

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Fernanda Cristina Nascimento Silva

Introdução ao projeto de CubeSats e desenvolvimento de um modelo de engenharia
kit em versão beta

SÃO CARLOS

2015

FERNANDA CRISTINA NASCIMENTO SILVA

Introdução ao projeto de CubeSats e desenvolvimento de um modelo de engenharia
kit em versão beta

Trabalho de Conclusão de Curso
apresentado à Escola de Engenharia
de São Carlos da Universidade de
São Paulo como parte dos requisitos
para graduação em Engenharia
Mecatrônica.

Orientador: Prof. Daniel Varela Magalhães

São Carlos

2015

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTA TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

S586i Silva, Fernanda Cristina Nascimento
Introdução ao projeto de CubeSats e desenvolvimento de
um modelo de engenharia kit em versão beta / Fernanda
Cristina Nascimento Silva ; orientador Daniel Varela
Magalhães. São Carlos, 2015.

Monografia (Graduação em Engenharia Mecatrônica) --
Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São
Paulo, 2015.

1. CubeSat. 2. Espaçoave. 3. Aeroespacial. I. Título.

FOLHA DE AVALIAÇÃO

Candidato: Fernanda Cristina Nascimento Silva

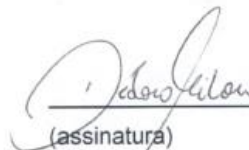
Título: Introdução ao projeto de CubeSats e desenvolvimento de um modelo de engenharia Kit em versão beta

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à
Escola de Engenharia de São Carlos da
Universidade de São Paulo
Curso de Engenharia Mecatrônica.

BANCA EXAMINADORA

Débora Marcondes B. P. Milori

Nota atribuída: NOVE E MEIO (9,5)


(assinatura)

João Marcelo Pereira Nogueira

Nota atribuída: NOVE E MEIO (9,5)


(assinatura)

Prof. Dr. Daniel Varela Magalhães (Orientador)

Nota atribuída: NOVE E MEIO (9,5)


(assinatura)

Média: NOVE E MEIO (9,5)

Resultado: APROVADA

Data: 16/11/2015

Este trabalho tem condições de ser hospedado no Portal Digital da Biblioteca da EESC

SIM NÃO Visto do orientador 

Agradecimentos

Em primeiro lugar, agradeço aos meus pais, Rita de Cássia Nascimento Luz e Joel dos Santos Silva. Não foi uma jornada fácil nem curta para nenhum de nós e sem seu apoio, sobretudo emocional e psicológico, chegar a este ponto jamais seria possível.

Sou grata também aos meus irmãos, Marina e Leonardo, que mesmo sem saber alegravam meus dias e me davam coragem ao partilhar suas vidas comigo mesmo à distância.

Agradeço aos meus amigos, Érica, Fernanda, Lis, Yasmine, Giovanna, Débora, Michelle, Janine, Victor, Caio e outros. Cada um contribuiu com um momento, palavra ou gesto durante os anos para que eu passasse por cada dia e nenhum será esquecido. É também por causa de vocês que estou aqui.

A Bruno Lima, muitíssimo obrigada pela paciência e palavras calmas quando a autora deste trabalho já não as tinha. Proporcionou-me muitos dos momentos felizes vividos ao longo deste ano, como também a força extra nas horas em que mais precisava para seguir em frente e não desesperar.

A Ana Beatriz e Paulo Fernando, obrigada por terem me acolhido em sua casa e serem minha família longe da minha. Por isso, serei eternamente grata.

Ao meu supervisor, Anderson R. Santos, e meu gestor, Fabrício Medeiros, por terem entendido as dificuldades de morar e estudar em cidade distantes, acreditarem no meu potencial e me proporcionar experiências valiosas, ao passo que se dispunham a ajudar no que fosse possível para que eu atingisse as minhas metas.

E, por fim, ao meu orientador, Daniel Magalhães, pelo suporte, compreensão e paciência. Estes foram nada menos que fundamentais para a conclusão deste trabalho e lições que vou incorporar em outros aspectos da minha vida. Muito obrigada.

Resumo

A busca por entender o que nos faz companhia no universo sempre impulsionou o homem e a ciência a olhar para o que está além das fronteiras da Terra. Hoje a produção moderna de satélites e espaçonaves preza a simplicidade, eficiência e, principalmente, economia; realizar a missão de forma satisfatória e gastando pouco. Em meio a essa forma de pensar, nascem os satélites miniaturizados. Em 1999, nasce a padronização do CubeSat, plataforma amplamente utilizada por empresas e instituições de ensino a fim de provar tecnologia, explorar o ambiente espacial e desenvolver o aprendizado em engenharia aeroespacial a baixo custo. O presente trabalho contempla bibliografia acerca das normas, estas mantidas pela comunidade da área, que regem o projeto de CubeSats, seu dispositivo de lançamento e o processo de design de espaçonaves. É então confeccionado um roteiro para ajudar futuros projetos da Escola, uma mistura dos processos já bem estabelecidos na Engenharia Aeroespacial e lições aprendidas durante o desenvolvimento de um CubeSat kit e em versão beta. O projeto do kit se propõe a ser uma espécie de *kickstarter* e uma compilação de informações úteis para projetos futuros de CubeSats na Escola, em particular, na Engenharia Mecatrônica.

Palavras-chave: CubeSat, espaçonave, aeroespacial

Abstract

The search for understanding what is with us in this universe always drove man and Science to look for what is beyond the borders of Earth. Today modern production of satellites and spacecrafts prioritize simplicity, efficiency and, particularly, a low cost; accomplish mission goals in satisfactory ways spending less money. Amid this way of thinking, small satellites are born. In 1999, the CubeSat standard was created, a platform so widely successful that is used by companies and education institutions for technology proof, exploration of space environment and development of student's learning of aerospace engineering at a low cost. The present work includes a review of literature concerning the regulations, which are maintained by the community, that rule CubeSat projects, its launching device and mechanisms and the design process that goes into developing spacecrafts. A script is then made with the purpose of helping future projects in this School. It mixes well established processes in Aerospace Engineering and lessons learned during the development of a kit CubeSat in beta version. The kit project aims to be a kind of kickstarter and a compilation of useful information for future CubeSat projects in this School and, in particular, in the Mechatronics Engineering course.

Key words: CubeSat, spacecraft, aerospace

Sumário

1. INTRODUÇÃO	8
2. A PLATAFORMA CUBESAT	9
2.1 O P-POD	12
2.1.1 A Evolução do P-POD	13
2.2 Subsistemas	14
2.2.1 <i>Payload</i>	14
2.2.2 <i>Communication and Data Handling (CDHS)</i>	14
2.2.3 <i>Electrical Power System (EPS)</i>	15
2.2.4 <i>Attitude Control</i>	17
2.2.5 <i>Thermal Control</i>	18
2.2.6 <i>Structure and Mechanisms</i>	19
2.2.7 <i>Orbit Determination</i>	20
3. ROTEIRO DE PROJETO	20
3.1 Definição de requisitos e limitações da missão	21
3.2 Definição de requisitos e limitações do sistema	23
3.3 <i>Trading</i>	24
3.4 <i>Design</i> de <i>payload</i> e subsistemas	25
3.5 <i>Design Process</i>	26
3.6 Ferramentas de análise e <i>design</i>	28
3.7 Validação do <i>design</i>	28
4. KIT CUBESAT	30
4.1 Missão	31
4.1.1 Objetivos	31
4.1.2 Usuários	31
4.1.3 Conceito de Operações	31
4.1.4 Fatores limitantes da missão	32

4.2 Sistema	33
4.2.1 Requisitos e fatores limitantes	33
4.3 Design	33
4.3.1 Estrutura.....	34
4.3.2 <i>On Board Computer</i>	37
4.3.3 Câmera.....	39
4.3.4 Bateria	40
4.3.4.1 Painéis Solares.....	44
4.3.5 Integração dos Componentes	44
5. CONCLUSÃO	45
REFERÊNCIAS	47
ANEXO A – TABELA DE PAYLOADS	51
ANEXO B – BATERIAS E PAINÉIS SOLARES	52
ANEXO C – DESENHOS 2D	53

1. INTRODUÇÃO

A compreensão do que está além dos limites terrenos sempre intrigou o homem. A busca por entender o espaço tem levado ao desenvolvimento de tecnologias complexas e da engenharia. Desenvolvimento este que acaba contribuindo não só para diversas ramificações da ciência, como chega a impactar na vida diária das pessoas.

Todo esse avanço, proporcionado pela pesquisa aeroespacial, não vem desassociado de um custo. Missões espaciais ainda são demasiadamente caras e, além disso, a validação das tecnologias se torna mais um obstáculo devido à dificuldade de reprodução do ambiente espacial.

Portanto, visando baixo custo, simplicidade e *technology proof*, em 1999, o professor de Engenharia Aeroespacial da *California Polytechnic State University (Cal Poly)*, Jordi Puig-Suari e o professor Bob Twiggs, do Departamento de Aeronáutica e Astronáutica da Universidade de Standford, desenvolveram as especificações e o *design* de referência do CubeSat [1]. Hoje já foram lançados centenas de CubeSats ao redor do mundo e o número continua crescendo significativamente, em especial quando se compara a outras categorias de satélites miniaturizados.

O CubeSat foi somente apresentado a Engenharia Mecatrônica da USP de São Carlos em 2013. O ex-aluno Lucas Fonseca trouxe o conceito de nanossatélites e CubeSat para a turma de Problemas de Engenharia Mecatrônica IV. O projeto acabou não sendo escolhido para ser executado pela turma, porém deu origem ao que mais tarde se tornou o grupo de graduação Zenith e a outros projetos, além do CubeSat, conduzidos pelo mesmo grupo e também este trabalho de conclusão de curso.

Mais especificamente neste trabalho, serão introduzidos os detalhes da plataforma CubeSat, estruturação de um roteiro de projeto e a apresentação de um modelo beta, que tem como finalidade servir de base para futuros desenvolvimentos e aplicações, como também ser uma alternativa aos kits prontos vendidos a preços muito superiores por empresas especializadas.

Por desenvolver a base necessária na qual outros projetos podem crescer em diversidade e complexidade, especialmente em um campo que ainda luta bastante para se estabelecer no Brasil, é que se dá a importância deste trabalho.

2. A PLATAFORMA CUBESAT

A plataforma CubeSat está inserida na categoria de satélites miniaturizados ou *Small satellites*. Estes, por sua vez, são classificados de acordo com a sua massa e estão distribuídos em nanosatélites, que possuem uma massa total que varia de 1 a 10 kg; picosatélites, que pesam de 0.1 a 1 kg; e femtosatélites, com uma massa de 100 g ou inferior [2]. O CubeSat, portanto, se encaixa nas categorias de pico e nanosatélite. Esta nomenclatura é muitas vezes utilizada como sinônimo para CubeSat.

De acordo com seu *standard* [1], um CubeSat de uma unidade (1U) deve possuir:

- 100 mm de lado;
- Sua massa não deve ultrapassar 1 kg (ou 1,33 kg, segundo o *CubeSat Design Specification Rev. 13*) [3];

A padronização deste picosatélite também sofreu influência do projeto de seu *deployer* e dos componentes *off-the-shelf* (COTS) que comumente lhe compõe. Sendo estes [1] [3] [4]:

- Seu centro de massa deve estar a 2 cm de seu centro geométrico na direção Z para evitar tombamentos e giros na separação do *deployer*;
- A localização de portas de acesso no P-POD (*deployer*) determina onde devem estar os pinos RBF (*Remove Before Flight*). O CubeSat também deve ter pelo menos um *kill switch* em um dos *standoffs* na face superior para que nenhum CubeSat fique ativo durante o lançamento;
- Os *rails* do CubeSat devem ser lisos, achatados e “anodizados” para prevenir *cold welding* no ambiente de lançamento e minimizar fricção durante a separação;
- A expansão térmica do CubeSat deve ser similar à do material constituinte do P-POD, alumínio 7075-T73 (ou alumínio 6061, 5005 e/ou 5052 [3]);
- As tolerâncias de *design* do CubeSat são baseadas nas especificações e tolerâncias do P-POD;
- *Rails* devem possuir 8,5 mm de lado para que escorreguem nos *rails* internos do *deployer*;
- Oito *standoffs* de 7 mm nas faces superior e inferior do CubeSat para que possa separá-lo dos demais que por ventura também estejam no *deployer*;

- Espaço adicional de 6,5 mm no topo de cada face para acomodar painéis solares, antenas e/ou outros componentes que excedam o limite de 100 mm;
- Cada face do CubeSat deve ser capaz de acomodar painéis contendo duas células solares de 30 mm x 70 mm, capazes de gerar de 3 a 5 V, compatíveis com diversas baterias cilíndricas e/ou prismáticas disponíveis no mercado.

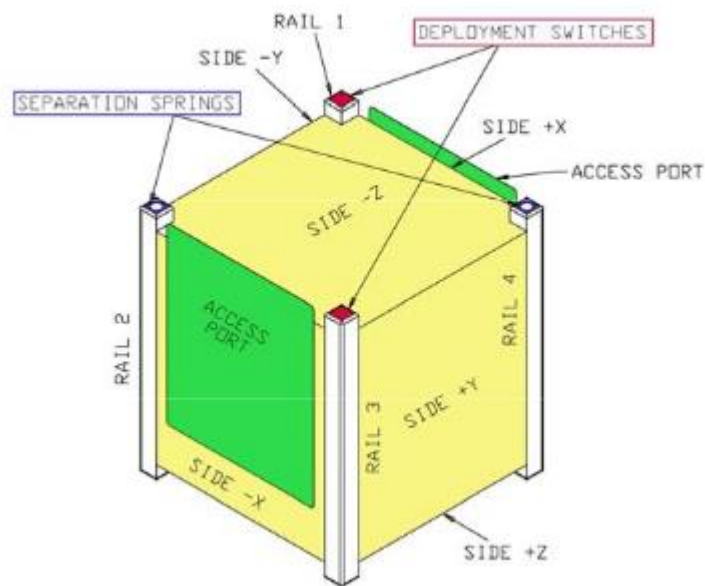


Figura 1 - Esquemático de um CubeSat [1]

