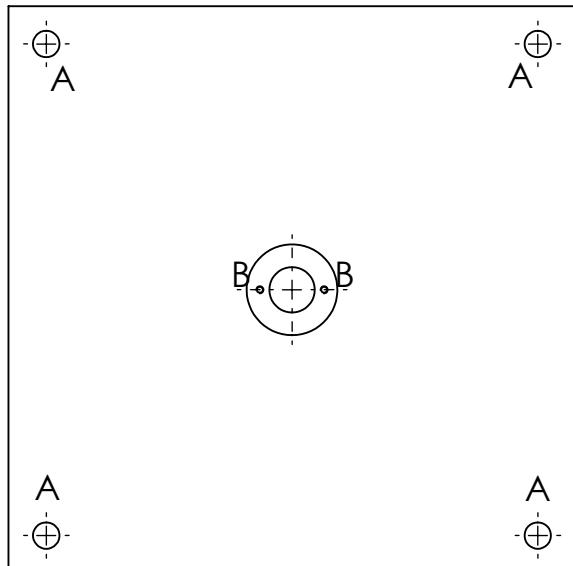
A4

PESO:

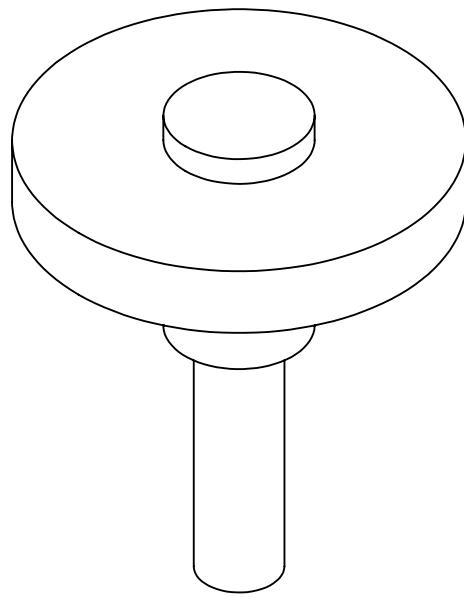
ESCALA:1:2

FOLHA 3 DE 4

PLANO	RÓTULO	TAMANHO	PROFOUNDIDADE	DETALHE	QUANTIDADE
FRONTAL	A	7,00 (M6)	PASSANTE	SEM ROSCA	4
FRONTAL	B	M2	PASSANTE	COM ROSCA	2



SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6 TOLERÂNCIAS: LINEAR: $\pm 0,1$ ANGULAR: $\pm 1^\circ$	QUANTIDADE:  01 pçs	REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS	NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO	REVISÃO
<b>Base de Testes</b>				
INTEGR. DO GRUPO	NOME	RA	DATA	TÍTULO:
	Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	30/07/15	Base Superior Especificação Furos
	Felipe Ramos de Faria	10.00691-5		
PROF.	William Mazi	10.00308-8		
	Dr. Rodrigo Alvite Romano		MATERIAL:  Alumínio	DES. N°
				Testbase-Struct-Base-Top
		PESO:	ESCALA:1:2	FOLHA 4 DE 4
				A4



### LOCALIZAÇÃO

Folha02

### DESCRIÇÃO

Dimensões Fabricação

SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

**Base de Testes**

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME

RA

DATA

TÍTULO:

