



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

RELATÓRIO TÉCNICO

CONCEPÇÃO DO SUBSISTEMA DE POTÊNCIA DO NANOSATC-BR3

Bruno Fernandez Rodrigues de Sousa

Relatório de Iniciação Científica do Programa
PIBIC, orientado pelo Dr. Nelson Jorge Schuch

INPE

Santa Maria – RS

2020



AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus e a seu domínio.

Agradeço ao professor pós-doutor Nelson Jorge Schuch, depositar sua confiança em mim ao me admitir sob sua mentoria.

Agradeço ao professor doutor Eduardo Escobar Bürger, por me auxiliar e orientar sobre a carreira a seguir.

Agradeço ao engenheiro e técnico mecânico Rodrigo Passos Marques e a todos os membros do Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats e a todos os servidores do INPE pela ajuda e acolhimento.

Agradeço aos meus pais, minha família, por ter fé e me alavancar em meus sonhos.

Agradeço à Universidade Federal de Santa Maria, ao Centro de Tecnologia e aos professores do Curso de Engenharia Aeroespacial por fazerem possível o sonho de desenvolver um curso de capacitação à engenharia de tecnologias aeroespaciais e realizarem o sonho de vários brasileiros que aspiram à carreira e ao engrandecimento da área no Brasil.



SUMÁRIO

1 – RESUMO DO PROJETO.....	7
2 – OBJETIVO.....	8
3 – ATIVIDADES DESENVOLVIDAS DURANTE O PERÍODO DA BOLSA.....	9
3.1 – PROCESSO PRELIMINAR DE DESIGN DE UM SUBSISTEMA DE POTÊNCIA.....	9
3.1.1 – Cronograma.....	9
3.1.2 – Estudo de EPS.....	10
3.1.3 – Revisão bibliográfica.....	11
3.2 – DESIGN DA FONTE DE ENERGIA.....	13
3.2.1 – Introdução.....	13
3.2.2 – Procedimento de design.....	15
3.2.2.1 – 1ª Etapa: Determinar requisitos e limitações para o design do painel solar.....	15
3.2.2.2 – 2ª Etapa: Calcular a potência que deve ser produzida pelos painéis solares, P_{ps}	15
3.2.2.3 – 3ª Etapa: Selecionar tipo de célula solar e estimar saída de potência, P_s , com incidência normal da luz solar à superfície das células.....	16
3.2.2.4 – 4ª Etapa: Determinar a capacidade de produção no BOL, P_{BOL} , por unidade de área para o painel solar.....	16
3.2.2.5 – 5ª Etapa: Determinar a capacidade de produção no EOL, P_{EOL} , por unidade de área para o painel solar.....	17
3.2.2.6 – 6ª Etapa: Estimar a área do painel solar, A_{ps} , requerida para produzir P_{ps} , baseado em P_{EOL}	17
3.2.2.7 – 7ª Etapa: Estimar a massa do painel solar.....	17
3.2.2.8 – 8ª Etapa: Especificar valores.....	18
3.2.3 – Avaliação dos resultados.....	18
3.3 – DESIGN DO ARMAZENAMENTO DE ENERGIA E DA DISTRIBUIÇÃO DE POTÊNCIA.....	19
3.3.1 – Introdução.....	19
3.3.2 – Procedimento de <i>design</i> do AE.....	21
3.3.3 – Procedimento de <i>design</i> da DP.....	22
3.3.4 – Avaliação das placas EPS consideradas.....	23
4 – RESULTADOS OBTIDOS EM FUNÇÃO DO PLANO DE TRABALHO PROPOSTO.....	25
5 – CONCLUSÕES GERAIS.....	27
6 – BIBLIOGRAFIA.....	28



LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Diagrama padrão do EPS em funcionamento	12
Figura 2 – Painéis solares padrões da ISIS em estrutura de CubeSat	15
Figura 3 – Placa solar de fábrica da AZUR SPACE e seu desenho técnico em vista frontal	20
Figura 4 – Placa EPS do NANOSATC-BR2.....	21
Figura 5 – Perfil elétrico de uma bateria secundária em fases de carga e descarga.....	22
Figura 6 – Conceito A – Pacote EPS GOM Space para nanossatélites 1U.....	27
Figura 7 – Conceito B – ISIS iEPS Type A.....	27



LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Placas EPS consideradas.....	24
--	-----------



LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Cronograma revisado.....	9
Quadro 2 – Etapas do processo preliminar de <i>design</i> do EPS: entendendo o escopo do projeto de ciência.....	10
Quadro 3 – Etapas do processo preliminar de <i>design</i> do EPS: requisitos para o NCB3.....	12
Quadro 4 – Procedimento de <i>design</i> dos painéis solares.....	14
Quadro 5 – Procedimento de <i>design</i> das baterias.....	22
Quadro 6 – Procedimento de <i>design</i> da DP.....	23
Quadro 7 – Conceitos A e B para EPS.....	25



1) RESUMO DO PROJETO

O Relatório de Projeto de Iniciação Científica - PIBIC/INPE-CNPq/MCTI – apresenta os estudos e atividades desenvolvidas no período de agosto de 2019 até julho de 2020, referentes ao Projeto “CONCEPÇÃO DO SUBSISTEMA DE POTÊNCIA DO NANOSATC-BR3”.

O bolsista ingressou no grupo de pesquisa do Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats, coordenado pelo CRCRS/COCRE/INPE-MCTI, em abril de 2019. O Programa, com origem em 2010, tem por objetivo central a capacitação de recursos humanos no ambiente espacial. Para esse fim, o projeto criou a família de nanossatélites NANOSATC-BR da classe CubeSat – nanossatélites em formato padrão cúbico com unidade de medida “U”. Com apoio da Agência Espacial Brasileira (AEB) e em parceria com a Universidade Federal de Santa Maria (UFSM-RS), os satélites possuem “missão científica de analisar distúrbios magnéticos na magnetosfera, principalmente na região da Anomalia Magnética do Atlântico Sul, e do setor brasileiro do Eletrojato Equatorial Ionosférico” (INPE, 2020).