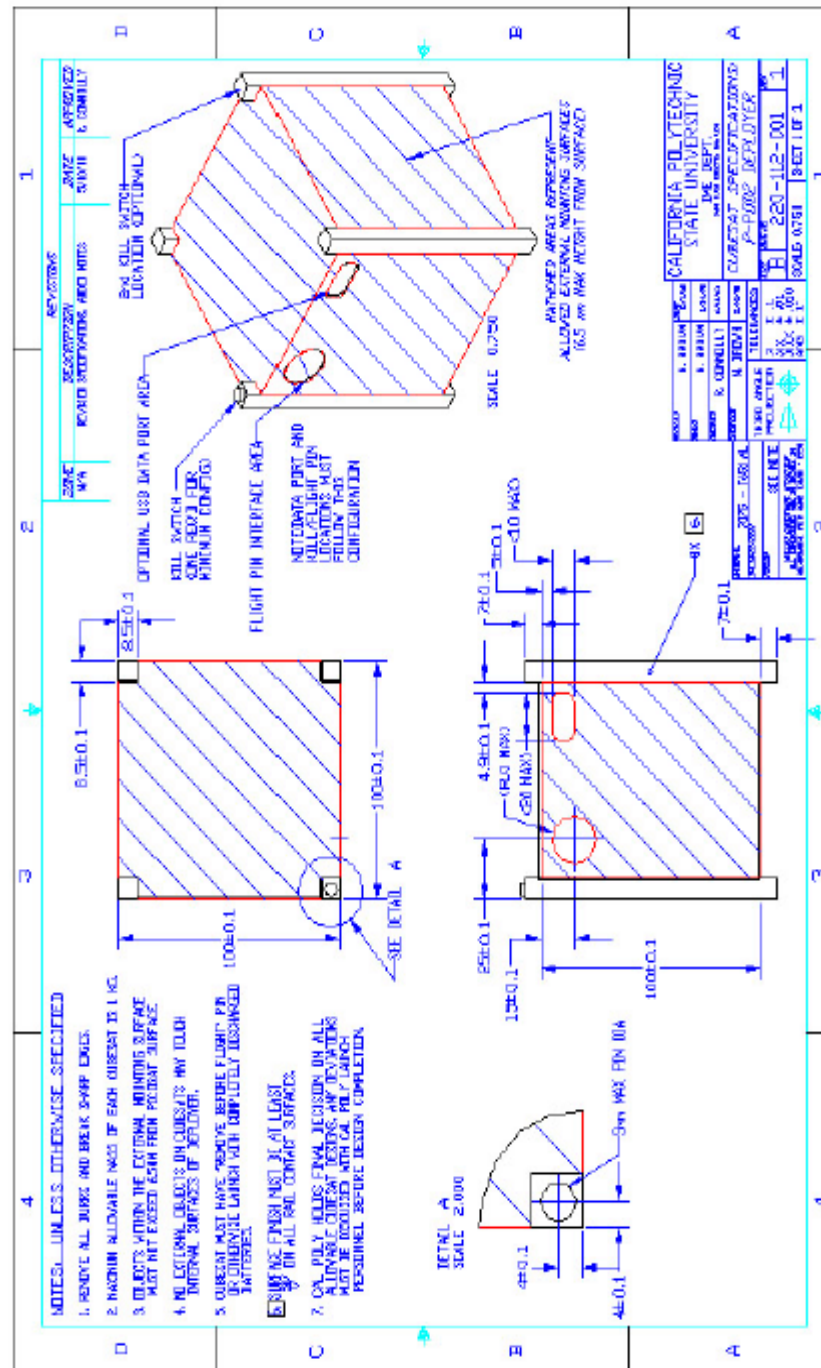


Figura 2 - Desenho mecânico de um CubeSat [4]

Especificações de *design* (contendo requerimentos gerais, mecânicos, eletrônicos, operacionais e de testes para CubeSats de 1U, 2U, 3U ou mais), desenhos 2D e uma *acceptance checklist* estão disponíveis e são mantidas atualizadas para os desenvolvedores de CubeSats em todo o mundo em www.cubesat.org/index.php/documents/developers.

2.1 O P-POD

A padronização da plataforma CubeSat e sua forma de lançamento, geralmente de “carona” no lançamento de outras espaçonaves, trouxe consigo a necessidade do desenvolvimento de um dispositivo que atendesse os seguintes requisitos [4]:

- Proteger o *payload* primário e o veículo de lançamento de interferências mecânicas, elétricas e eletromagnéticas, mesmo no caso de falha catastrófica do CubeSat;
- Os CubeSats devem ser “liberados” do *deployer* com o mínimo de *spin* e baixa probabilidade de colisão com o veículo de lançamento e outros CubeSats;
- Deve fazer interface com uma variedade de veículos de lançamento com o mínimo de modificações e sem exigir modificações no *standard* do CubeSat;
- Sua massa deve se manter mínima;
- Deve ter *design* modular que permita que um número diferente de CubeSats seja lançado para qualquer missão dada;
- Os requisitos impostos pelo *deployer* ao *standard* do CubeSat (Capítulo 2. A Plataforma CubeSat) não devem interferir na facilidade de manufatura e técnicas de construção do nanossatélite. Não deve exigir materiais exóticos nem técnicas caras.

Procurando satisfazer os requerimentos acima, foi desenvolvido pelos estudantes da *California Polytechnic State University*, o *Poly Picosatellite Orbital Deployer* (P-POD). Sua forma tubular provê um curso linear para os satélites sem *spin* significativo, comprovado pela missão Opal [4] [9]. Diferentemente de outros *deployers*, não possui mecanismo de trava, reduzindo as chances de retenção dos CubeSats dentro do dispositivo. Por outro lado, as cargas de vibração e choque podem experimentar aumento.

O *deployer* padrão contém 3 CubeSats, mas pode ser redimensionado para suportar um número maior. Possui massa total de 1,5 kg e sua única mola lança os satélites a 0,3 m/s através de uma abertura possibilitada por um atuador. Foi inicialmente construído de Alumínio 7075-T6, entretanto, pode ser usado quaisquer dos alumínios citados no documento *CubeSat Design Specification, Revision 13* [3]. Estes possuem tensão de ruptura e expansão térmica similares ao Alumínio 7075-T6,

fazendo destes materiais boas matérias-primas tanto para o *deployer* quanto para o satélite.

2.1.1 A evolução do P-POD

A evolução do *picosatellite deployer* é basicamente a evolução de seus *release mechanisms/ deployment systems* (mecanismos de soltura, em tradução livre). A primeira versão do *deployer*, Mk I, contava com um mecanismo de soltura do tipo *burn wire* [5]. Esta linha era composta de Vectran e levava 30 ± 5 segundos para que o fio fosse queimado após receber o sinal do veículo de lançamento.

Com um intervalo de tempo tão impreciso, o mecanismo de soltura foi trocado pelo Qwknut e NEA [6] [11] com o suporte de um novo *mounting bracket* em sua segunda versão, Mk II. A versão atual, Mk III, possui portas de acesso mais largas e de ambos lados, *spring plungers* mais largos para melhorar integração, mecanismos de soltura da Starsys e NEA Eletronics [11] e um *switch* que indica que a porta do *deployer* está a 90° da posição fechada.



Figura 3 - P-POD Mk III [1]

2.2 Subsistemas

Qualquer espaçonave possui um *payload* e um conjunto de subsistemas, ou *bus*, que suportam a carga útil. São estes:

- *Payload*;
- *Communication and Data Handling*;
- *Electrical Power System (EPS)*;
- *Attitude Control*;
- *Thermal Control*;
- *Structure and Mechanisms*;
- *Orbit Determination*;

O CubeSat também conta com todos ou alguns desses sistemas a depender da sua missão

2.2.1 *Payload*

Consiste da carga útil e está intimamente ligada a missão. É através dele que se realizam os objetivos da missão. A vasta maioria dos CubeSats possui como carga útil pelo menos uma câmera. Entretanto, este *payload* pode ser incrementado de sensores de radiação passando por cargas vivas, como bactérias, e até metais, que sob condições de micro gravidade, formam novas ligas.

2.2.2 *Communication and Data Handling System (CDHS)*

Este sistema pode ser enxergado em duas partes. A porção *data handling* processa os dados vindos do *payload* e de outros subsistemas e o “traduz” em informação útil para a missão como imagens e medidas, ou informação sobre a performance dos subsistemas tais como temperatura, tensão, etc. A porção *communication*, através de um transmissor via rádio, envia o “*script*” traduzido pelo *data handling* para uma estação em solo, por exemplo [14].

O fluxo de volta também é permitido. Comandos são enviados da estação para o satélite. O *modem* realiza novamente a tradução, agora de forma inversa, e em

seguida, sets específicos de instruções são distribuídos para o *payload* e outros subsistemas [14].

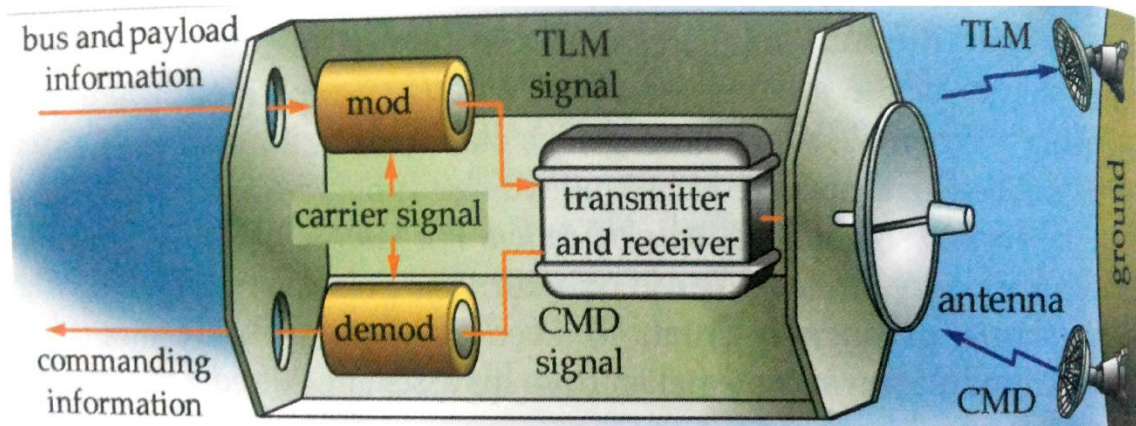


Figura 4 - Componentes do subsistema de comunicação [14]

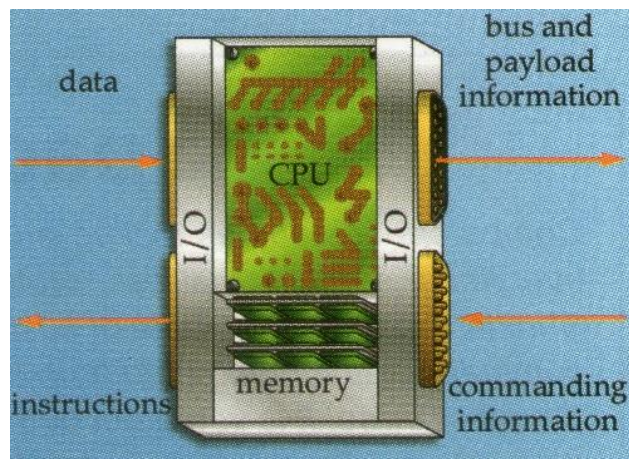


Figura 5 - Data Handling [14]

2.2.3 Electrical Power System (EPS)

Este subsistema provê, armazena e controla a potência elétrica do satélite [15].

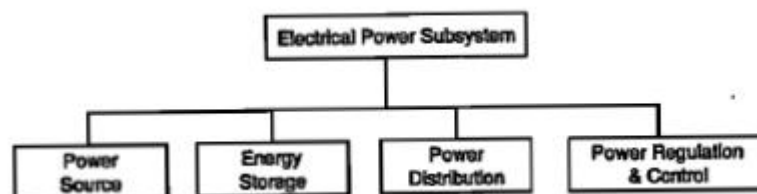


Figura 6 - Breakdown funcional do Electrical Power System [15]

Essas funções podem se dividir em dois estágios: *Power Supply* e *Power Conditioning and Distributions*. No primeiro estágio, *Power Supply*, o *output* dos painéis solares é regulado. Esta regulação pode ser feita através de *direct energy transfer* ou *peak power tracking*¹. Já o segundo estágio, condiciona a potência que será fornecida ao *bus* e a distribui de acordo com as necessidades da missão. Digamos que a tensão *standard* de *bus* seja 28 V, porém, o CDHS precisa de apenas 5 V. Logo, o EPS deverá baixar a tensão antes que seja alimentada ao sistema de comunicação. Este condicionamento pode ser feito de forma centralizada, dentro do próprio EPS, quanto de forma descentralizada, dentro de cada subsistema.

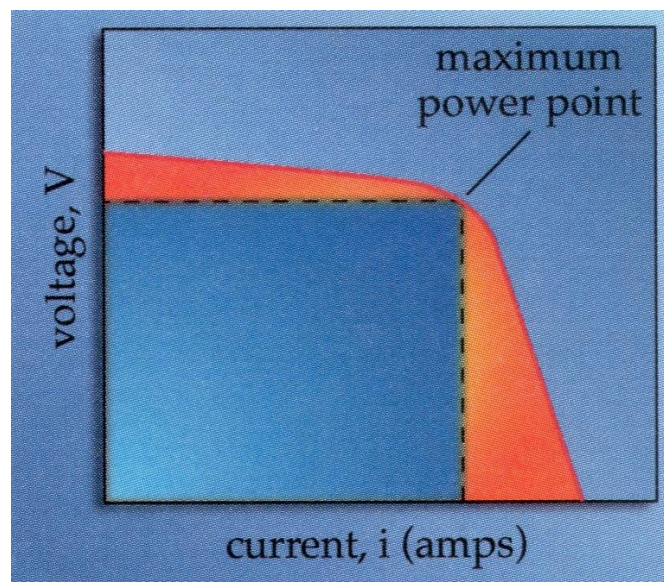


Figura 7 - Curva corrente/tensão de uma célula solar [14]

¹ Em *direct energy transfer*, a tensão na saída dos painéis solares é constante enquanto a corrente varia de acordo com o ponto de operação na curva i/V do painel solar (Figura 7). A potência que venha a sobrar, é gasta em um resistor.

Em *peak power tracking*, o sistema é constantemente ajustado para que fique sob o ponto de operação no “joelho” da curva i/V , o que maximiza a saída de potência. Utilizado especialmente em satélites pequenos como o CubeSat.

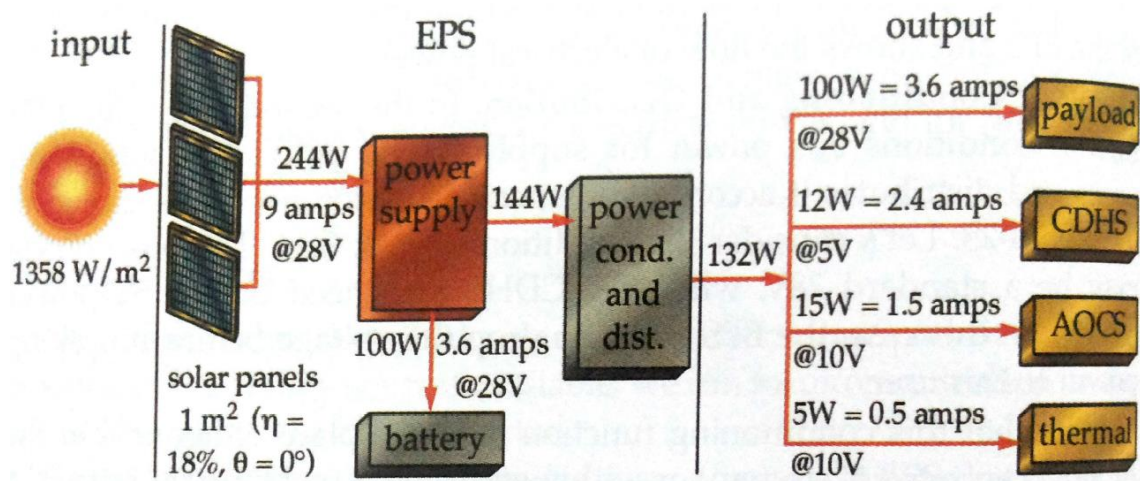


Figura 8 - *Electrical Power Subsystem* [14]

2.2.4 Attitude Control

A função deste subsistema é estabilizar o satélite e orientá-lo na direção desejada, apesar de torques externos [15]. Para tal, a atitude é determinada por sensores, como por exemplo o *star tracker*², e o controle é feito por atuadores.