Augusto Bonangelo Costa

09.02052-7

14/08/15

Felipe Ramos de Faria

10.00691-5

William Mazi

10.00308-8

**Eixo**

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. Nº

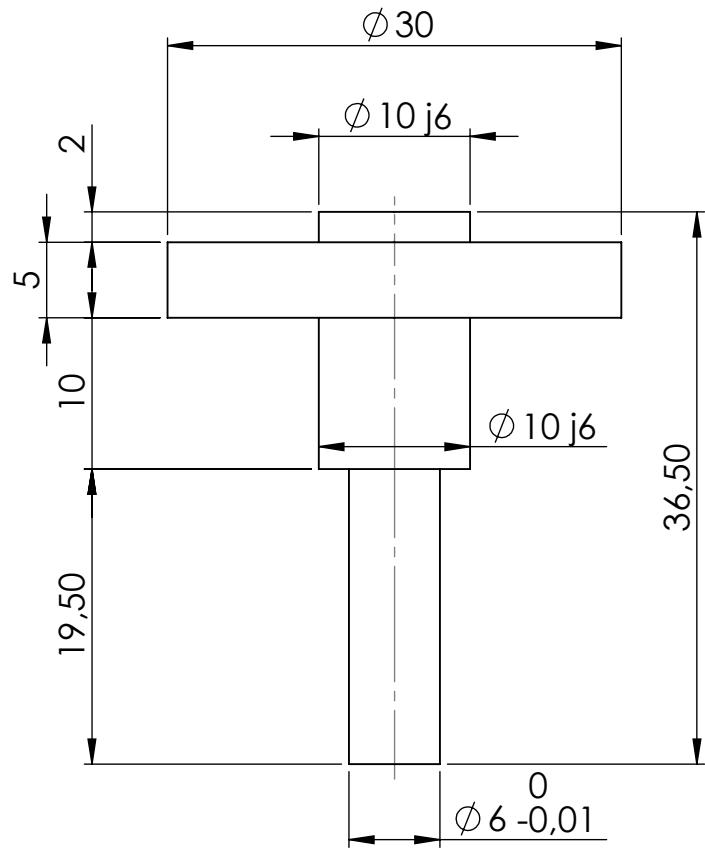
**Testbase-Struct-Axis**

A4

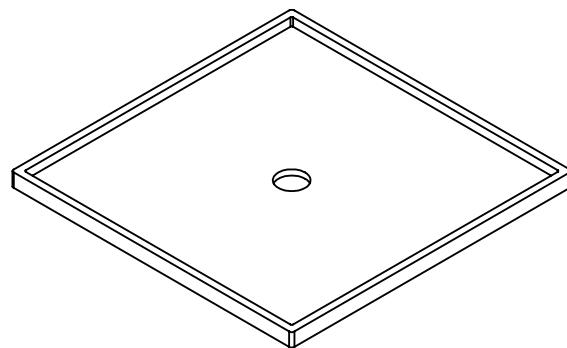
PESO:

ESCALA:2:1

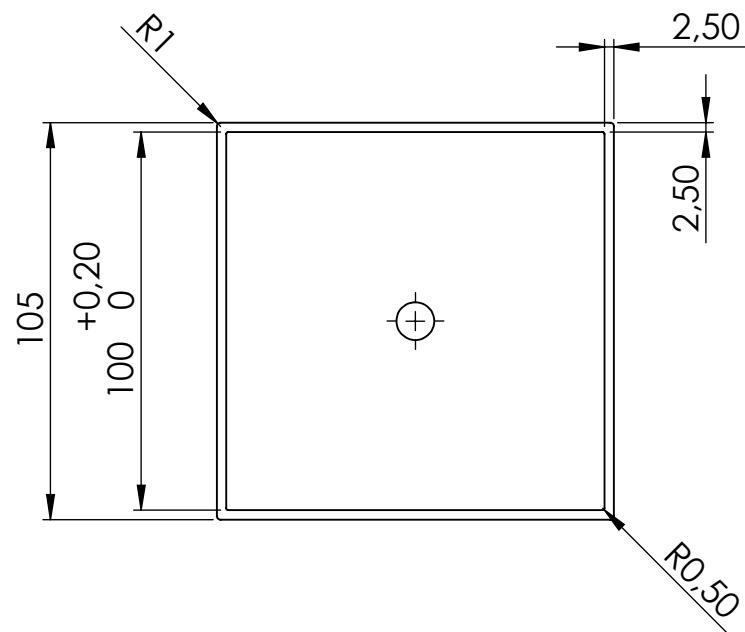
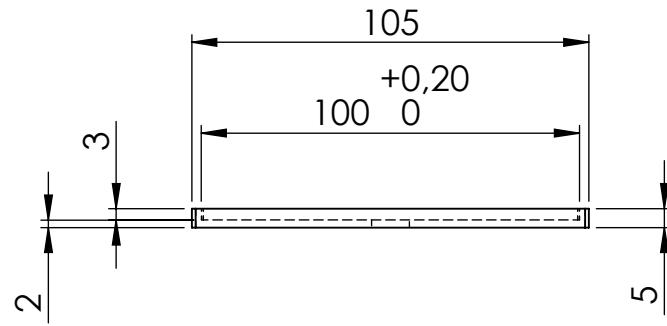
FOLHA 1 DE 2



SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6 TOLERÂNCIAS: LINEAR: $\pm 0,1$ ANGULAR: $\pm 1^\circ$		QUANTIDADE: 01 pçs			REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS	NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO	REVISÃO		
<b>Base de Testes</b>									
INTEGR. DO GRUPO	NOME	RA	DATA		TÍTULO:	Eixo Dimensões Fabricação			
	Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	14/08/15						
	Felipe Ramos de Faria	10.00691-5							
PROF.	William Mazi	10.00308-8							
	Dr. Rodrigo Alvite Romano			MATERIAL: Alumínio	DES. N°	Testbase-Struct-Axis			
						A4			
		PESO:			ESCALA:2:1	FOLHA 2 DE 2			



LOCALIZAÇÃO				DESCRIÇÃO	
Folha02				Dimensões Fabricação	
Folha03				Localização e Especificação Furo	
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6 TOLERÂNCIAS: LINEAR: $\pm 0,1$ ANGULAR: $\pm 1^\circ$	QUANTIDADE:	01 pçs	REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS	NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO	REVISÃO
<b>Base de Testes</b>					
INTEGR. DO GRUPO	NOME	RA	DATA	TÍTULO:	
	Augusto Bonangelo Costa	09.02052-7	30/07/15	Suporte do CubeSat	
	Felipe Ramos de Faria	10.00691-5			
	William Mazi	10.00308-8			
PROF.	Dr. Rodrigo Alvite Romano		MATERIAL:	DES. Nº	A4
			Alumínio	Testbase-Struct-Base-CubeSat	
		PESO:		ESCALA:1:2	FOLHA 1 DE 3



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

## Base de Testes

INTEGR.  
DO  
GRUPO

Augusto Bonangelo Costa  
Felipe Ramos de Faria  
William Mazi

09.02052-7  
10.00691-5  
10.00308-8

30/07/15

TÍTULO:

Superior CubeSat  
Dimensões Fabricação

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. Nº

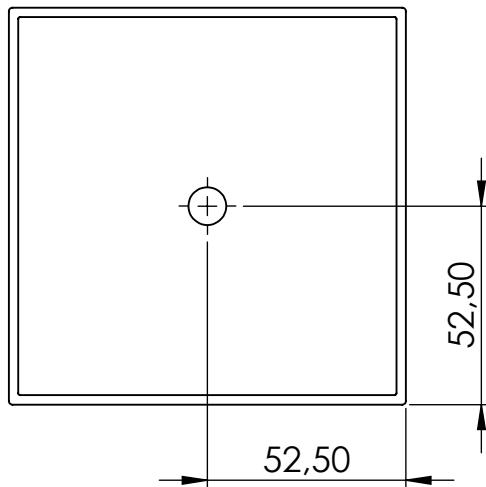
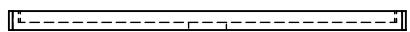
Testbase-Struct-Base-CubeSat

A4

ESCALA:1:2

FOLHA 2 DE 3

PLANO	RÓTULO	TAMANHO	PROFOUNDIDADE	DETALHE	QUANTIDADE
FRONTAL	A	10,00 H7	PASSANTE	SEM ROSCA	1



SE NÃO ESPECIFICADO:  
DIMENSÕES EM MILÍMETROS  
ACABAM. SUPERFÍCIE: 1,6  
TOLERÂNCIAS:  
LINEAR:  $\pm 0,1$   
ANGULAR:  $\pm 1^\circ$

QUANTIDADE:

01 pçs

REBARBAR E  
QUEBRAR  
ARESTAS AGUDAS

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

REVISÃO

## Base de Testes

INTEGR.  
DO  
GRUPO

NOME

RA

DATA

TÍTULO:

Augusto Bonangelo Costa 09.02052-7 30/07/15

Felipe Ramos de Faria 10.00691-5

William Mazi 10.00308-8

Superior CubeSat  
Localização e Especificação Furo

PROF.