A pesquisa utiliza uma abordagem da engenharia de sistemas para o desenvolvimento de um produto espacial de alto nível. Ela deve enaltecer o processo de criação de tecnologia a partir das premissas da primeira etapa da confecção na engenharia – a concepção –, iterada com os demais passos adiante, em conjunto com o objetivo principal do grupo de pesquisa: a capacitação humana. Com isso, o bolsista pôde aproximar-se dos processos de pesquisa e produção necessários para integrar-se ao meio aeroespacial. Isso foi feito a partir de leitura bibliográfica, contato com experientes e ambientes profissionais da área e pela proposição do projeto a ser cumprido. Em função disso, o relatório apresenta o procedimento descrito pelo bolsista para desenhar os processos necessários à concepção do subsistema de potência do futuro membro da família de nanossatélites NANOSATC-BR.

O primeiro membro da família de CubeSats é o NANOSATC-BR1 (NCBR1), com lançamento na base de Yasnny, na Rússia, em 2014 e em órbita até a data deste relatório. O segundo membro, NCBR2, está em fase de testes no Laboratório de Integração e Testes (LIT) de São José dos Campos. Sequencialmente, o NCBR3 – foco dessa publicação e do grupo de pesquisa – está em fase de concepção no Laboratório de Engenharia de Sistemas Aeroespaciais de Santa Maria. Ambos laboratórios possuem Estações Terrenas para comunicação com o veículo em órbita. Os subsistemas da plataforma dos CubeSats e Estações Terrenas foram adquiridos da empresa holandesa Innovative Solutions In Space (ISIS). A página oficial do programa encontra-se no endereço <<http://www.inpe.br/crs/nanosat/>>.



2) OBJETIVO

O Projeto tem como objetivo o estudo do subsistema elétrico de potência, sistema compreendido por células solares, conversores, baterias e barramentos elétricos de satélites, com ênfase em nanossatélites da classe CubeSats, para que o subsistema de potência do NANOSATC-BR3, CubeSat 1U, seja desenvolvido, visando o sucesso da missão do terceiro satélite do Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats.

O bolsista visa conceber o subsistema de potência com base nos requisitos de sistema para satélites de pequeno porte, a partir da leitura de bibliografia específica. A análise de compatibilidade do subsistema de potência do modelo de engenharia concebido poderá ser verificada através de testes no Laboratório de Integração e Testes de Nanossatélites (LITN-CRCRS/COCRE/INPE-MCTI). O modelo de engenharia do NANOSATC-BR1, CubeSat 1U, encontra-se no LITN, e deverá ser utilizado futuramente para realizar testes práticos referentes ao consumo de energia elétrica de satélites em operação. Conceitos de subsistema elétrico de potência serão obtidos através dos cálculos a serem realizados.



3) ATIVIDADES DESENVOLVIDAS DURANTE O PERÍODO DA BOLSA

3.1 PROCESSO PRELIMINAR DE DESIGN DE UM SUBSISTEMA DE POTÊNCIA PARA O NANOSATC-BR3

3.1.1 Cronograma

O primeiro passo na organização dos trabalhos foi o planejamento de um cronograma dinâmico (que esteja flexível a mudanças). Ele foi concebido com auxílio do professor co-orientador. Sua função é programar as atividades e necessidades propostas para o projeto de acordo com a realidade da disposição do bolsista a fim de cumprir as metas requeridas do projeto.

O cronograma final é produto de modificações realizadas sobre o inicial por vezes a partir do modelo inicial. Ele deve refletir as metas previstas e o progresso de suas conclusões. Ele é apresentado no Quadro 1, subsequente.

Segundo semestre de 2019	
Agosto	<ul style="list-style-type: none">▪ Estudar teoria de subsistema de potência e delimitar referências bibliográficas;▪ Estudar relatórios de bolsas anteriores
Setembro	<ul style="list-style-type: none">▪ Estudar artigos científicos sobre subsistemas de potência anteriores;▪ Começar a descrever a metodologia para desenvolver o subsistema de potência (SMAD).
Outubro	<ul style="list-style-type: none">▪ Terminar de descrever a metodologia para desenvolver o subsistema de potência;▪ Delimitar requisitos do sistema para o subsistema de potência.
Novembro	<ul style="list-style-type: none">▪ Fazer a concepção do subsistema de potência com base nos requisitos;▪ Estimar a potência média e potência pico do subsistema concebido.
Dezembro	<ul style="list-style-type: none">▪ Produzir relatório parcial da bolsa.

Primeiro semestre de 2020	
Fevereiro	<ul style="list-style-type: none">▪ Finalizar relatório parcial da bolsa.
Março	<ul style="list-style-type: none">▪ Efetuar cálculos preliminares para dimensionar subsistema de potência.
Abril	<ul style="list-style-type: none">▪ Analisar a compatibilidade do subsistema de potência do modelo desenvolvido com o modelo concebido;▪ Analisar gráficos de carga e descarga de bateria;
Maiο	<ul style="list-style-type: none">▪ Começar produção de trabalho científico e relatório final de bolsa.▪ Discutir resultados com base nos modelos anteriores e demais referências.
Junho	<ul style="list-style-type: none">▪ Continuar produção de trabalho científico e relatório final de bolsa.

Quadro 1 – Cronograma revisado.

Fonte: autor.



3.1.2 Estudo de EPS

O período de capacitação à tecnologia espacial foi imprescindível para o conhecimento brando e conseqüente formulação de um conceito preliminar para o objetivo. Foram utilizadas revisões bibliográficas desde livros acerca do *design* de tecnologias espaciais a produções acadêmicas e projetos concretos disponibilizados na *internet* sobre o subsistema e, mais especificamente, a potência nos CubeSats.

O EPS é o conjunto de peças num produto cujas funções consistem em quatro principais elementos: fonte energética (FE), armazenamento energético (AE), distribuição de potência (DP) e controle e regulação de potência (CRP). Elas definem o conjunto de um subsistema de potência para um veículo espacial. A partir do estudo individual do quarteto, é possível determinar seus requisitos num processo iterativo.

O Quadro 2 (WERTZ & LARSON, 1999) foi contemplado para ilustrar o passo-a-passo geral de todos os requisitos necessários para a concepção de um EPS para um sistema espacial qualquer. Ela serve de ponto de partida para adaptar o subsistema ao NCBR3. A terceira coluna reflete os requisitos obteníveis pelo projeto através da aplicação das informações necessárias na segunda. Essa última reflete os requisitos do *stakeholder*.