O grupo Zenith atualmente, entre outros projetos, trabalha na modelagem de um desses atuadores, a roda de reação. Deste trabalho, derivou-se o Trabalho de Conclusão de Curso do membro e aluno de Engenharia Mecatrônica Hélio Neto. Neste, será desenvolvido o sistema pêndulo invertido-roda de reação (em fase de elaboração)³.

A roda de reação consiste de um dispositivo que visa a correção da trajetória e/ou correto apontamento do satélite, baseada na conservação do momento angular.

² *Star tacker* ou *Star camera* é um dispositivo que reconhece padrões de estrelas através de *active pixel sensors* (APS) e as compara com mapas celestiais salvos na memória do computador. Desta forma, o satélite consegue se localizar [13].

³ Neto, H. J. C. Controle de um pêndulo invertido com rodas de reação; 2015.

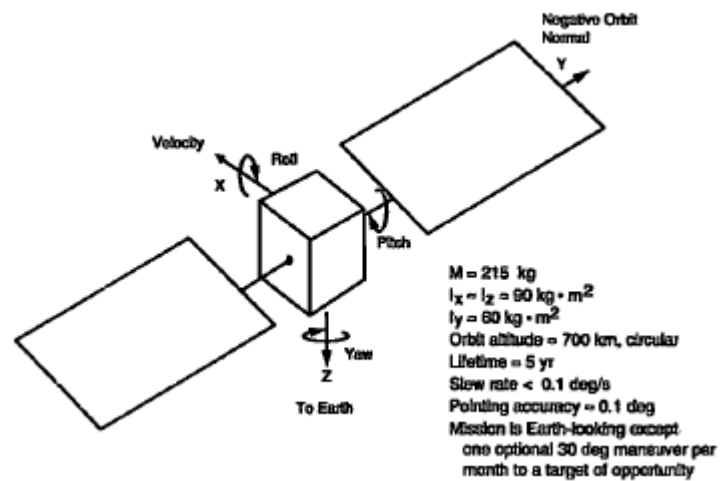


Figura 9 - Satélite hipotético [15]



Figura 10 - Exemplo de *Reaction Wheel* da empresa Canyon Tech [19]

2.2.5 Thermal Control

O papel deste sistema consiste na manutenção dos componentes do *payload* e subsistemas dentro dos limites de temperatura para cada fase da missão. Dois limites

ou intervalos de temperatura são comumente definidos: limite de operação e o limite de sobrevivência. Os componentes devem estar dentro do limite de operação durante seu funcionamento, e dentro do limite de sobrevivência todo o tempo, para que não haja perda de funcionalidades.

O controle térmico divide-se em dois tipos: ativo e passivo. O controle passivo se utiliza de materiais, *coating* ou acabamento de superfície tais como mantas ou espelhos. Já o controle ativo costuma ser mais complexo e caro e emprega *heaters* e *coolers* termo-elétricos [15].

O controle térmico em CubeSats, devido ao espaço limitado e os objetivos de ser um satélite de baixo custo e simples, utilizam controle passivo.

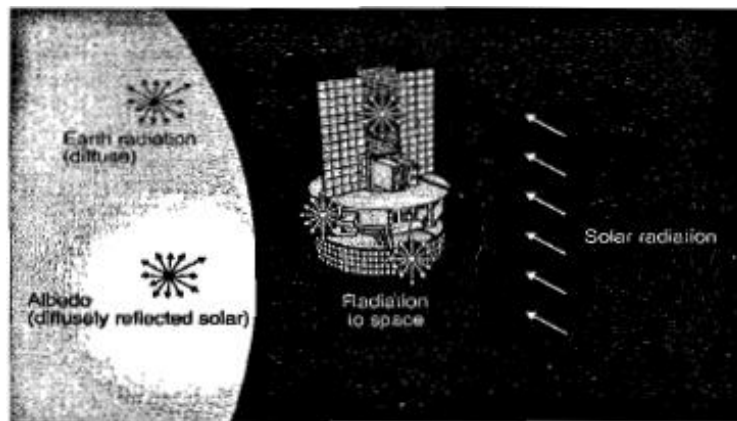


Figura 11 - Ambiente térmico de um satélite [15]

2.2.6 Structure and Mechanisms

Este sistema suporta mecanicamente os demais subsistemas do satélite, acoplado ao veículo de lançamento e provê meios para a separação. É comumente dividido em estrutura primária e secundária.

A estrutura primária suporta os maiores esforços impressos ao satélite. A estrutura secundária dá suporte a fios, portas não estruturais e *brackets*, por exemplo [15].

CubeSats possuem estrutura padronizada e bem definida. Uma visão geral desta padronização pode ser vista no início do Capítulo 2 deste trabalho.

2.2.7 Orbit Determination

Sistema que visa determinar a posição e velocidade do satélite ou, de forma equivalente, seus elementos orbitais⁴ como funções do tempo [14].

A órbita pode ser determinada através de *real time orbit determination* ou *definitive orbit determination*. *Real time orbit determination* dá a melhor estimativa de onde o satélite está no presente momento. Pode ser importante para missões que exijam apontamento preciso de um certo alvo. *Definitive orbit determination* dá a melhor estimativa da posição e elementos orbitais do satélite em um momento anterior, depois de coletar e processar observações relevantes [15].

3. ROTEIRO DE PROJETO

Estes subsistemas são melhor organizados, integrados e desenvolvidos através de um roteiro sistemático e específico para espaçonaves. Este processo é conhecido como *System Engineering Process* e envolve a definição dos requisitos e limitações a nível de missão e sistema até atingir o *design* dos subsistemas.

O processo é iterativo, exigindo constante revisão e negociação entre os requisitos da fase anterior e a seguinte. A figura a seguir exemplifica graficamente essas iterações.

⁴ Elementos Orbitais: Seis quantidades desenvolvidas por Kepler (a , e , i , Ω , ω , v) que permitem determinar o tamanho, formato, orientação (plano no espaço e órbita no plano) e a localização do satélite [14].

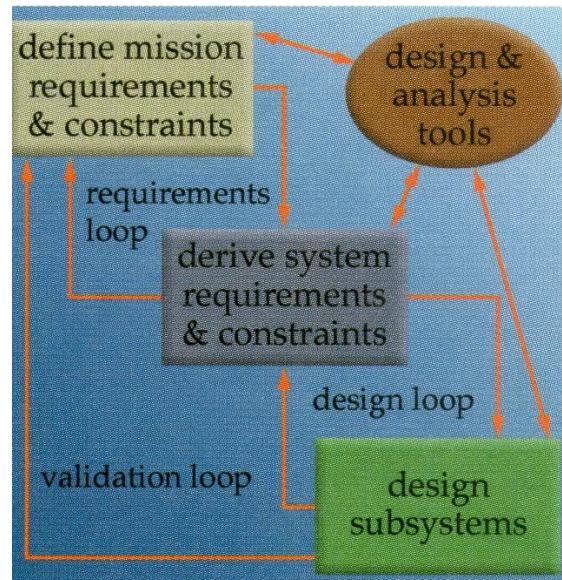


Figura 12 - System Engineering Process [14]

O roteiro aqui apresentado toma como base esse processo já bem estabelecido juntamente com as *lessons learned* no desenvolvimento do kit CubeSat versão beta, proposto no capítulo seguinte.

Seu intuito é tornar o *design* de missões e espaçonaves, com ênfase no projeto de CubeSats, mais amigável e simples.

O primeiro passo desse processo, também conhecido como *mission design*, é a definição da missão e seus requisitos e limitações. Da missão, são cascadeados os requisitos do *payload* e demais subsistemas do *bus*.

As fases do roteiro são melhor entendidas através de exemplos. Sem perda de generalidade, usaremos para explicar as fases o exemplo clássico do FireSat, exemplo usado no livro referência na área Larson, *Space Mission Analysis and Design, 3rd ed* (1999 apud Larson, W. J., Wertz, J. R., 1999), quando tratamos de *System Engineering Process*.

3.1 Definição de requisitos e limitações da missão

A missão pode ser entendida como onde se quer chegar, e para defini-la melhor deve-se responder claramente às seguintes três perguntas:

- Por que realizar a missão?

- Quem irá se beneficiar e usar as informações?
- Como os elementos da missão interagem para atingir os objetivos?

Juntas, as repostas a essas perguntas fornecem o objetivo, usuários e conceito de operação da missão. O objetivo define o propósito da missão e que serviços ou informações serão entregues aos usuários. Os usuários apresentam uma razão para que a missão seja realizada. O conceito de operação descreve como pessoas, sistemas e todos os elementos da missão vão interagir para satisfazer os requisitos da missão, ou seja, é o “como” [14].

Ao responder a essas perguntas e colocando as informações dadas pelas suas respostas em uma sentença concisa, concebemos o que é conhecido por *mission statement*. É dele que se derivam os requisitos da missão, ou seja, o que a missão deve fazer e/ou atingir. Porém, tão importante quanto os requisitos são as limitações da missão. Estas podem ser de ordem econômica, política, temporal ou de performance. Essas limitações de projeto devem ser estimadas e corrigidas, sempre que possível, ao longo de sua duração.

Façamos então uso do exemplo do FireSat. Deseja-se combater o efeito devastador de incêndios florestais de forma efetiva, em tempo hábil para combatê-lo. Com essa motivação, conseguimos derivar o objetivo da missão: detectar, identificar e localizar incêndios florestais na Terra instantaneamente.

Agora, é preciso identificar quem serão os usuários que desfrutarão da informações obtidas na missão. Digamos que qualquer usuário que tenha sinal de internet à sua disponibilidade.

Por fim, o conceito de operações precisa ser definido. Ou seja, como cada elemento da missão fará interface com os demais para que a missão seja realizada. O satélite irá transmitir os dados para uma *ground station* que, por sua vez, distribuirá para os usuários através de um link com a internet.

Com isso temos o seguinte *mission statement*: Detectar, identificar e localizar incêndios florestais na Terra instantaneamente. Os dados do incêndio serão distribuídos aos usuários através da internet por uma *ground station* com comunicação direta com o satélite. É possível perceber que os requisitos já estão embutidos no

mission statement. A partir dele já somos capazes de informar o que deve ser realizado a nível de missão.

Para delimitar os fatores limitantes devemos considerar o *budget* financeiro disponível para o projeto, políticas e normas em vigor como, por exemplo, normas de padronização que regem o *design* do CubeSat ou banda de rádio a ser utilizada na comunicação e limitações de performance como dimensões máximas permitidas e potência máxima.

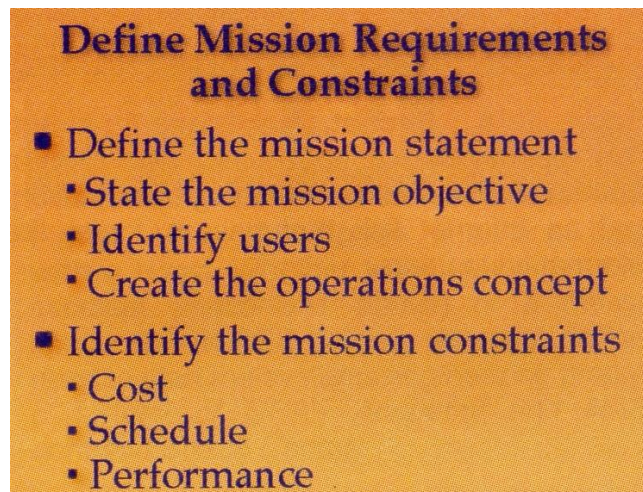


Figura 13 - Primeira fase do *system engineering process* [14]

3.2 Definição de requisitos e limitações do sistema

Nesse passo, chega-se ao nível dos elementos da arquitetura da missão. São exemplos comuns desses elementos: veículo de lançamento, órbita, operações (que pode ser entendido como a rede logística), e a própria espaçonave. Tipicamente, pelo menos um desses elementos já começa completamente definido. Por exemplo, muitas vezes uma estação ou veículo de lançamento não precisam ser construídos pois algum já existente atende às necessidades da missão. Portanto, o trabalho se concentra nos limites e requisitos do satélite em si. Deste, o elemento que é o maior *driver* da configuração do satélite é o *payload* e, por esse motivo, é o primeiro subsistema pelo qual se começa a derivar os requisitos.

Por sua vez, para que se possa derivar os requisitos do *payload*, é necessário definir o sujeito da missão. Para tal, deve-se retornar ao *mission statement* definido anteriormente. O sujeito da missão é aquilo com o que o *payload* vai interagir, medir

e/ou perceber. Este é identificado por cor, tamanho, formato, temperatura, composição química, frequência e/ou outras características e grandezas físicas.

Sabido os requisitos do *payload*, os outros elementos da missão seguem naturalmente. A carga útil determina a órbita, e seu volume, massa e potência ajudam a determinar a massa e tamanho do satélite. O que, por sua vez, limita o veículo de lançamento e os sistemas de operações.

A exemplo do FireSat, definimos que o sujeito são incêndios florestais e podemos detectá-los fazendo medições de temperatura, mudança na composição química da atmosfera, imagem tirada por câmera, etc. A partir daí, pode-se ter uma ideia melhor de que tipo de sensor usar e o que isso implicará nos demais elementos da arquitetura da missão.

De forma análoga ao que foi feito para a missão, os fatores limitantes também são definidos para o nível de sistema e são de mesma natureza. Deve-se pesar o *budget* financeiro, as políticas e normas que devem ser seguidas e as limitações de performance contra o que se deseja alcançar e como.

3.3 *Trading*

O processo de *trading* consiste no ajuste da missão e/ou do sistema em termos de seus requisitos e limitações. Isso é feito através de um processo iterativo conhecido por *loop* de requisitos.

Loop similar é empregado entre as fases de *design* de subsistemas e a fase de definição dos requisitos e limitações do sistema (*design loop*). Ambos são mostrados na Figura 12.

No exemplo do FireSat, temos que pensar em um sistema que detecte, identifique e localize incêndios florestais instantaneamente. Perceba que o requisito que trata do tempo de resposta, instantaneamente, é vago. Que intervalo de tempo pode ser considerado instantâneo? Digamos que a cada minuto. Uma revisão preliminar dos elementos necessários para este sistema pode concluir que, para este intervalo de tempo, a quantidade de satélites, custo e logística das operações tornam o projeto impossível de ser executado.

A quantidade de satélites então diminui para uma espaçonave. Isso implica em um tempo de resposta de três dias. Nesse tempo, o incêndio pode estar fora de controle e, portanto, não atende à missão. Quando se obtém a informação de que um tempo de resposta de 24 horas é satisfatório para o combate do incêndio e o número necessário de satélites vai para dois satélites, o projeto passa a ser executável dentro do *budget* financeiro e cronograma.

Esse *loop* continua quantas vezes forem necessárias e em quantos requisitos forem necessários, até que se possa passar para próxima fase do *system engineering process*.