Dr. Rodrigo Alvite Romano

MATERIAL:

Alumínio

DES. Nº

Testbase-Struct-Base-CubeSat

A4

PESO:

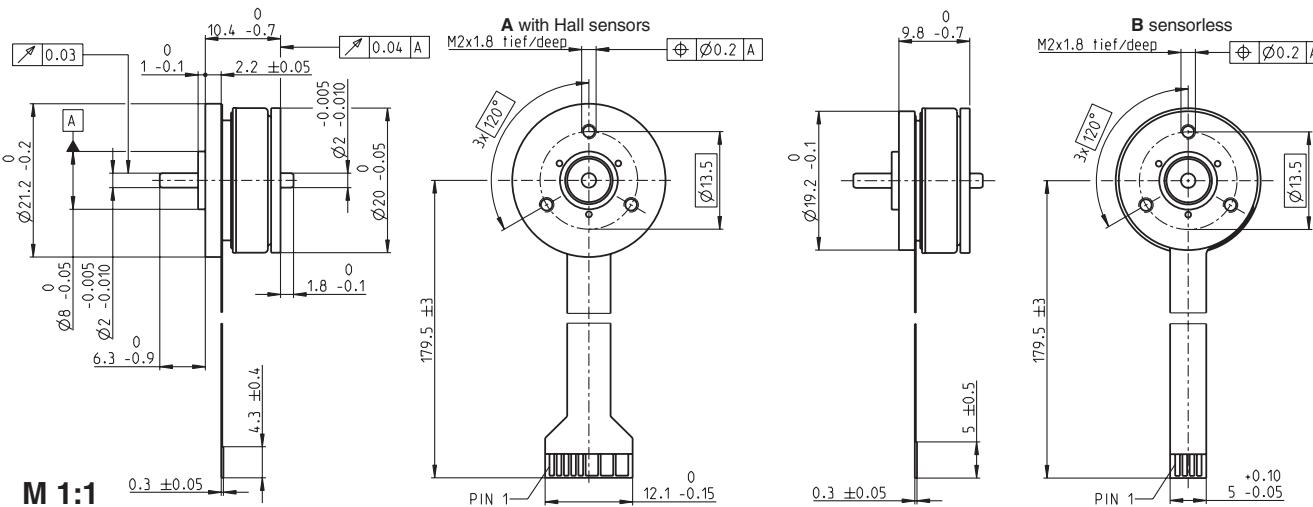
ESCALA:1:2

FOLHA 3 DE 3

## Anexos

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

# EC 20 flat Ø20 mm, brushless, 3 Watt



M 1:1

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

## Part Numbers

A with Hall sensors	351098	351099	351100	351101
B sensorless	339255	<b>241916</b>	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	gcm²	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 +125°C
22 Max. permissible winding temperature	

### Mechanical data (preloaded ball bearings)

23 Max. permissible speed	15000 rpm
24 Axial play at axial load < 2.0 N	0 mm
> 2.0 N	0.14 mm
25 Radial play	preloaded
26 Max. axial load (dynamic)	1.8 N
27 Max. force for press fits (static) (static, shaft supported)	18 N
28 Max. radial load, 5 mm from flange	200 N 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 <sub>Hall</sub> 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 220310  
see p. 362 220300

**Connector** Part number 84953-4  
Tyco 1-84953-1

Molex 52207-1133

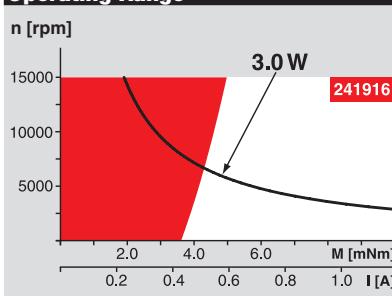
Molex 52089-1119

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.

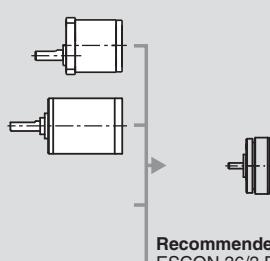
### Short term operation

The motor may be briefly overloaded (recurring).

### Assigned power rating

## maxon Modular System

Overview on page 20–25



### 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

## ANEXO B -