Etapas	Informações necessárias	Informações a serem obtidas
1ª etapa Identificar requisitos	<ul style="list-style-type: none">- Requisitos do projeto em sua maior qualidade.- Tipo de missão (LEO ou GEO).- Configuração do satélite- Vida da missão.- Definir carga útil.	<ul style="list-style-type: none">- Requisitos de design.- Perfil elétrico do satélite em estados de consumo máximo e médio.
2ª etapa Selecionar e medir fonte de energia	<ul style="list-style-type: none">- Tipo de missão.- Configuração do satélite (para a fonte de energia).- Média de consumo de energia pela carga útil.	<ul style="list-style-type: none">- Requisito de potência necessária para o fim da vida da missão (EOL).- Tipo de células solares.- Massa e área do painel solar.- Configuração do painel solar (painel de rastreamento em dois eixos e montagem no satélite).
3ª etapa Selecionar e medir armazenamento necessário	<ul style="list-style-type: none">- Parâmetros orbitais da missão.- Médio e máximo das cargas úteis para potência elétrica.	<ul style="list-style-type: none">- Período de eclipse, T_e.- Requisito de armazenamento de energia para nivelamento de carga.
4ª etapa Identificar regulação e controle de potência	<ul style="list-style-type: none">- Seleção de fonte elétrica- Vida da missão.- Requisitos para regular carga da missão.- Requisitos de controle térmico.	<ul style="list-style-type: none">- Rastreamento de máximo de potência ou sistema de transferência de energia direta.- Requisitos de controle térmico.



		- Qualidade da tensão.
--	--	------------------------

Quadro 2 – Etapas do processo preliminar de *design* do EPS: entendendo o escopo do projeto de ciência.

Fonte: Space Mission Analysis and Design, 1999 [15].

3.1.3 Revisão bibliográfica

Primordialmente, a fonte de energia deve gerar energia elétrica dentro dos limites do veículo espacial (WERTZ & LARSON, 1999). Ou seja, a FE deve ter a capacidade de produzir nova energia para em estado de operação. Isso se deve porque apenas baterias primárias não são capazes de prover todo abastecimento necessário para uma missão de longa vida. Dentre vários tipos de FE possíveis, o mais indicado e usual para satélites – e, conseqüentemente para nanossatélites em geral – é o uso de painéis fotovoltaicos, que é o objetivo de concepção no próximo capítulo.

Posteriormente, o armazenamento de energia é imprescindível para atuar em conjunto aos painéis solares. A AE retém a energia fornecida pela FE de modo que esta possa ser utilizada em períodos de eclipse ou quando algum sistema requerer seu máximo de potência. O processo de seu *design* é descrito no capítulo subsequente.

Sequencialmente, estuda-se a DP do projeto. Ela consiste do cabeamento e de um sistema de proteção a falhas que coordenam o direcionamento que cada carga e demais subsistemas recebam a carga necessária a todo momento. Para isso, seu processo requer dados pertinentes a todos sistemas do veículo.

Por fim, o CRP é a parte eletrônica do EPS que deve coordenar o funcionamento dos painéis solares, a tensão do BUS e a recarga da bateria (WERTZ & LARSON, 1999). Este componente depende primariamente da escolha da FE e das características do AE para definir sua técnica de controle que, como padrão da ISIS, é adotado o Rastreador de Máximo Ponto de Potência (MPPT – *Maximum Power Point Tracker*) – a outra opção seria a Transferência Direta de Energia (DET – *Direct Energy Transfer*). Então, o CRP do NCBR3 deverá utilizar esse algoritmo de distribuição e regulação, como é comum para demais CubeSats e próprios das placas de EPS comercializadas. Logo, sua concepção inicia-se na determinação do controle de tensão do BUS, feito durante a concepção da DP, onde é requisitado novamente as informações gerais de todo sistema e do AE. Assim, o CRP controla diretamente o funcionamento da DP, repassa a energia convertida pela FE ao AE e deve ser capaz de receber e enviar informações sobre todo o EPS.

A Figura 1 demonstra resumidamente o funcionamento de um EPS.

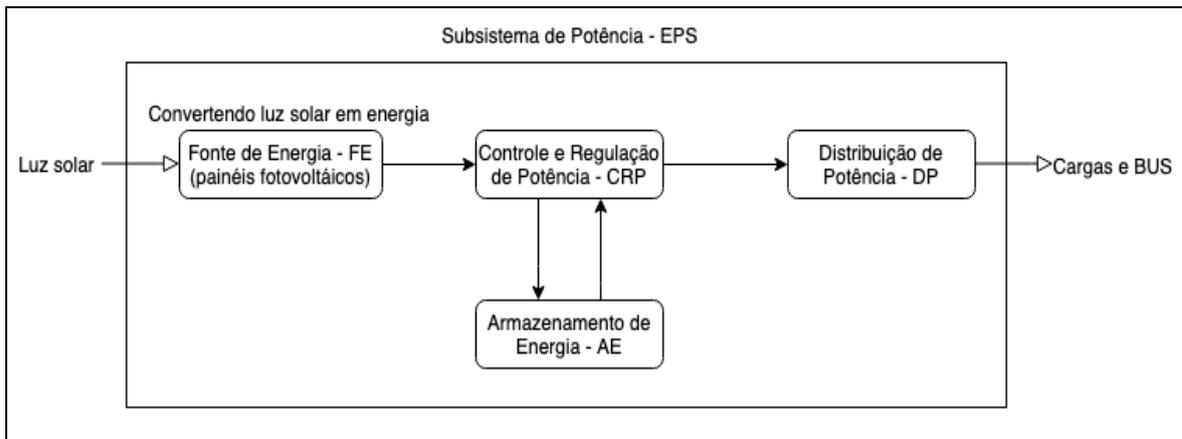


Figura 1 – Diagrama padrão do EPS em funcionamento.
 Fonte: autor.

Com isso, é possível retomar ao Quadro 2 atualizando-o à realidade do NCBR3. Dessa forma, surge o novo processo de etapas, o Quadro 3, a seguir.