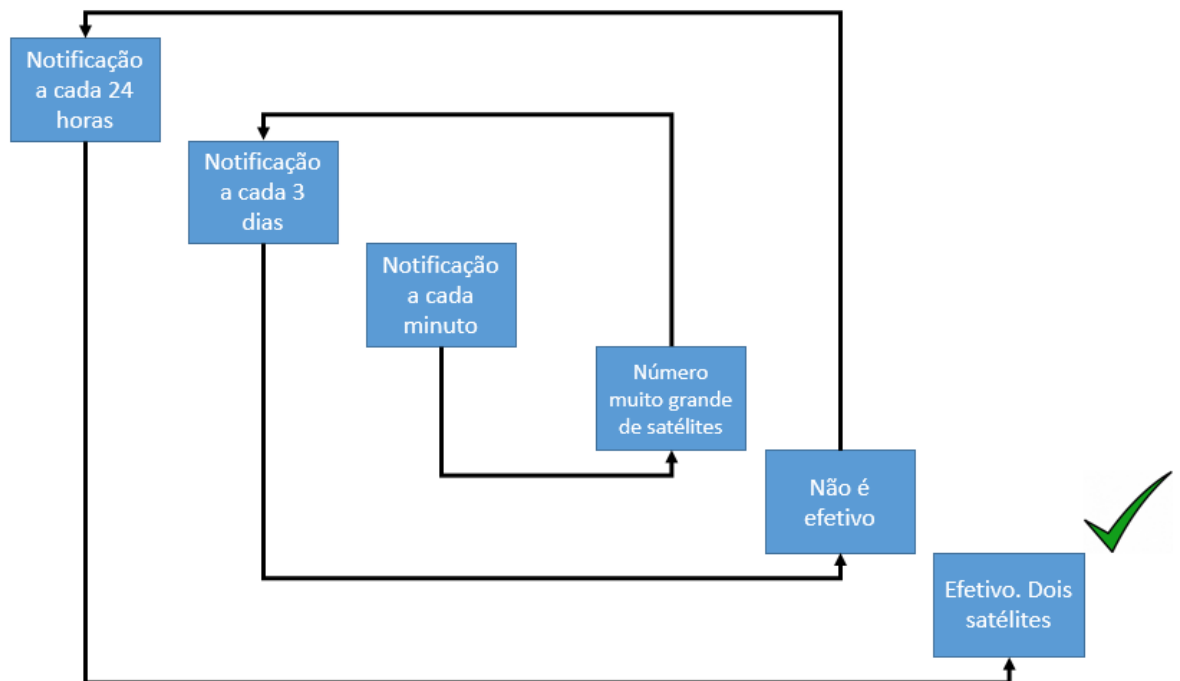


Figura 14 - Loop de requisitos – FireSat

3.4 Design de Payload e Subistemas

Quando os requisitos da missão e do sistema já estão refinados o suficiente para sair do primeiro *loop*, o próximo passo é o *design* do *payload* e subistemas que compõe o *bus*. Neste nível, as especificações são detalhadas incluindo desenhos mecânicos, diagramas elétricos, interfaces, etc.

Voltemos ao exemplo do FireSat já realizando o *trading* com as definições anteriores de sistema. Temos que o sujeito definido na fase anterior são incêndios

florestais. Porém, para o *designer*, é importante saber quais características podem ser medidas para dizer com certeza que encontrou um incêndio florestal que deve ser combatido. Volta-se então à definição do sujeito e os incêndios de interesse medirão de x a y acres, por exemplo, e que, além disso, pode ser detectado também pela luz, calor e fumaça que emite.

A partir daqui o *designer* já pode afunilar suas escolhas de sensores que irão compor o *payload*. Continuando a iteração com a fase anterior, o *designer* buscará responder perguntas tais como:

- Qual a intensidade luminosa a ser detectada? Ex: em lumens;
- Quantidade de fuligem no ar em volta do incêndio? Ex: em ppm;
- Qual o intervalo de temperatura de interesse? Ex: de A a B °C.

As iterações e respostas para essas perguntas resultarão em especificações que ajudarão a equipe de projeto a decidir os sensores finais, componentes da carga útil do satélite.

A determinação do *payload* dá alguns parâmetros para o *design* dos demais subsistemas e este é geralmente feito no formato de *performance budgets*. Por exemplo, o *payload* influencia fortemente no *design* do subsistema de controle de atitude que, por sua vez, exerce influência nos requisitos de órbita.

Pode-se observar, e é de certa forma intuitivo, que o *trading* também ocorre entre os subsistemas e não só na via *payload-bus*. O processo de *design* a seguir mostra a interface e interdependência entre subsistemas e *payload* na fase de *design*.

3.5 *Design Process*

O processo de *design* visa a definição da interface entre *payload* e subsistemas e, assim como o *system engineering process*, é impulsionado por requisitos. Como exemplo dessa interface, temos que o conceito da missão e o *payload* determinam os *budgets* do subsistema de controle de atitude e órbita. Esses *budgets*, por sua vez, influenciam decisões de *design* sobre o sistema de propulsão. Já este, sobre o projeto da estrutura. E todos esses sistemas necessitam de potência, contabilizado no *power budget* [14].

Na Figura 15, a interdependência entre os subsistemas fica clara. São inter-relacionados numa espécie de corrente e esses relacionamentos são iterados até que se tenha uma estrutura fixa de referência, ou seja, um *baseline*.

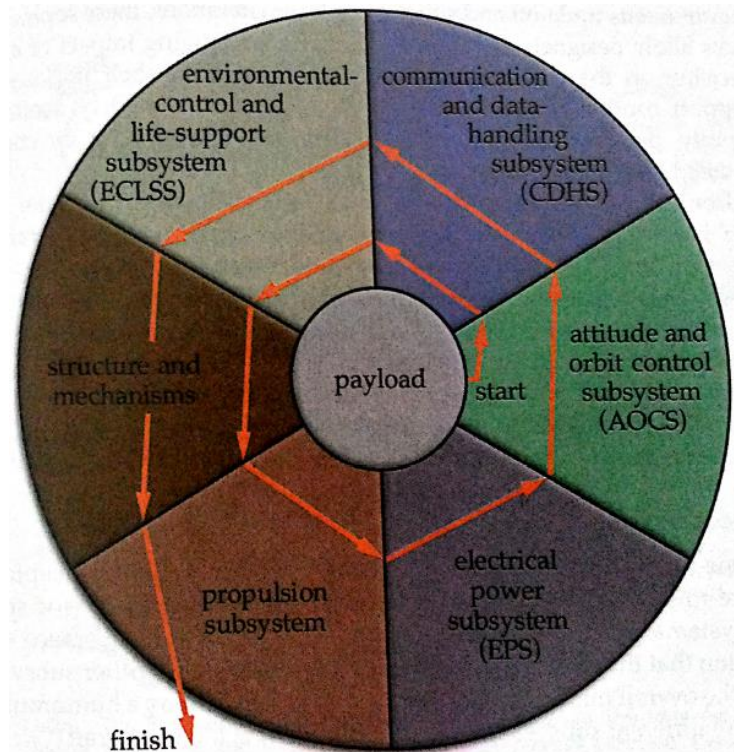


Figura 15 - Inter-relação dos subsistemas no *design process*

Uma das mais importantes regras do *design*, porém, é resumida na frase “*Better is the enemy of Good*”, ou “Melhor é o inimigo de Bom”, em tradução livre. Em outras palavras, nunca se chegará em um *design* perfeito. Este deve satisfazer os requisitos da missão com o tempo, recursos humanos e financeiros disponíveis.

Além disso, é sempre de bom tom lembrar da fabricação do satélite. Alguns *designs* satisfazem a missão, mas são difíceis ou impossíveis de construir. Por esse motivo, o engenheiro e o técnico devem manter uma boa comunicação.

Ao pensar no número de partes, tipo de material, disponibilidade dos componentes, etc., estamos exercitando os princípios do *Design-for-manufacturing* [14].

3.6 Ferramentas de análise e *design*

Há algum tempo, as decisões e os desenvolvimentos em projetos de engenharia são auxiliados por ferramentas computacionais. As ferramentas a seguir são comumente usadas em projetos de engenharia aeroespacial.

- *Softwares* de desenho a exemplo do SolidWorks e Solid Edge;
- *Softwares* de análise da dinâmica de sistemas;
- *Softwares* de análise de missão a exemplo do GMAT da Nasa, que é *open source* e o *Freeflyer* da a.i. solutions, exemplo de *software* COTS;
- *Softwares* de elementos finitos

Essas ferramentas assistem todos os passos do *system engineering process*. Portanto, além dessas, o bom senso do engenheiro é fundamental para que o uso das ferramentas seja correto e a interpretação dos dados faça sentido.

3.7 Validação do *design*

Parece óbvio que as pessoas envolvidas, especialmente em um de projeto com alta correlação entre os subsistemas, comuniquem-se constantemente. Isto serve para que o *bus* e o *payload* estejam em concordância entre si e a missão. Para certificar que isso aconteça, existe o processo de validação do *design*.

Este *loop* faz com que os *designers* constantemente comparem suas decisões com os requisitos da missão. Dessa forma, o projeto se mantém fiel ao que se propôs a cumprir. A Figura 17 exemplifica o que pode ocorrer caso esse processo não seja seguido.

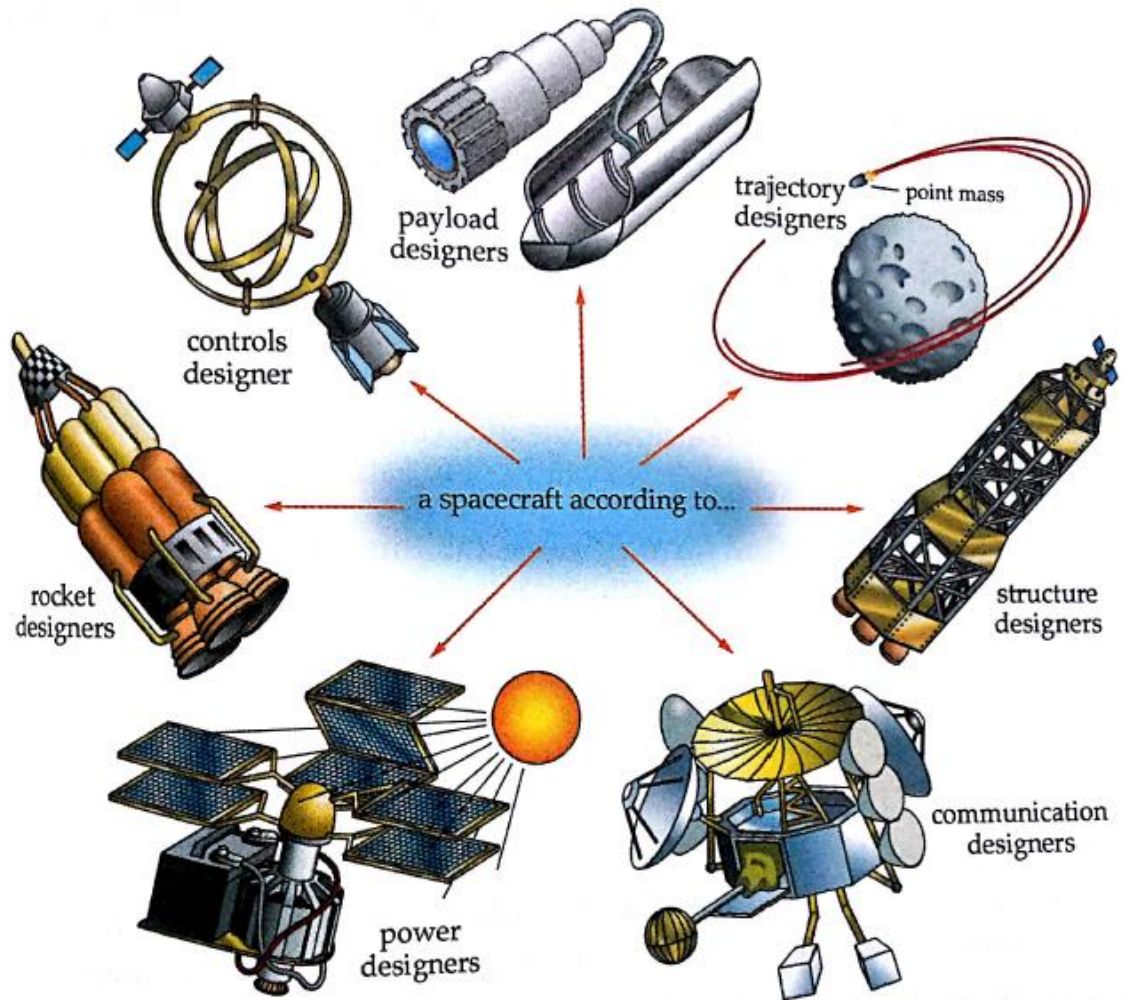


Figura 16 - A figura exemplifica o porquê da importância da Validação do *Design* [14]

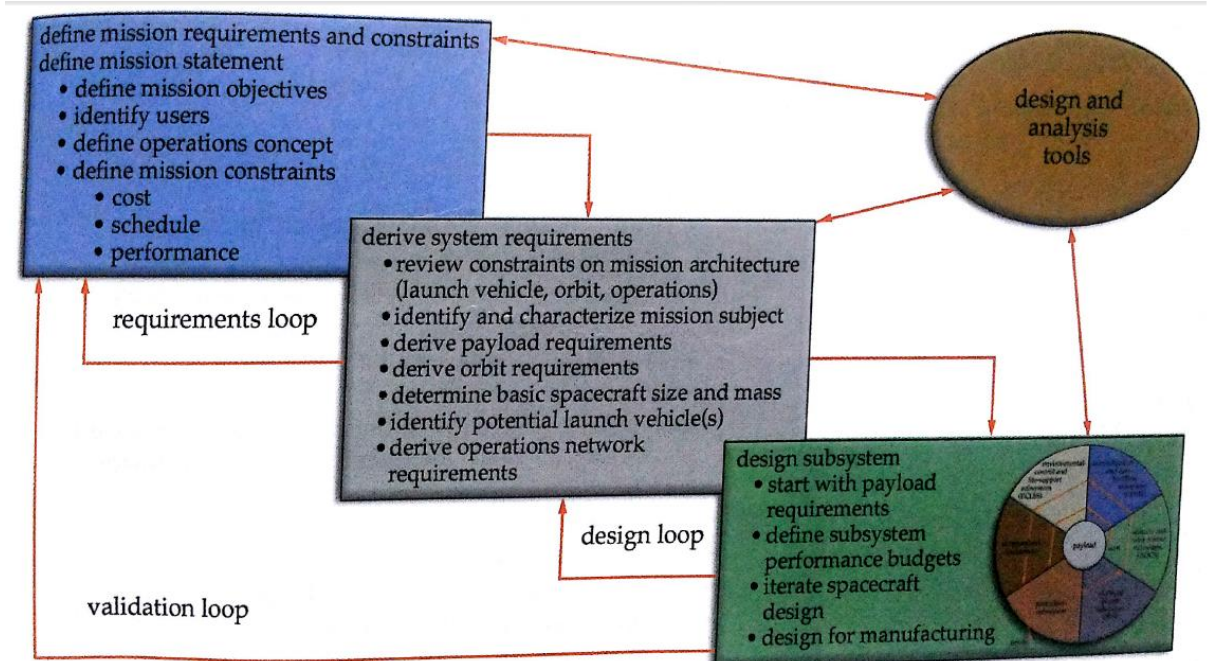


Figura 17 - System Engineering Process detalhado com Loop de Validação [14]

4. KIT CUBESAT

Kits CubeSats de engenharia não são uma novidade na área. Apesar disso, seu preço pode variar de 7500 dólares a 54950 euros e é, portanto, um impeditivo para aqueles que desejam desenvolver projetos e aprender a partir desses kits.

Além disso, a compra de kits prontos pode não promover a mesma oportunidade de aprendizado, especialmente com os obstáculos que existem ao longo do projeto, que o desenvolvimento do satélite desde o seu princípio aqui mesmo na escola proporciona.

Neste capítulo, portanto, o projeto de um kit CubeSat, em versão beta é apresentado. Para seu desenvolvimento, o roteiro anteriormente apresentado foi utilizado.

4.1 Missão

Para confecção do *mission statement* foram identificados os objetivos, usuários e conceito de operações.

4.1.1 Objetivos

Este CubeSat se propõe a atender diversos tipos de missão, servindo como uma base sobre a qual o usuário pode adicionar sistemas para servir à sua aplicação. Entretanto, há algumas restrições. Por ser uma versão beta, não tem como objetivo possuir estrutura completa para lançamento.

4.1.2 Usuários

Os beneficiários do CubeSat e deste trabalho serão a EESC, o curso de Engenharia Mecatrônica e mais imediatamente o grupo de graduação Zenith, que já utiliza alguns dos componentes e sistemas desenvolvidos neste trabalho.

Usuários externos à escola também poderão utilizar o kit em parceria com esta. Como exemplo, temos a EMBRAPA, que já demonstrou interesse em utilizar a plataforma como uma câmera para detectar certas doenças em plantas com o auxílio de um banco de LEDs de alta potência integrados à estrutura do satélite.

4.1.3 Conceito de Operações

Os elementos da missão são o próprio satélite, nesse caso. Portanto, o conceito de operações envolve seus próprios subsistemas. Então, temos que o *payload* deve enviar dados da missão ao *On Board Computer* (OBC), que por sua vez pode armazená-los. Ambos subsistemas serão suportados pelo terceiro, o *Electrical Power System* ou EPS.

Com esses requisitos, podemos escrever o seguinte *mission statement*: Fazer o projeto de um modelo de engenharia de CubeSat, tipo kit e em versão beta, que se

adapte a diversas aplicações através da manutenção ou adição de novos componentes e/ou sistemas aos já existentes.

4.1.4 Fatores limitantes da missão

Como a maioria dos projetos, se não todos, há fatores que limitam a missão. As limitações mais relevantes que encontramos dizem respeito a recursos financeiros, humanos, cronograma e performance. São estes:

- **Fatores financeiros:** sabíamos previamente, especialmente através do grupo Zenith, que alguns dos componentes do CubeSat seriam caros considerando a verba disponível que tínhamos. Portanto, estes componentes constariam no trabalho como uma sugestão para possíveis implementações futuras ou seriam utilizadas alternativas mais baratas, quando possível;
- **Recursos Humanos:** uma equipe composta de alunos de graduação que se dedicam ao desenvolvimento e construção de um CubeSat conta com, no mínimo, cinco alunos. Há, geralmente, a participação de alunos de pós graduação e professores orientadores. Uma estrutura da qual, aqui na escola, o grupo que mais se aproxima é o Zenith. Este trabalho, no entanto, conta apenas com um desenvolvedor e executor;
- **Performance:** a performance é limitada pelos componentes já disponíveis na escola e outros que seriam comprados de acordo com o *budget* financeiro disponível;
- **Cronograma:** apesar de os usuários não definirem uma *timeline* nem data limite, nosso intuito era deixar, no mínimo, as sugestões dos componentes que poderiam ser usados nesse ou em outros CubeSats assim como seu desenho mecânico até o fim de 2015.

4.2 Sistema

Elementos do sistema como órbita, veículo de lançamento e *ground station* não são aplicáveis a este projeto em particular. Nossos esforços se concentram então no satélite em si.

No nível de sistema, massa e dimensão do satélite são inicialmente definidas. Entretanto, sua massa máxima e dimensões já são bem delimitadas a partir do momento que decidimos fazer um CubeSat, pois este é padronizado. Quanto ao sujeito da missão, temos que pode ser variado, já que o objetivo é fazer um CubeSat que tenha a flexibilidade de atender variadas missões. Portanto, esse julgamento, quanto ao sujeito e suas características, é deixado para o usuário.

4.2.1 Requisitos e fatores limitantes

Para derivar requisitos e fatores limitantes de um sistema que objetiva atender um leque missões aberto e variado, deve-se considerar, acima de tudo, flexibilidade. Seu OBC, portanto, deve possuir uma gama de interfaces variadas para que possa acomodar diferentes sensores com diferentes tipos de comunicação.

Seu EPS também deve possuir uma certa margem, de forma que possa acomodar um *range* de potência a ser fornecida aos demais subsistemas, à medida que o usuário adicione e modifique a arquitetura inicial do kit.

Quanto a estrutura, esta possui requisitos bem definidos, no caso da plataforma CubeSat. A soma das massas dos seus subsistemas não devem exceder a massa de 1,33 kg, tampouco suas dimensões podem ultrapassar 100 mm de lado, segundo *CubeSat Specification Drawings (1U, 1.5u, 2U, 3U, 3U+)* [8]. Sempre respeitando os *budgets* da missão anteriormente descritos em 4.1.4.

4.3 Design

Neste estágio do *system engineering process*, caracteriza-se o *payload* e o *bus* em termos quantitativos e de suas especificações. Dessa forma, os componentes que constituirão o CubeSat são escolhidos.

4.3.1 Estrutura

A estrutura do CubeSat é padronizada, entretanto, permite certo grau de flexibilidade em seu *design*. Fizemos então um apanhado de alguns CubeSats finalizados a fim de conhecer sua estrutura e os requisitos que levaram àquele *design*. Dessa forma, teríamos uma base do que considerar no desenvolvimento da estrutura do kit.

Foram escolhidos 4 CubeSats bem conhecidos na comunidade: o PolySat [1] [4], AAUSAT [41], CanX-1 [31] e o MCubed [30]. Destes, foi selecionada a estrutura do CubeSat CanX-1 como foco. Sua estrutura e desenhos são mais ricos quanto aos detalhes. Além disso, possui simples fixação entre os componentes da estrutura e placas que possibilitam a localização dos componentes internos.

O material do qual é composto a estrutura é, idealmente, alumínio aeronáutico. Dentre as opções dadas em *CubeSat Design Specification, Revision 13* [7], temos os alumínios 7075, 6061, 5005, e/ou 5052. O CubeSat se encontra no momento na fila da oficina para ser fabricado. Pelo fato de o alumínio disponível no laboratório ser o alumínio 6060 da Famak, este será o material de que será constituída a estrutura do CubeSat, pelo menos por agora.

As dimensões externas e dos *rails* do CubeSat obedecem padronização seguindo o *CubeSat Specification Drawings (1U, 1.5u, 2U, 3U, 3U+)* [8]. Já as dimensões não padronizadas, no caso do kit, são: faces X e Y que possuem 1 mm de espessura, enquanto que a face Z conta com 2 mm. São as mesmas espessuras utilizadas no CanX-1 [31], porém o autor não deixa claro porque essas espessuras foram arbitradas. As paredes possuem recortes para que permitam a passagem de fios e implementação de *magnetorquers*, painéis solares e contato do *payload* com o ambiente externo.

Na face Y, há ainda um ressalto com um furo para acomodar os *spacers*, cuja função é suportar as placas de circuito. Estas, por sua vez, podem servir tanto para implementação de circuitos quanto para anteparo no qual fixar outros elementos. No nosso caso, o OBC e a câmera. As placas de circuito contam ainda com pequenos recortes para permitir a passagem de fios pelo lado de dentro do CubeSat.

Por fim, temos os *rails*, *spacers*, *bosses* e *brackets*. Esses três últimos são elementos de fixação. Os *spacers* fixam as placas de circuito. *Bosses* fixam as paredes X em Z. E os *brackets*, as paredes laterais, X e Y, nos *rails*.

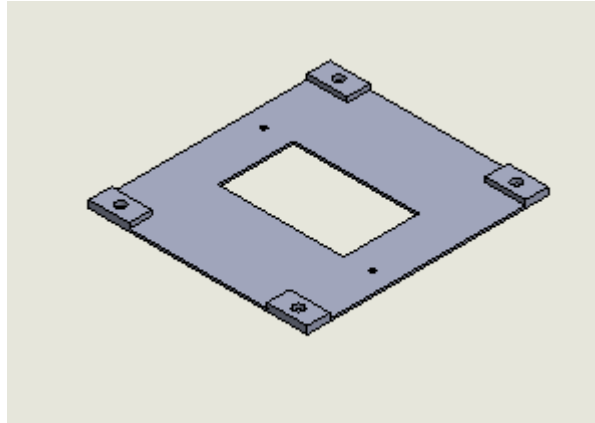


Figura 18 - Face Y

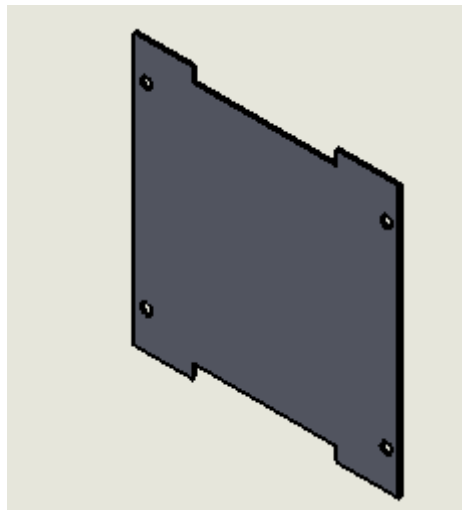


Figura 19 - Placa de circuito 1

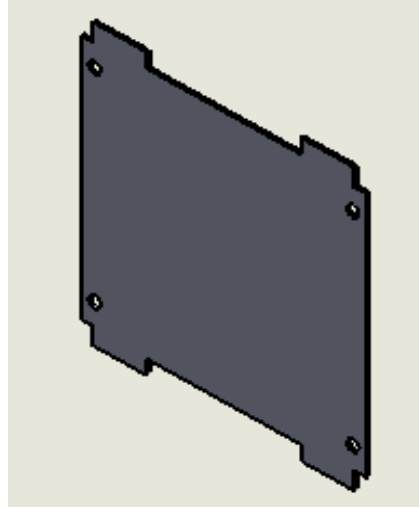


Figura 20 - Placa de circuito 2

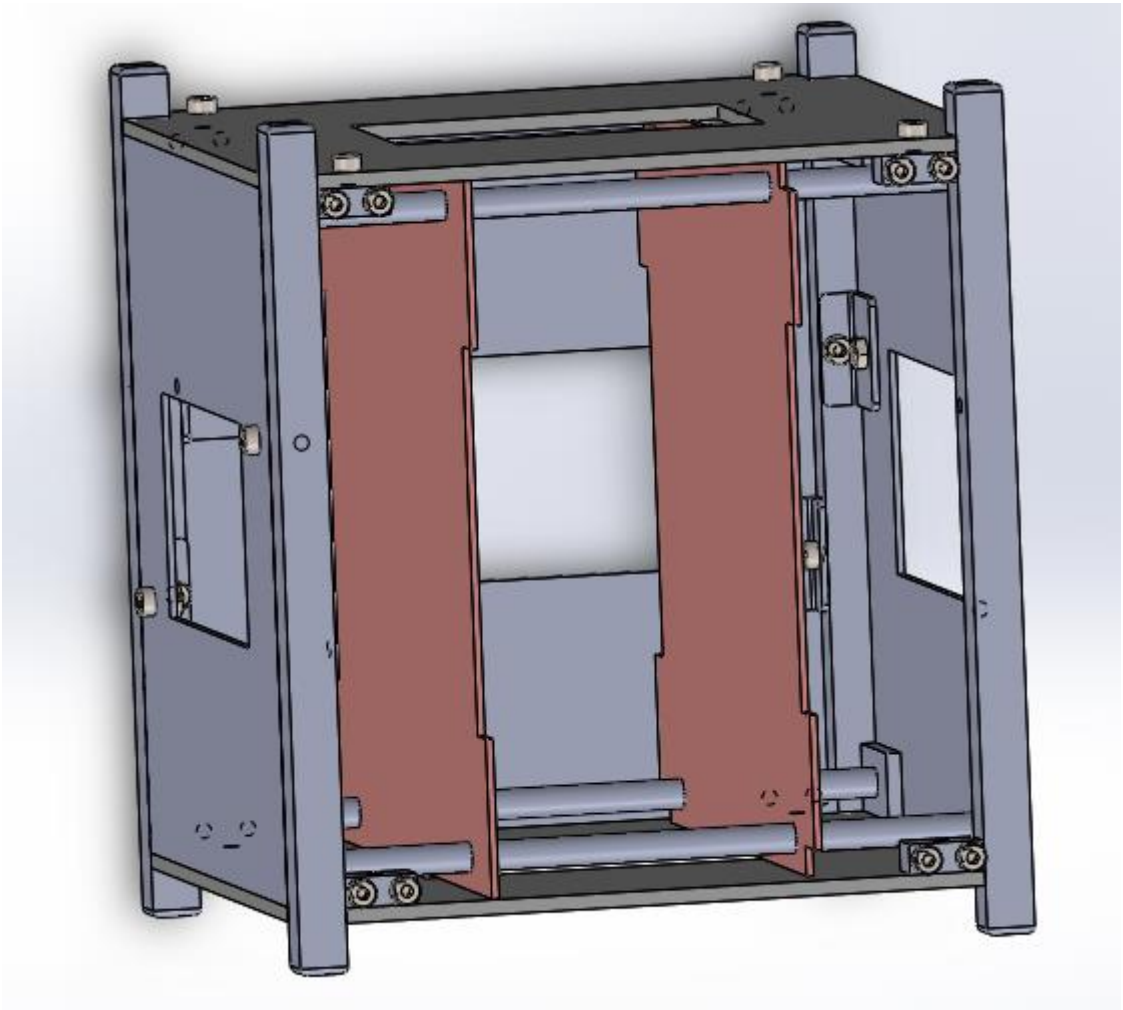


Figura 21 - Estrutura com detalhe das peças de fixação (*brackets, spacers e boss*)

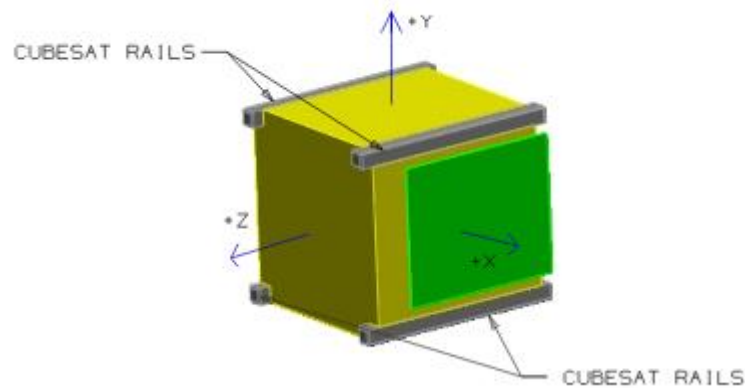


Figura 22 - Sistema de coordenadas do CubeSat [8]

Os desenhos foram feitos utilizando a ferramenta de *design* SolidWorks 2014 disponibilizada pela escola. Os desenhos em 2D compõem o Anexo C deste trabalho.