Etapas	Requisitos do <i>stakeholder</i> para o NCBR3	Requisitos obteníveis para o NCBR3
1ª etapa Identificar requisitos	<ul style="list-style-type: none"> - Requisitos do projeto em sua maior qualidade: Alimentar todas as cargas e o BUS ao longo de toda a vida de missão. - Tipo de missão: LEO. - Configuração do satélite: CubeSat de unidade “U” indefinida, com estrutura já fornecida pela ISIS. Sendo 1U a unidade padrão de um CubeSat. - Vida da missão: 1 ano. - Definir carga útil: BUS e modelos de <i>payload</i> genéricos com referência aos do NCBR1. 	<ul style="list-style-type: none"> - Requisitos de design: Definir características principais do EPS para o NCBR3. - Perfil elétrico do satélite em estados de consumo máximo e médio: Armazenar carga necessária para o consumo em máximo, porém prover apenas a carga necessária para cada componente conforme suas demandas. Capítulo 3.4.



2ª etapa Selecionar e medir fonte de energia	<ul style="list-style-type: none">- Tipo de missão: Validação e coleta de dados- Configuração do satélite (para a fonte de energia): Painéis fotovoltaicos.- Média de consumo de energia pela carga útil: Semelhante ao do NCBR1.	<ul style="list-style-type: none">- Requisito de potência necessária para o fim da vida da missão (EOL): Capítulo 3.2.- Tipo de células solares: Capítulo 3.2.- Massa e área do painel solar: Capítulo 3.2.- Configuração do painel solar: Montada.
3ª etapa Selecionar e medir armazenamento necessário	<ul style="list-style-type: none">- Parâmetros orbitais da missão: Semelhantes aos do NCBR1.- Médio e máximo das cargas úteis para potência elétrica: Semelhantes aos do NCBR1.	<ul style="list-style-type: none">- Período de eclipse, T_e: Semelhante ao do NCBR1: 35min, com período total de 100min.- Requisito de armazenamento de energia para nivelamento de carga: Capítulo 3.3.
4ª etapa Identificar regulagem e controle de potência	<ul style="list-style-type: none">- Seleção de fonte elétrica: Células fotovoltaicas.- Vida da missão: 1 ano- Requisitos para regular carga da missão:- Requisitos de controle térmico: Com base nos extremos numa LEO, entre -80° e 100°C.	<ul style="list-style-type: none">- Rastreio de máximo de potência ou sistema de transferência de energia direta: MMPT.- Requisitos de controle térmico: garantido pelo EPS padrão da ISIS.- Qualidade da tensão do BUS: Capítulo 3.4

Quadro 3 – Etapas do processo preliminar de *design* do EPS: requisitos para o NCBR3. Fonte: Space Mission Analysis and Design, 1999 [15]. Adaptado.

Com base nesse quadro, pode-se contemplar que, ao tratar-se de um projeto sem todas especificações disponíveis, o conceito de cada parte do EPS dispõe de variáveis preenchíveis. Isto é, cada componente deve ter um processo de *design* que procure uma generalização a fim de garantir sua reutilização em projetos futuros. Porém, sua base ainda remete ao projeto de um CubeSat tradicional inspirado na família **NANOSATC-BR**.

3.2 DESIGN DA FONTE DE ENERGIA

3.2.1 Introdução

O *design* tradicional para um CubeSat consiste numa lâmina de alumínio ou carbono preenchendo todos os limites superficiais das faces do satélite – com exceção do espaço das arestas laterais que são ocupadas pelos trilhos acopláveis. Sobre esses espaços estão as células fotovoltaicas em painéis de formato predefinido, ocupando cerca de 90% da área superficial. A FE deve fornecer energia para o satélite captando a luz solar em períodos de incidência solar (aqui chamados de aurora), converter e transferi-la para o AE. Um exemplo de montagem de painéis solares num CubeSat é ilustrado logo abaixo, na Figura 2.

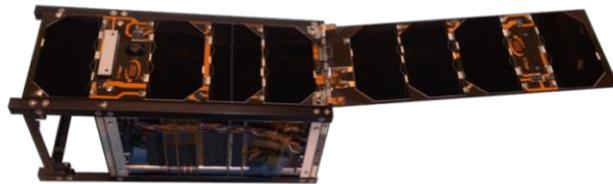


Figura 2 – Painéis solares padrões da ISIS em estrutura de CubeSat.
 Fonte: ISIS BV [7].

O processo de concepção da FE é feito levando em consideração fatores de desgaste, eficiência e materiais utilizados para estimar o quanto ela precisará fornecer no fim da vida de missão (EOL – End Of Life). O Quadro 4 a seguir é uma adaptação do procedimento utilizado com objetivo de calcular a área e a massa dos painéis solares necessárias para prover o sistema com a FE ideal para missão.

Etapa	Metas
1ª etapa Determinar requisitos e limitações para o <i>design</i> do painel solar.	Determinar: <ul style="list-style-type: none"> - Média de consumo requerido durante períodos de luz solar e eclipse; - Altitude da órbita e duração de eclipse; - Vida da missão, v.
2ª etapa Calcular a potência que deve ser produzida pelos painéis solares, P_{ps} .	Determinar a potência que deve ser gerada durante o período de aurora do satélite dada pela equação: $P_{ps} =$

	$\frac{P_e T_e + P_a T_a}{X_e X_a T_a} \quad (1) \text{ W}$, em que X_e e X_a são as eficiências do caminho dos painéis pelas baterias às cargas individuais e a do caminho diretamente dos painéis às cargas, respectivamente.
<p>3ª etapa Selecionar tipo de célula solar e estimar saída de potência, P_s, com incidência normal da luz solar à superfície das células.</p>	Definir $P_s = 1,367 \alpha$ (2) W/m ² , onde α é a eficiência de produção do material componente da célula solar no BOL e 1,367W/m ² é a potência de entrada comum dada pela intensidade da iluminação solar.
<p>4ª etapa Determinar a capacidade de produção no BOL, P_{BOL}, por unidade de área para o painel solar.</p>	Definir $P_{BOL} = P_s D_i \cos \theta$ (3) W/m ² , onde D_i é a porcentagem de degradação inerente do material e é calculado a partir das ineficiências de design, da temperatura de atividade e sombreamento dos painéis solares. Já $\cos \theta$ é referido como “perda do cosseno”, sendo o ângulo entre incidência do sol e o vetor normal do painel no pior caso.
<p>5ª etapa Determinar a capacidade de produção no EOL, P_{EOL}, por unidade de área para o painel solar.</p>	Definir $P_{EOL} = P_{BOL} D_V$ (5) W/m ² , onde D_V é a degradação do tempo de vida da missão tal que $D_V = (1 - D_a)^v$ (4) e D_a é a porcentagem de degradação por diversos fatores ambientes de acordo com o material componente do painel solar por ano.
<p>6ª etapa Estimar a área do painel solar, A_{ps}, requerida para produzir P_{ps}, baseado em P_{EOL}</p>	Definir $A_{ps} = \frac{P_{ps}}{P_{EOL}}$ (6) m ² .
<p>7ª etapa Estimar a massa do painel solar</p>	Definir a massa do painel solar, M_{ps} , de acordo com a densidade superficial, σ_s , da célula fotovoltaica empregada.
<p>8ª etapa Especificar valores</p>	Entender os resultados obtidos e comparar com sua obtenção real.