4.3.2 On Board Computer

Para a escolha do OBC, o ideal é que a placa utilizada seja *off the shelf*. Dessa forma, múltiplas ferramentas de desenvolvimento, como compiladores e *debuggers* estarão disponíveis [31]. Característica especialmente favorável no caso de um satélite tipo kit. Seu consumo deve estar entre 9 e 25 W, comum nos *power budgets* de CubeSats, e sua massa no intervalo de 50 a 60 g.

Disponibilidade também é um fator de grande influência. À nossa disposição, tínhamos o processador Colibri T20 da empresa Toradex. Processador Cortex A9 *dual core*, disponível em 256 e 512 MB (32 bits), uma variada gama de interfaces nas quais o usuário tem as opções de sistema operacional Windows CE e Linux.

Um processador da mesma família, o Colibri PXA270, foi utilizado com sucesso no satélite MCUBED. No qual, entre outras funções, armazenava fotos oriundas do *payload*. Esse fato aumenta a confiança de que a Colibri T20 não só é adequada para este CubeSat, como provavelmente seria também adequada para um lançamento real.

A *carrier board* da Toradex utilizada foi a Viola v1.1. Esta é a *carrier board* de menor fator de forma da Toradex e conta com diversas I/Os, o que a torna adaptável

a diversas aplicações e atendendo o requisito de flexibilidade da missão e sistema. Suas dimensões e I/Os são mostradas na Figura 24 e Figura 25.

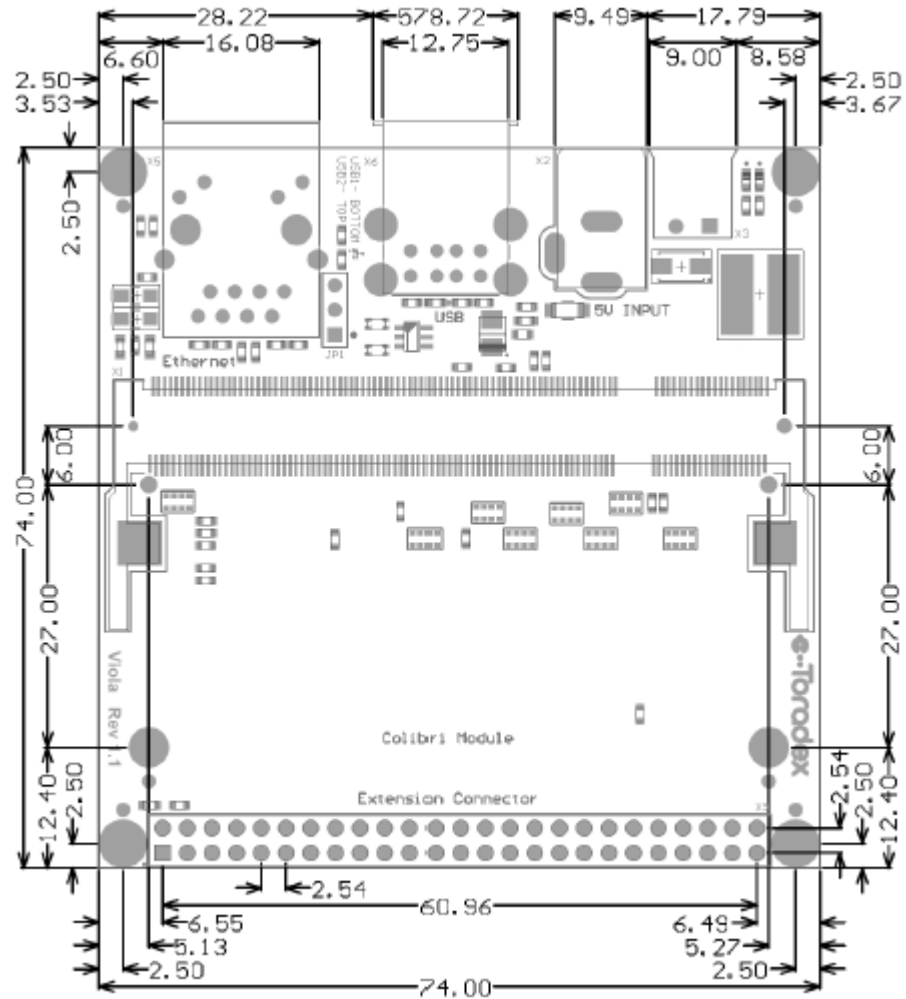


Figura 23 - Vista do topo da *carrier board* Viola v1.1

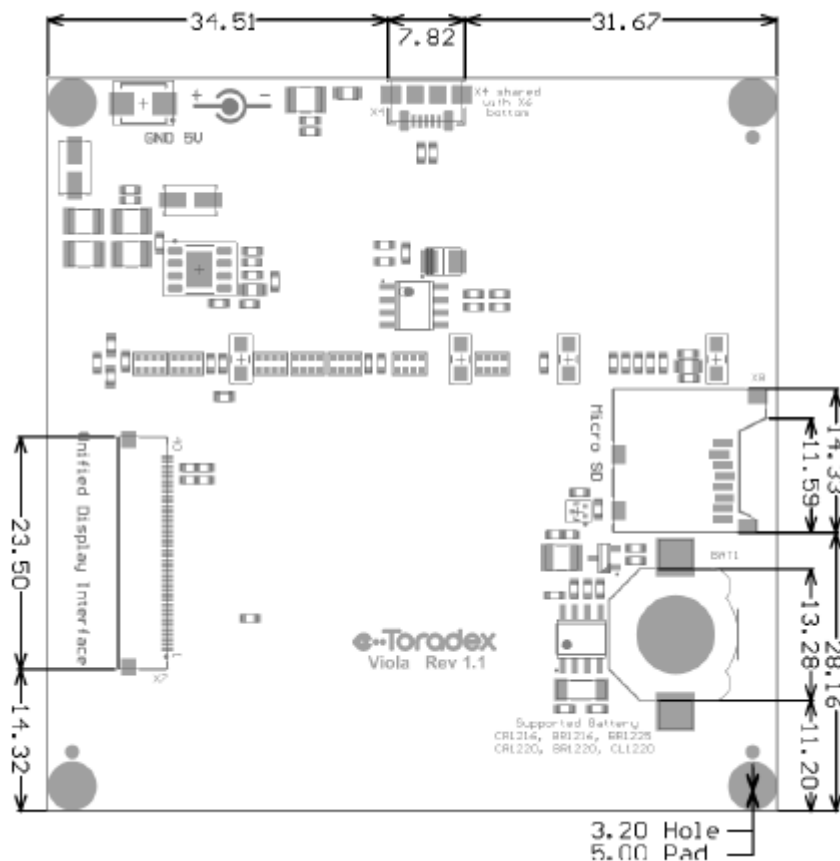


Figura 24 - Vista da face inferior da carrier board Viola v1.1

4.3.3 Câmera

Câmeras utilizadas em outros CubeSats, micro câmeras e *webcams* foram pesquisadas a fim de ajudar na escolha da câmera do kit. A relação dessas câmeras e suas especificações podem ser encontradas no Anexo A deste trabalho.

Dentre estas câmeras, foi decidido que usaríamos a câmera Chameleon3 1.3 MP USB3 Vision da empresa PointGrey. Essa câmera possui interface USB 3.0, que poderíamos conectar a uma das portas do computador em módulo facilmente, com *software* gratuito, de fácil utilização e didático, pois conta com exemplos em diversas linguagens de programação. Além disso, recebemos bons *feedbacks* sobre sua performance e está dentro dos limites do orçamento.

Seguem algumas de suas especificações:

- Potência consumida: menos de 3 W, em seu consumo máximo;
- Resolução: 1,3 MP;

- Preço: US\$ 295,00 + US\$ 100,00 (frete);
- Entrega: 4 a 5 dias;
- Interface: USB 3.0;
- Tamanho: 1540 mm², com case;
- Tensão de alimentação: 5-24 V via GPIO/ 5 V via USB.

Quanto a sua forma de acionamento, sugere-se que uma chave externa seja ligada em uma das saídas GPIO disponíveis (conector X9 da Viola v1.1, portas de 8 a 18), cujo *status* (aberto ou fechado) é checado via programação. O *software* da câmera, FlyCapture 2, disponibilizado gratuitamente no site da empresa PointGrey [29], permite esta programação em Visual Studio nas linguagens C, C#, C++ ou Visual Basic. Há ainda a possibilidade da utilização da linguagem Python. O usuário ainda conta com a opção de realizar o acionamento diretamente pelo FlyCapture 2, auxiliado por monitor e *mouse*.

4.3.4 Bateria

A escolha da bateria é feita através de um *power budget*, no qual é feito um balanço das necessidades de potência dos demais subsistemas. A Tabela 1 mostra a potência que cada componente consome.

Componente	Potência dissipada	Tensão	Corrente
Chameleon3 1.3	3W	5 - 24 V via GPIO/ 5 V via USB 3.0	600 mA
Viola	15 a 25 W	5 V +/- 0,25V	3A - 5A
Colibri	high load 256: 2,813 W/ high load 512: 2,848 W	3,3 V	812 mA (256) 822 mA (512)
Resultado	19,152 W	5V	5A

Tabela 1 – Power Budget

Para o cálculo de potência total consumida, consideramos o pior cenário de consumo e como os componentes estão conectados entre si. Esta última consideração está ilustrada no diagrama a seguir.

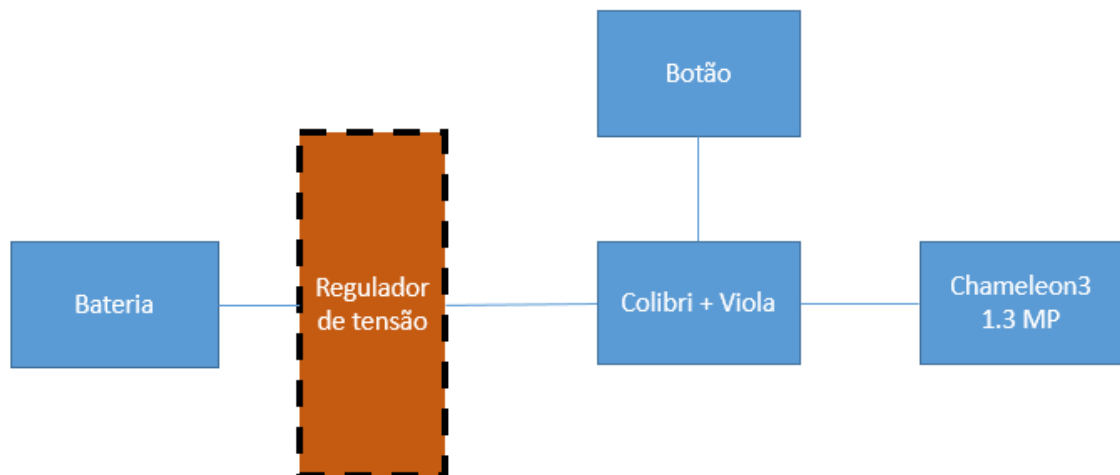


Figura 25 - Diagrama de ligação entre componentes com regulador de tensão

Portanto, necessita-se de 19,152 W no pior caso. Ou seja, quando o OBC “puxa” 5A de corrente das baterias e com a Colibri T20 512 MB em *high load*. Entretanto, constatou-se em laboratório que, ao fornecer 15 W a Viola (5 V e 3 A), esta trabalha bem e fornece potência suficiente para o bom funcionamento de cargas superiores às que a câmera representa. Sendo assim, deve-se procurar por baterias que forneçam à Viola 5 V e que tenha uma capacidade de, pelo menos, 3 Ah, visando no mínimo uma hora de independência para o CubeSat antes que suas baterias precisem ser trocadas ou recarregadas.

Um subgrupo de baterias foi selecionado e compilados no Anexo B deste trabalho. Foram pesquisadas baterias de Lítio íon (Li-ion) e Lítio polímero (Lipo) pois são largamente utilizadas em aplicações com CubeSats, permitem grande independência energética e são recarregáveis. Também são listadas baterias próprias para o ambiente espacial. Estas não servirão ao nosso propósito, entretanto, podem ser implementadas futuramente.

Escolhemos implementar baterias de Lítio íon que, apesar de possuírem menor densidade energética e maior peso, possuem desempenhos e ciclos de vida semelhantes às baterias Lipo. Além disso, são mais baratas e mais usadas em CubeSats. Fazendo associações dessas baterias, empresas especializadas em

componentes para CubeSats, como a ClydeSpace, produzem baterias para uso espacial.

Serão então utilizadas quatro baterias Li-ion de 3,7 V cada e 2,6 Ah. Dessa forma, temos um total de 7,4 V de tensão e uma capacidade de 5,2 Ah à disposição. O arranjo das baterias é mostrado no diagrama a seguir.

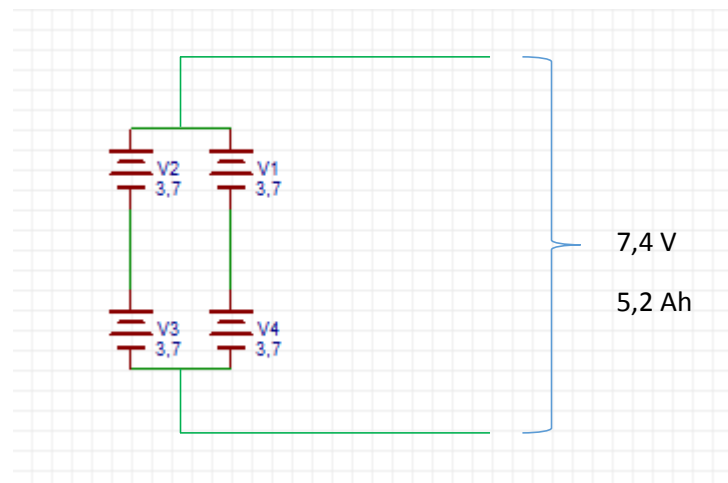


Figura 26 - Associação de baterias

Para que apenas os 5 V necessários a Viola sejam disponibilizados, é preciso que um regulador de tensão LDO 5 V DC-DC seja utilizado. Os reguladores de tensão indicados para este computador em módulo seguem listados na tabela abaixo.