Quadro 4 – Procedimento de *design* dos painéis solares.

Fonte: Space Mission Analysis and Design, 1999 [15].

3.2.2 Procedimento de *design*

3.2.2.1 1ª Etapa: Determinar requisitos e limitações para o *design* do painel solar

O primeiro passo é agrupar os valores de referência exteriores ao EPS para rumar a concepção dos painéis. Estes valores são:



- Média de Consumo requerido durante período de Aurora, P_a ;
- Média de Consumo requerido durante período de Eclipse, P_e ;
- Altitude de Órbita, h ;
- Duração do período de Eclipse, T_e (em minutos) e;
- Vida da missão, v (em ano).

O período de eclipse depende intimamente da altitude de órbita. Para h , será utilizado como referência o NCBR1.

3.2.2.2 2ª Etapa: Calcular a potência que deve ser produzida pelos painéis solares, P_{ps}

A potência que deve ser gerada pelos painéis solares é baseada no consumo que todo o sistema necessita durante o EOL. Dessa forma, a potência fornecida pela FE no período de início de vida da missão (BOL – Beginning Of Life) é superior àquela que as cargas úteis necessitam no EOL proporcionalmente à medida que a vida da missão aumenta.

O princípio para calcular a área e massa dos painéis solares é utilizar a Potência a ser produzida pelos Painéis Solares, P_{ps} durante a aurora, dada pela expressão:

$$P_{ps} = \frac{\frac{P_e T_e + P_a T_a}{X_e + X_a}}{T_a}, \text{ em W} \quad (1)$$

Em que:

- T_a é o período de aurora;
- $X_e = 0,60$ é a eficiência do caminho percorrido pela energia através da AE às cargas individuais e;
- $X_a = 0,80$ é a eficiência do caminho percorrido pela energia dos painéis solares diretamente até as cargas.

Essas eficiências remetem ao trajeto orientado da energia fornecida pela FE durante as fases de eclipse e aurora, respectivamente. Para o primeiro, a energia está armazenada pois, não havendo incidência solar, os painéis solares estão em repouso – não estão convertendo luz em energia. As eficiências dependem da técnica de controle adotada MMPT, dada pela literatura (WERTZ & LARSON, 1999).

3.2.2.3 3ª Etapa: Selecionar tipo de célula solar e estimar saída de potência, P_s , com incidência normal da luz solar à superfície das células

Além das eficiências de caminho, há também a eficiência do material utilizado na composição das células solares. Para o projeto do NCBR3, presume-se a utilização das células de arsenieto de gálio (GaAs) padrões da ISIS. Essa é a eficiência de conversão da potência de incidência padrão da luz solar por metro quadrado, equivalente a 1367W/m^2 , nos painéis solares. A eficiência do material, α , é referente apenas ao BOL. Isso implica dizer que ela se deteriora com o decorrer do tempo de missão.

De posse desses valores, estima-se a Potência de Saída, P_s , dos painéis solares por:

$$P_s = 1367\alpha, \text{ em W/m}^2 \quad (2)$$

O valor α é obtido pela porcentagem da eficiência de produção do material em uma única célula. No caso do GaAs, esse valor é 22,0% na literatura, embora a ISIS descreva suas células como tendo uma eficiência de 30%.



3.2.2.4 4ª Etapa: Determinar a capacidade de produção no BOL, P_{BOL} , por unidade de área para o painel solar

Começa-se a evidenciar as estimativas de degradação nesta etapa. Com meta em calcular o valor real de produção de potência durante o BOL, é necessário, primeiramente, estudar os fenômenos de degradação. Um conjunto de fatores entre as deficiências de produção, exposição a temperaturas variáveis diferentes do padrão da malha solar e sombreamento de células por conta de fatores internos ou externos é chamado de Degradação Inerente, D_i . É importante lembrar que o aumento da temperatura é inversamente proporcional com a tensão gerada, logo, quanto a menores temperaturas o satélite estiver exposto, menor será seu “coeficiente de temperatura” e, conseqüentemente, seu D_i . Durante o EOL, é esperado que essa degradação aumente, como visto em 2.2.5. Da literatura, D_i pode chegar a 0,49, tendo sua média em 0,77.

A capacidade de produção de potência no BOL, P_{BOL} , é calculada depois de aplicadas as ineficiências reais e respeita a equação:

$$P_{BOL} = P_s D_i \cos \theta, \text{ em W/m}^2 \quad (3)$$

Em que $\cos \theta$ refere-se à “perda de cosseno”, onde θ é o ângulo máximo entre a incidência solar e o vetor normal das malhas fotovoltaicas. Esse ângulo tomado como fixo serve como fator de segurança pois ele reflete apenas a realidade de absorção no pior caso possível.

3.2.2.5 5ª Etapa: Determinar a capacidade de produção no EOL, P_{EOL} , por unidade de área para o painel solar

Seguindo o raciocínio, segue-se para o cálculo da capacidade de produção de potência no EOL, P_{EOL} . Por conseguinte, é feito o estudo da deterioração ao longo do tempo de vida dos painéis solares.

É evidente que depois de um tempo as células não terão mais a mesma competência de produção do que nos primeiros meses de vida. Como o objetivo dessa análise é estabelecer um modelo funcionando até o EOL, é preciso calcular a Degradação do tempo de Vida da missão, D_V , em decorrência de, principalmente, radiação.

Essa degradação segue a regra da expressão:

$$D_V = (1 - D_a)^v \quad (4)$$

Em que D_a é a porcentagem de degradação por ano do material das células. Da literatura, temos que, para GaAs em LEO, $D_a = 0,0275$. As células solares da ISIS têm garantia contra radiação de ao menos 2 anos. Com isso, o valor real pode ser menor, porém.

Utilizando a degradação do tempo e P_{BOL} , a capacidade de produção no EOL segue:

$$P_{EOL} = P_{BOL} D_V, \text{ em W/m}^2 \quad (5)$$

3.2.2.6 6ª Etapa: Estimar a área do painel solar, A_{ps} , requerida para produzir P_{ps} , baseado em P_{EOL}

A área, A_{ps} , necessária de painéis solares é estimada usando a razão entre os valores de P_{ps} e P_{EOL} encontrados.

Utilizando $A_{ps} = \frac{P_{ps}}{P_{EOL}} = \frac{[W]}{[\frac{W}{m^2}]} = [m^2]$. Então:

$$A_{ps} = \frac{P_{ps}}{P_{EOL}}, \text{ em m}^2 \quad (6)$$

3.2.2.7 7ª Etapa: Estimar a massa do painel solar

Por fim, a massa, M_{ps} , estimada que os painéis solares ocupam seguem a equação em função da unidade “U” até então indefinida de até 3U. A densidade superficial do painel solar, σ_s , que, de acordo com o fabricante, é $\sigma_s \leq 86 \text{ mg/cm}^2$. Ela depende diretamente da área coberta, A_c , discutida posteriormente. Por essa razão, a equação não contempla a massa total do sistema painel solar e película-base de alumínio ou carbono – a massa total é disponibilizada pela própria ISIS e depende da dimensão “U” do CubeSat. Considera-se ainda que em cada face há 2 painéis. Esses detalhes são previstos no cálculo de A_c . Logo, a equação da massa deve seguir a fórmula:

$$M_{ps} = 86A_c 10^{-3}, \text{ em g} \quad (7)$$

Para as massas totais do conjunto, a ISIS indica os valores:

- Para 1U: 50g;
- Para 2U: 100g;
- Para 3U: 150g e;
- Para 6U: 300g

Os resultados para a massa são discutidos na seção 2.3.

3.2.2.8 8ª Etapa: Especificar valores

Aplicando (2) em (3), vem:

$$P_{BOL} = 1367\alpha D_i \cos \theta$$

Com $\alpha = 0,220$ e $D_i = 0,77$, tem:

$$P_{BOL} = 1367,0,220,0,77 \cos \theta$$

$$P_{BOL} = 231,5698 \cos \theta \text{ W/m}^2$$

Utilizando o valor encontrado e aplicando (4) em (5), temos:

$$P_{EOL} = 231,5698 \cos \theta (1 - D_a)^v$$

Com $D_a = 0,0275$ e assumindo um tempo de vida de 5 anos como redundância, tem:

$$P_{EOL} \cong 201,43270 \cos \theta \text{ W/m}^2$$

Por fim, aplicando (1) em (6), com $X_e = 0,60$ e $X_a = 0,80$, podemos estimar a área necessária de painéis solares:

$$A_{ps} = \frac{P_{ps}}{P_{EOL}} = \frac{\frac{P_e T_e}{0,60} + \frac{P_a T_a}{0,80}}{201,43270 \cos \theta} \text{ m}^2 \blacksquare$$

A área encontra-se apenas em função das quantidades de potência exigidas pelas cargas úteis e o bus. Por questão de familiaridade, é possível concluir a área utilizando os valores de referência do NCBR1, tais quais $T_e = 35 \text{ min}$; $T_a = 65 \text{ min}$ e; $P_e = P_a = 1,145 \text{ W}$, ainda, considerando o pior ângulo θ como $23,5^\circ$ para uma órbita superior GEO como redundância, tem:

$$P_{ps} = 2,458814103 \text{ W e};$$

$$A_{ps} = \sec 23,5^\circ \frac{2,458814103}{201,43270},$$

$$A_{ps} = 0,01331060927 \text{ m}^2.$$

Essa área de aproximadamente $133,1\text{cm}^2$ equivale ao total dos painéis fotovoltaicos do nanossatélite recebendo radiação solar simultaneamente e as medições são pensadas com apenas uma delas recebendo a incidência solar. Nesse ponto, ressalta-se a redundância tomada para garantir o funcionamento pleno da FE no CubeSat, visto que não será apenas um lado captando e convertendo energia simultaneamente.

3.2.3 Avaliação dos resultados

As placas solares da ISIS são fabricadas pela empresa AZUR SPACE, que disponibiliza o catálogo com as informações de seus produtos em seu *website*. A célula solar em questão é baseada em tripla junção de GaAs com medidas de $8 \times 4\text{cm}$ e, segundo o fornecedor, com classe de eficiência de 28%. Um único painel mede $30,18\text{cm}^2$. Um modelo e seu desenho técnico estão apresentadas na Figura 3, a seguir.

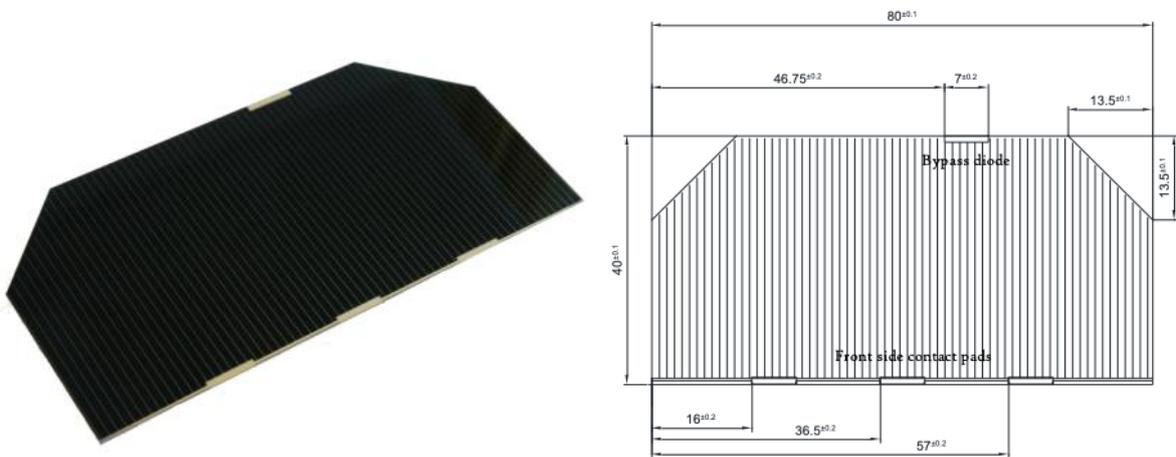


Figura 3 – Placa solar de fábrica da AZUR SPACE e seu desenho técnico em vista frontal.