Regulador	Empresa	Tensão de saída	Corrente de saída
LT1123	Linear Technology	5 V	4 A
L78S00	STMicroelectronics	5; 7.5; 9; 10; 12; 15; 18; 24 V	2 A
LT1076-5	Linear Technology	5 V	2 A
μA7800 SERIES	Texas Instruments	5; 8; 10; 12; 15; 24 V	1,5 A

LT3086	Linear Technology	0.4V a 32V	2,1 A
LT1185	Linear Technology	2.5V to 25V	3 A

Tabela 2 - Reguladores de Tensão Low Drop Out



Figura 27 - Placa ligada a monitor, teclado e mouse. Corrente de 3 A é suficiente para suportar a câmera

Ao incorporar os painéis solares ao CubeSat, é necessário que seja considerado o *trading* com as baterias, o momento adequado de transferir energia dos painéis para carregar as baterias e como estes se comportarão no suporte aos demais subsistemas. Para isso, é necessário o uso de uma placa que faça esse gerenciamento de potência como, por exemplo, a placa CS-1UEPS2-NB, fabricada

pela empresa especializada Clyde Space. Esta custa atualmente US\$ 3650,00 e, por esse motivo, seria interessante o desenvolvimento de uma placa com a função de gerenciar o *power system* aqui mesmo na escola.

4.3.4.1 Painéis Solares

Alguns painéis solares são deixados aqui como sugestão. Por ser um componente caro, o EPS deste CubeSat não contará com estes painéis.

Todos os painéis pesquisados se encontram no Anexo B, junto às baterias. Todos são compatíveis com baterias Li-ion e se adequam às dimensões do CubeSat, logo acima de suas paredes. Estas contam com furos que permitem a passagem de fiação.

4.3.5 Integração dos Componentes

Por fim, temos a sugestão de *assembly*, conforme desenho abaixo

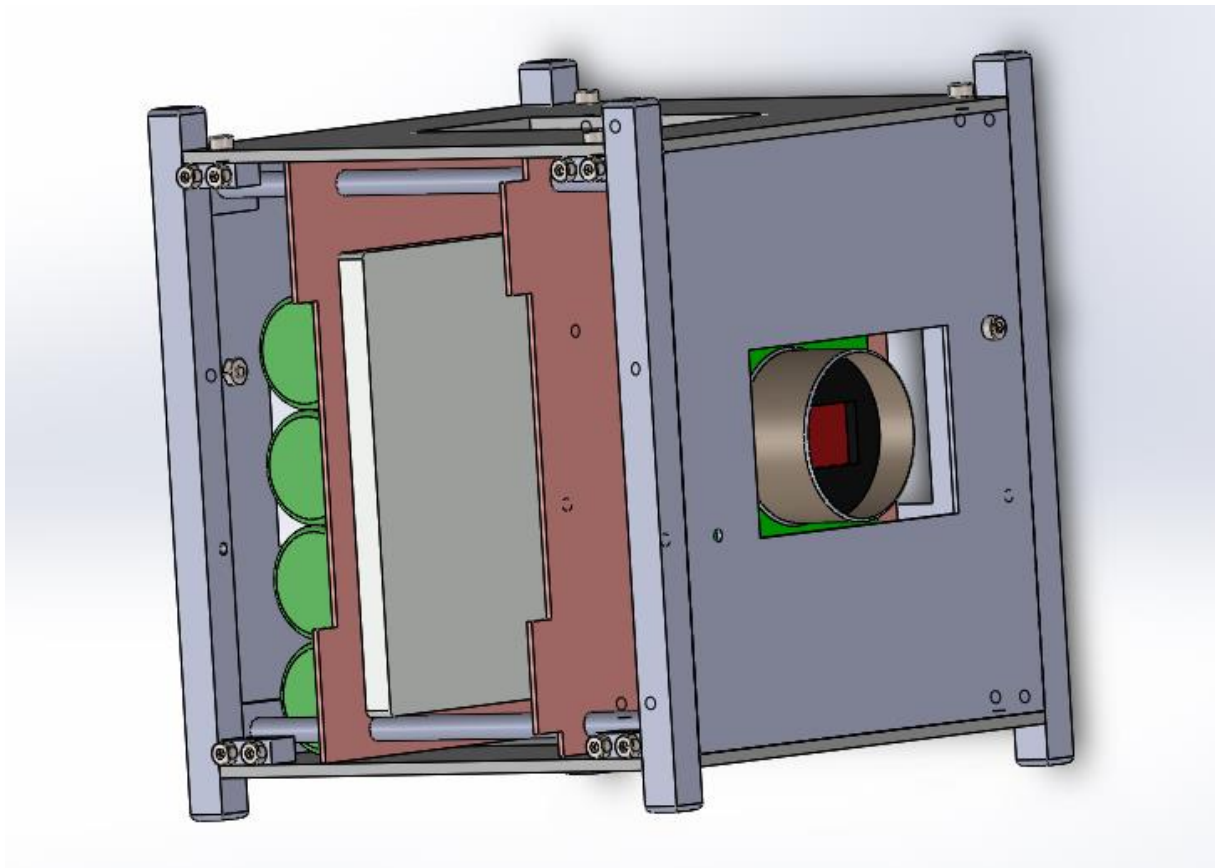


Figura 28 - Sugestão de assembly

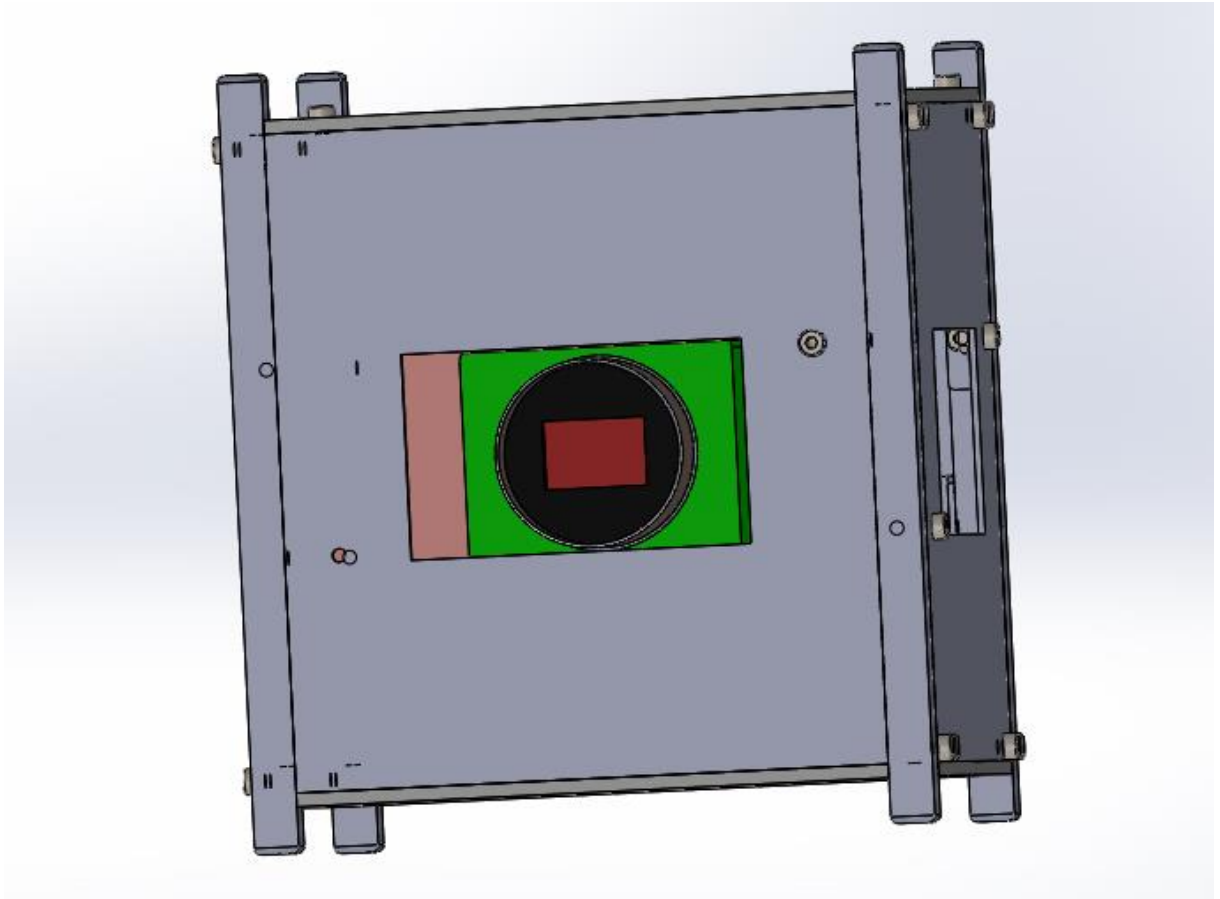


Figura 29 - Sugestão de *assembly*. Detalhe *payload*

A disposição dos componentes conta com uma certa flexibilidade e pode ser, até certo ponto, modificada pelo usuário, se este desejar ou precisar.

5. CONCLUSÃO

Este trabalho introduziu na Escola de Engenharia de São Carlos, em especial na Engenharia Mecatrônica, um roteiro para o projeto de nano e picossatélites, em particular aplicado a CubeSats. Apresenta também o projeto de um CubeSat kit em versão beta, a fim de servir de *kickstarter* para projetos futuros.

Sua sequência é apresentada de forma a introduzir a padronização que rege o *design* desse tipo de satélite, assim como seus dispositivos e mecanismos de lançamento. Em seguida, fazendo uso de diferentes fontes e as lições aprendidas durante a execução do projeto, foi montado um roteiro de projeto. Este foi posteriormente empregado neste mesmo trabalho a fim de produzir um projeto de CubeSat.

A estrutura mecânica segue as normas mantidas pela comunidade científica da área e é projetada de forma que melhorias possam ser implementadas aos subsistemas já existentes e dando espaço para que mais subsistemas sejam adicionados.

Seu *Electrical Power System* suporta sem problemas placas *off the shelf* e uma diversa gama de *payloads*, pois atende a um grande *range* de potência, considerando os *payloads* comuns a CubeSats, ao passo que é compatível com painéis solares comerciais.

Por fim, seu *payload* oferece uma carga útil inicial ao usuário e que é amplamente utilizada em CubeSats. A compatibilidade do seu *software* com diversas linguagens de programação aumenta ainda mais sua versatilidade e público alvo.

O trabalho desenvolvido encontrou vários obstáculos pelo caminho. Tratava-se de um novo desenvolvimento para os envolvidos e para a escola, o que eleva seu grau de complexidade. Contou com um *pool* de recursos humanos muito limitado, bem abaixo do que geralmente se encontra nesse tipo de projeto, além de restrições financeiras que impediram a expansão dos subsistemas. Apesar disso, o roteiro, a compilação de informações e o kit poderão contribuir para o enriquecimento desta área que ainda é pouco desenvolvida e explorada neste campus.

REFERÊNCIAS

1. Puig-Suari, J., Nugent, R., Munakata, R., Chin, A., Coelho, R. The CubeSat: The Picosatellite Standard for Research and Education. San Diego: AIAA SPACE 2008 Conference & Exposition, Setembro 2008.
2. Bandyopadhyay, S., 2015. A Review of Impending Small Satellite Formation Flying Missions. In: Proceedings of the 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee FL, 2015.
3. CubeSat Design Specification, Revision 13, 2015. Disponível em: <<http://www.webmail.cubesat.org/index.php/documents/developers>>. Acesso em: 29 de setembro de 2015.
4. Puig-Suari, J., Turner, C., Ahlgren, W. Development of the Standard CubeSat Deployer and a CubeSat Class PicoSatellite. Big Sky, MT: Aerospace Conference, Março 2001, v.1, IEEE record.
5. Thurn, A. Burn Wire Release Mechanism for Spacecraft and Terrestrial Applications. Patente: US 20150102172 A1, Abril 2015.
6. Lazansky, C., Christiansen, S. Problems and Product Improvements in a Qualified, Flight Heritage Product. In: Proceedings of the 38th Aerospace Mechanisms Symposium, Langley Research Center.
7. CubeSat Acceptance Checklists (1U, 1.5U, 2U, 3U, 3U+), 2014. Disponível em: <<http://www.cubesat.org/index.php/documents/developers>>. Acesso em: 29 de setembro de 2015.
8. CubeSat Specification Drawings (1U, 1.5U, 2U, 3U, 3U+), Revision 13, 2014. Disponível em: <<http://www.cubesat.org/index.php/documents/developers>>. Acesso em: 29 de setembro de 2015.
9. Cutler, J., Hutchins, G., 2000. OPAL: Smaller, Simpler and Just Plain Luckier. In: Proceedings of the 14th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan UT.
10. EATON's Non-Explosive Actuator for Aerospace and Military applications. Disponível em: <http://www.cooperindustries.com/content/public/en/wiring_devices/interconnect/products/Mil-Aero_Products/non_explosive_actuator.html>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.

11. NEA Electronics Hold Down and Release Mechanisms for spacecraft markets. Disponível em: <<http://www.neaelectronics.com/products/hold-down-and-release-mechanisms/>>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
12. Armed with Science. The Official U.S. Defense Department Science Blog. To Space! The CubeSat Release Mechanism, 2014. Disponível em: <<http://science.dodlive.mil/2014/09/12/to-space-the-cubesat-release-mechanism/>>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
13. Jet Propulsion Laboratory of California Institute of Technology, 2004. Star Camera. Disponível em: <http://nmp.jpl.nasa.gov/st6/TECHNOLOGY/star_camera.html>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
14. Sellers, J. J., Larson, W. J. Understanding Space: An Introduction to Astronautics, 3rd edition, p. 359-511, 2007.
15. Larson, W. J., Wertz, J. R. Space Mission Analysis and Design, 3rd edition, p. 353-497, 1999.
16. Goodrich Star Tracker HD-1003. Disponível em: <<http://web.archive.org/web/20080517004222/http://www.isr.goodrich.com/StarTrackers.shtml>>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
17. Jena-Optronik Attitude and Orbit Control Systems. Disponível em: <<http://www.jena-optronik.de/en/aocs.html>>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
18. Ball Aerospace & Technologies Corp. Star Trackers. Disponível em: <<http://www.ballaerospace.com/page.jsp?page=104>>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
19. Blue Canyon Technologies Reaction Wheels. Disponível em: <<http://bluecanyontech.com/portfolio-posts/reaction-wheels/>>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
20. Markley, F. L., Reynolds, R. G., Liu, F.X., Lebsack, K.L. Maximum Torque and Momentum Envelopes for Reaction Wheel Arrays. Journal of Guidance, Control and Dynamics, v.33, No. 5, p.1606-1614.
21. NASA General Mission Analysis Tool (GMAT). Disponível em: <<https://gmat.gsfc.nasa.gov/>>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
22. a.i. Solutions Freeflyer Software for Space, Mission Design, Analysis and Operations. Disponível em: <<http://www.ai-solutions.com/ProductsServices/FreeFlyer/Overview.aspx>>. Acesso em 14 de outubro de 2015.