Fonte: AZUR SPACE [2].

Levando em consideração essa área e que um CubeSat padrão leva, em cada face, 2 painéis solares, temos, para uma dimensão “U” indefinida de até 3U, uma área coberta, A_c , de:

$$A_c = [4(U - 1) + 6] \cdot 2 \cdot 30,18\text{cm}^2 \quad (8)$$

Ou, para 1U, tem:

$$A_c = 6 \text{ faces} \times 2 \text{ painéis} \times 30,18\text{cm}^2 = 362,16\text{cm}^2$$

Com base nisso e retomando que $A_{ps} = 133,1\text{cm}^2$, percebe-se uma redundância de $229,06\text{cm}^2$.

Essa área extra serve como cautela pois o satélite estará em constante movimento nos 3 eixos e suas faces serão sujeitas a constantes desvios da luz solar.

Por fim, a massa teórica das placas solares segue (7) contando com a multiplicação pelo número de faces do CubeSat. Utilizando a densidade superficial para 1U, tem:

$$M_{ps} = 31,14576\text{g}.$$

3.3 DESIGN DO ARMAZENAMENTO DE ENERGIA E DA DISTRIBUIÇÃO DE POTÊNCIA

3.3.1 Introdução

A Figura 4 demonstra a placa de potência “NanoPower”, utilizada nos nanossatélites produzidos da família NCBR.

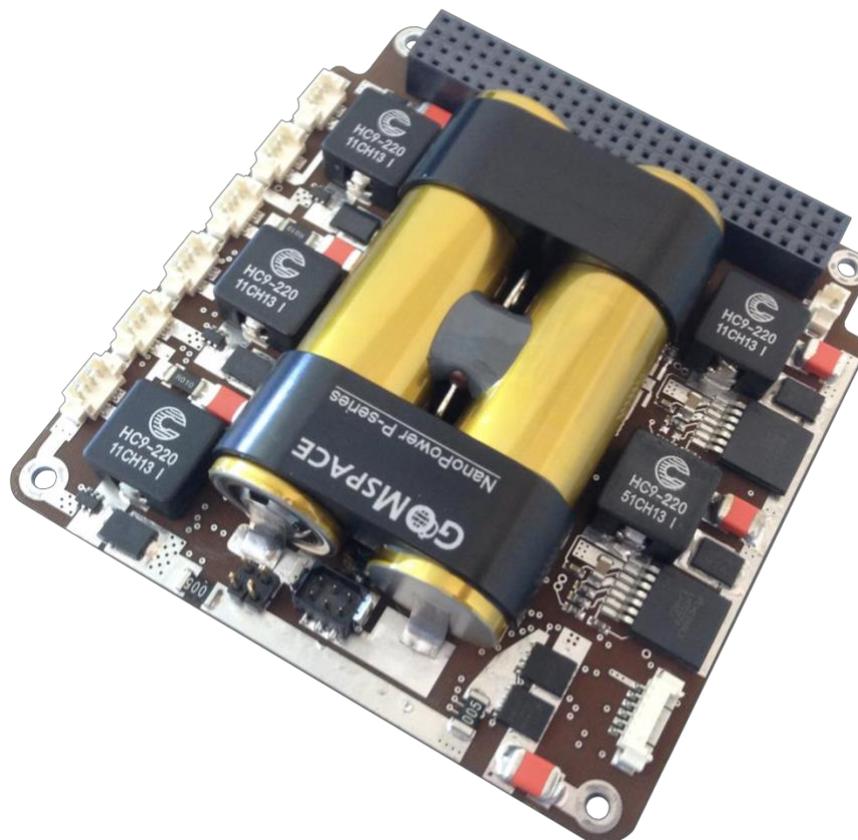


Figura 4 – Placa EPS do NANOSATC-BR2.
Fonte: GOMspace [5].

O Armazenamento de Energia do EPS é entendido por sua bateria. Após a captação da luz solar, a DP converte a energia recebida e repassa-a, em parte, ao AE. Em suma, a bateria tem dois estágios principais de funcionamento: carga e descarga. Enquanto a primeira serve como estágio de suprimento de energia, a segunda é a distribuição do EPS para o restante do satélite através do DP e monitorado pelo CRP. No caso do NCBR3, será necessária uma bateria secundária (recarregável). Baterias primárias são comumente usadas em missões curtas, de até uma semana.

Normalmente, sistemas de potência para nanossatélites são vendidos formando um conjunto interdependente entre os AE e DP. Dessa forma, há uma facilidade no manuseio e na montagem do subsistema.

Baterias secundárias entram em carga durante o período de aurora para entrarem em descarga durante o período de eclipse. Para isso, o tipo de bateria mais comum é a

de lítio-íon. Um dos critérios mais importantes nessa concepção baseia-se no conceito de Profundidade de Descarga (PDD): é a porcentagem do quanto a descarga da bateria retira do seu total armazenado. Com isso, espera-se que quanto menor a PDD, melhor a qualidade da bateria. Ademais, a PDD está inversamente proporcional ao número de ciclos de descarga. Logo, é preciso que a bateria seja projetada com base na potência necessária no EOL. O PDD de uma bateria depende de seu tipo e de sua produção. A Figura 5 ilustra um gráfico que denota um comportamento usual do perfil elétrico de uma bateria secundária.