23. CubeSat Shop – CubeSat Kits and Buses. Disponível em: <http://www.cubesatshop.com/index.php?option=com_virtuemart&Itemid=71&vmcchk=1&Itemid=71>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
24. Aalborg Universitys Studentsatellite AAU CUBESAT. Disponível em: <<http://www.space.aau.dk/cubesat/>>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
25. PointGrey FlyCapture Software download for Chameleon3 CM3-U3-13S2M-CS, All OS's. Disponível em: <<http://www.ptgrey.com/downloads>>. Acesso em: 14 de outubro de 2015.
26. Dontchev, K.A., Ghorakavi, K., Haag, C. E., Liu, T. M., Ramos, R. M-Cubed: University of Michigan Multipurpose MiniSatellite with Optical Imager Payload. Big Sky, MT: Aerospace Conference, Março 2010, IEE record.
27. Wells, G.J.; Stras, L.N.; Jeans, T.; Zee, R.E.; Pranajaya, F.M.; Foisy, D.G. Canada's Smallest Satellite: The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1). In: Proceedings of: 16th Annual AIAA/USU Conference of Small Satellites, Logan, Utah, 2002.
28. Clyde Space Electrical Power System (EPS), Power Distribution and Protection, Batteries and Solar Panels. Disponível em: <http://www.clyde-space.com/cubesat_shop>. Acesso em: 18 de outubro de 2015.
29. Bekker, D. L. et al. A CubeSat design to validate the Virtex-5 FPGA for spaceborne image processing. Big Sky, MT: Aerospace Conference, 2010 IEEE.
30. Toradex Colibri Arm and Viola Carrier Board v1.1 Data Sheet. Disponível em: <<docs.toradex.com/102194-colibri-arm-viola-datasheet.pdf>>. Acesso em: 18 de outubro de 2015.
31. Tenergy Rechargeable Cells and Battery Packs. Disponível em: <<http://www.tenergy.com/Products-Services>>. Acesso em: 18 de outubro de 2015.
32. Panasonic Rechargeable Batteries. Disponível em: <<http://na.industrial.panasonic.com/products/batteries>>. Acesso em: 18 de outubro de 2015.
33. The CubeSat Cookbook. Batteries, Electrical Power System, Solar Power. Disponível em: <<http://cubesatcookbook.com/>>. Acesso em: 18 de outubro de 2015.
34. Gom Space Power Components. Disponível em: <<http://www.gomspace.com/index.php?p=products-power>>. Acesso em: 19 de outubro de 2015.

35. SPECTROLAB NeXt, Ultra and Improved Triple Junction Solar Cells Data Sheet. Disponível em: <<http://www.spectrolab.com/solarcells.htm>>. Acesso em: 19 de outubro de 2015.
36. Toradex Colibri T20 Data Sheet. Disponível em: <https://www.toradex.com/pt_br/computer-on-modules/colibri-arm-family>. Acesso em: 19 de outubro de 2015.
37. Alminde, L., Bisgaard, M, Vinther, D, Viscor, T., Ostergaard, K. Z. Robustness of Radio Link Between AAU-Cubesat and Ground Station. Aalborg University, Norway, 2001.
38. Easy EDA – Web-Based EDA, schematic capture, spice circuit simulation and PCB layout Online. Disponível em: <<https://easyeda.com/editor>>. Acesso em: 19 de outubro de 2015.
39. Linear Technology Low Dropout Regulator Driver LT1123 Data Sheet. Disponível em: <<http://cds.linear.com/docs/en/datasheet/1123fb.pdf>>. Acesso em: 19 de outubro de 2015.
40. STMicroelectronics 2^a Positive Voltage Regulator L78S00 Series Data Sheet. Disponível em: <<http://www.farnell.com/datasheets/76145.pdf>>. Acesso em: 19 de outubro de 2015.
41. Linear Technology Low Dropout Regulator Driver LT176-5 Data Sheet. Disponível em: <<http://cds.linear.com/docs/en/datasheet/10765fc.pdf>>. Acesso em: 29 de outubro de 2015.
42. SparkFun Positive-Voltage Regulators μ A7800 Series Data Sheet: Disponível em: <<https://www.sparkfun.com/datasheets/Components/LM7805.pdf>>. Acesso em: 19 de outubro de 2015.
43. Linear Technology Low Dropout Regulator Driver LT1185 Data Sheet. Disponível em: <<http://cds.linear.com/docs/en/datasheet/1185ff.pdf>>. Acesso em: 19 de outubro de 2015.
44. Linear Technology Low Dropout Adjustable Linear Regulator with Monitoring and Cable Drop Compensation. Disponível em: <<http://cds.linear.com/docs/en/datasheet/3086fa.pdf>>. Acesso em: 19 de outubro de 2015.
45. DASSAULT SYSTEMES SolidWorks 2014.

ANEXO A – TABELA DE PAYLOADS

Câmera	Power Consumption (mW)	Resolution (MP)	Price (US\$)	Interface	Size (mm²)	Weight (g)	Temperature range	Additional work before implementation	Availability	Voltage level (V)
UI-1641LE	-	1,3	-	USB 2	1296	16g	-	-	INFAIMON	5
C3188A	120	0,3	US\$ 35,53 + US\$ 14,95 de frete	I²C	1120	-	-	Para poder ligar via USB, deve ser combinada com OV511+ e USB controller chip	Electronics123	5
IMCM20027	250	1,3	US\$22 (resale)	I²C	46,97	-	0-40°C	-	Não disponível	3,3
PO67XC-2	4800	0,5	US\$ 50 - 125	BNC video out	1008	-	-	Modificar conexão para ligar a Toradex	Sem resposta da Supercircuits	de 10 a 16
MicroCAM TTL	810	low: 0,005 to 0,02 high: 0,02 to 0,3	US\$ 49 + US\$ 40 de frete p/ o Brasil	UART	1024	6g	-	de -30 a 85 °C	Em estoque e pode ser enviada imediatamente	4,5-9,0
PB-IMV 13	500	1,3	Website não encontrado	-	2116	-	-	-	Não encontrada	3,3
PB-IMV 40	700	-	Website não encontrado	-	199	-	-	-	Não encontrada	3,3
PointGrey Chameleon3 1.3 MP Mono USB3 Vision (CM3- U3-1352M+CS)	3000	1,3	US\$ 295 + US\$ 100 shipping	USB 3.0	1540	54,9 g	0° to 45°C	-	Entrega de 4 a 5 dias	5-24 via GPIO or 5 via USB 3.0
HDCS-2020 e HDCS-1020	200	HDCS-2020: 0,3 HDCS-1020: 0,1	-	UART or synchronous serial interface I²C	198	-	-5° to +65°C	-	Sem resposta da Agilent Technologies	3,3-3,6
OV7648FB Imaging Sensor	60	-	\$ 5.65	SCCB/I²C	16	-	-30°C to 70°C	-	Sem resposta	VDD-A DC supply voltage – Analog – 2.452.75 3.0 V VDD-C DC supply voltage – Digital Core – 1.62 1.8 1.98 V VDD-I/O DC supply voltage – I/O power – 1.7 – 3.0V

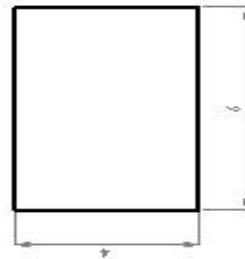
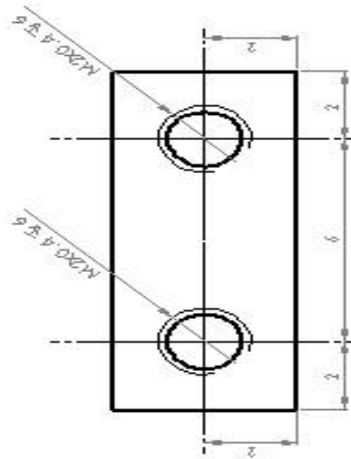
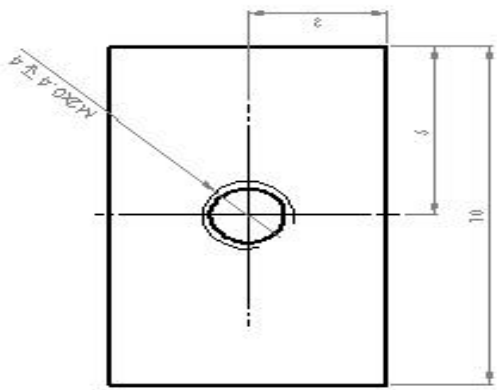
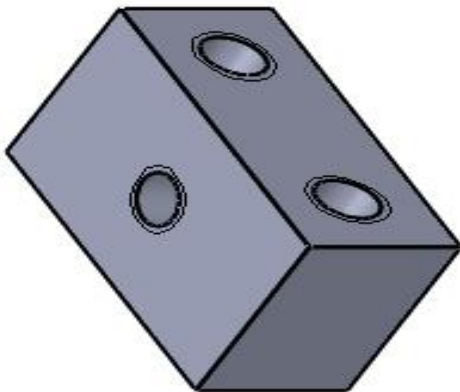
ANEXO B – BATERIAS E PAINÉIS SOLARES

Baterias	Empresa	Verões/Part Number	Tensão	Capacidade/Potência	Dimensões	Preço	Site	Massa
CS-SBA73-10		10, 20e 30 Whr	8,2 e 32,8 V	1,25 Ah	90,170 x 95,885 x 23,815	\$ 3800 (10Whr), \$ 2850 (20Whr) e \$ 3850 (30Whr)	http://www.cylde-space.com/cubesat_shop/batteries/279_cubesat-standalone-battery	-
CS-18A73-10	CyldeSpace	10, 20 Whr	8,2 e 32,8 V	1,25 Ah	-	\$ 950	http://www.cylde-space.com/cubesat_shop/batteries/14_integrated-battery-daughter-board	-
CS-18A73-10		10, 20 e 30 Whr	8,2 e 32,8 V	1,25 Ah	-	\$ 1750	http://www.cylde-space.com/cubesat_shop/batteries/210_note-battery-board	-
Li-ion Cylindrical (Rechargeable)	Tenergy	Item #F3005			38.4 x 65mm (D x H)	-	http://www.tenergy.com/Site/Products	40g
		Item #F3006			38.7 x 68mm (D x H)	-	http://www.tenergy.com/Site/Products	50g
		Item #F3021	3,7 V	2,6 Ah	38.6 x 65.2mm (D x H)	-	http://www.tenergy.com/Site/Products	Cell: 3kg, Charger: 16kg
		Item #F3050			38.3 x 65mm (D x H)	-	http://www.tenergy.com/Site/Products	50g
Lithium Polymer Standard Discharge	Tenergy	Item #F3004		10Ah	198 x 73 x 7,9mm	-	http://www.tenergy.com/Site/Standard-Discharge	290g
		Item #F3006	3,7 V	5,5 Ah	149 x 53 x 7,5mm	-		110g
		Item #F3007		3 Ah	101 x 50,5 x 6mm	-		52g
Battery Packs Lithium Ion	Tenergy	Item #F3131-01		15,6 Ah	67 x 54 x 37mm	-	http://www.tenergy.com/Site/Li-ion-CubeSat	297g
		Item #F3134-01	3,7 V	10,4 Ah	19 x 73 x 68mm	-		385g
		Item #F3102		6,6 Ah	73 x 55,4 x 19mm	-		140g
Panasonic Li-Ion batteries (Rechargeable)	Panasonic	UF514657F; UF5151485T; UF534655F	4,2; 4,35; 4,2 V	1720mAh, 1660mAh, 1580mAh	56,5x46,1x5,05 mm; 47,5x50,9x5,05;	-	http://na.industrial.panasonic.com/products/lithium-ion/cubesat-standalone-battery	31,4; 28,7; 29,9g
Painéis Solares 1U (Single)	CyldeSpace	SP-L-0915U-0002-CS	4,70V a 28°C	2,08W a 28°C	-	-	http://www.cylde-space.com/cubesat_shop/solar-panels-deployable/1u-deployable-solar-panels	-
Painéis Solares 1U (Deployable - Single)	CyldeSpace	SP-L-0915U-0049	-	-	-	-	http://www.cylde-space.com/cubesat_shop/solar-panels-deployable/1u-deployable-solar-panels	-
Next Triple Junction (XTJ) Solar Cell	Spectrolab	-	2,633V a 28°C	135,3 mW/cm ²	-	-	http://www.spectrolab.com/DataSheets/Cells/PJK20XTJX20Ce1K9205-20-10.pdf	84 mg/cm ² (Bare) @ 140 µm 155 mil Ge wafer thickness
NanoPower P10 Series	GomSpace	P110A, P110B, P110C, P110D, P110E, P110F, P110G, P110H, P110I, P110J, P110K, P110L, P110M, P110N, P110O, P110P, P110Q, P110R, P110S, P110T, P110U, P110V, P110W, P110X, P110Y, P110Z	4,6-4,8 V	490-596 mW / 23 Win LED	-	2000-2750 EUR	http://www.gomspace.com/index.php?e=products-p110	26-29g

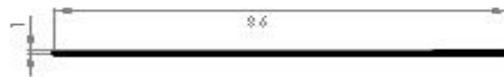
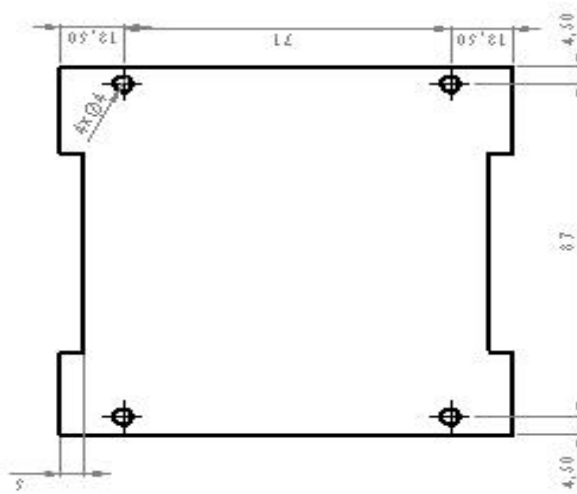
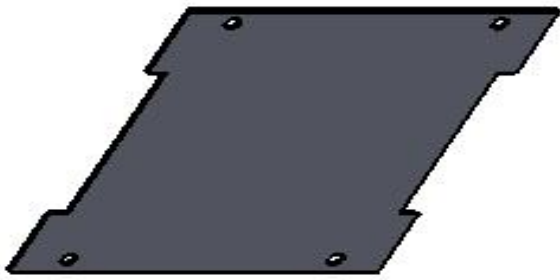
ANEXO C – DESENHOS 2D

P-DO	P-DA	P-DA	DESCRÇÃO	QTD
Rev	Rev	Rev		
1	0002-01			2
2	04			1
3	0002			2
4	0002			2
5	0002			2
6	001			2
7	0002			1
8	012310-234510 PARTES-000			2
9	012310-234510 PARTES-000			20
10	012310-144200 PARTES-000			1
11	012310-234510 PARTES-000			2
12	012310-0000 PARTES-000			2
13	0002			1
14	001			1
15	0002			1
16	0002			1
17	0002			1
18	0002			1

Assembly_0002_00



DISEGNO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
APPROVAZIONE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
TITOLO: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
AUTORE: <input type="text"/>		DATA: <input type="text"/>		NOME: <input type="text"/>	
VERIFICA: <input type="text"/>		DATA			



NOME DO PROJETO: placa de circuito A3	
NOME DO CLIENTE:	
NOME DO PROJETISTA:	
DATA DE CRIAÇÃO:	
DATA DE ATUALIZAÇÃO:	
VERSÃO:	
ESCALA:	
MATERIAL:	
OBSERVAÇÕES:	
REVISÃO:	
DATA:	
LOCAL:	
PROJETO:	
FOLHA:	