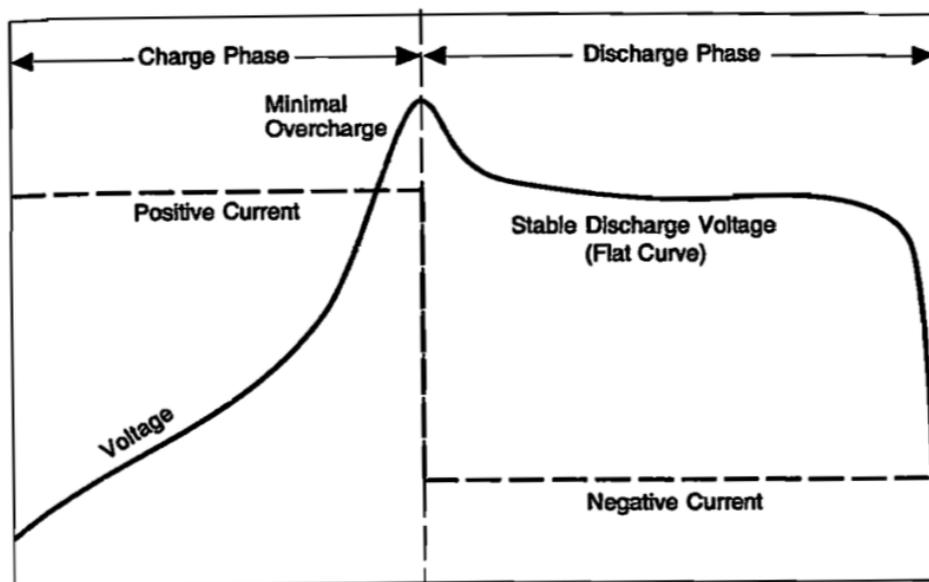


Figura 5 – ,.

Fonte: Space Mission Analysis and Design, 1999 [15].

O período de carga consiste num crescimento de tensão constante vindo de um ponto baixo devido o satélite ter saído do período de eclipse, quando precisou usar sua carga. Durante a descarga, espera-se uma curva o mais próximo à uma constante a fim de suprir os componentes eletrônicos do satélite de forma harmônica.

A placa de bateria do NCBR1 é a NanoPower P30u, da empresa GOMspace. Ela consiste em duas baterias de lítio-íon, 3 conversores *boost* e 2 conversores *buck* e provê até 30W de potência. Esse modelo foi descontinuado pela empresa desde então. Logo, o NCBR2 foi projetado com seu sucessor, a placa NanoPower P31u, também específica para CubeSats e de simples engenharia, visto na figura 4. Os conversores compõem a função de DP e servem para regular a energia recebida pelas células fotovoltaicas para as saídas numa tensão devida. No caso dessa placa, há saídas de 3,3V e de 5V. Essas são as voltagens normalmente requisitadas pelos demais componentes do satélite.

3.3.2 Procedimento de *design* do AE

O processo de *design* do AE é ilustrado no Quadro 5 a seguir.



Etapa	Especificações
1ª etapa Determinar os requisitos de armazenamento de energia	<ul style="list-style-type: none"> - Duração da missão: 1 ano, com estimativa para 5 anos. - Armazenamento de energia primário ou secundário: secundário. - Parâmetros orbitais (frequência e período de eclipse): $P_e = 35\text{min}$ e $P_a = 65\text{min}$. Aproximadamente 14 eclipses por dia. - Perfil de uso de energia (tensão e corrente, profundidade de descarga e ciclos): Parâmetros do NCBR1. - Limites de ciclos de carga e descarga da bateria: a ser definido.
2ª etapa Selecionar o tipo de baterias secundárias	Lítio-íon.
3ª etapa Determinar a capacidade de carga das baterias	<ul style="list-style-type: none"> -Número de baterias: 2. - Eficiência de transmissão entre a bateria e a carga, ∂: $\geq 90\%$.

Quadro 5 – Procedimento de *design* das baterias.
 Fonte: Space Mission Analysis and Design, 1999 [15].

Utilizando a equação da Capacidade de Bateria (WERTZ & LARSON, 1999), $C_b = \frac{P_e T_e}{(PDD) \cdot \partial}$, em Wh, em que ∂ é a eficiência de transmissão. Como a potência é dada em Watt-hora, é necessário utilizar o valor T_e em hora, dividindo-o por 60. Temos que:

$$C_b = \frac{1,145 \cdot 35}{(PDD) \cdot \partial \cdot 60}$$

$$PDD \cong 0,668 \cdot \frac{1}{C_b \cdot \partial} \quad (9)$$

Onde os valores de C_b e ∂ dependem da bateria escolhida e são comumente informados pelo fornecedor. O valor da eficiência é comumente calculado a partir de testes e disponibilizado em gráficos em função da tensão e da corrente elétrica utilizada.

3.3.3 Procedimento de *design* da DP

Para a DP, segue-se o seguinte desenvolvimento no Quadro 6.

Etapa	Considerar	Possibilidades
1ª Etapa Determinar o perfil elétrico da carga	- Todas as cargas do satélite, seus ciclos e modos operacionais.	<ul style="list-style-type: none"> - Curta tensão; - Alta tensão ca (corrente alternada);



	<ul style="list-style-type: none">- Inverter para requerimentos de cc.- Isolamento carga-falha.	<ul style="list-style-type: none">- Alta tensão de 1 fase cc (corrente contínua) ou;- Alta tensão de 3 fases cc.
2ª etapa Decidir entre controle centralizado ou descentralizado	<ul style="list-style-type: none">- Requisitos de carga individual.- Massa total do sistema.	<ul style="list-style-type: none">- Converte em cada carga – para algumas cargas especiais;- Conversores centralizados controlam tensão do BUS principal (sem requerimentos de potência especializados).
3ª etapa Determinar o subsistema de proteção a falhas	<ul style="list-style-type: none">- Detecção ativa ou passiva.- Isolamento.- Correção (troca de aparelhos, reiniciar fusíveis, trabalhar aquém do subsistema perdido).	<ul style="list-style-type: none">- Tamanho do cabo – comprimento e diâmetro (dispensável);- Tamanho do armazenamento de energia em caso de curto-circuito;- Locação dos fusíveis e seus tipos.

Quadro 6 – Procedimento de *design* da DP.
Fonte: Space Mission Analysis and Design, 1999 [15].

A DP é tratada de forma diferente aos demais subsistemas. Ela passa por um procedimento mais analítico do que requerido. Observando o quadro procedimental, pode-se perceber que os requisitos para o NCBR3 consistem nas distintas possibilidades físicas e eletrônicas da DP. Como a classe CubeSat possui um padrão, certas medidas tornam-se de praxe. Dessa forma, entende-se que a placa deva, principalmente, suprir os requisitos de tensão e de corrente elétrica do BUS e, com maior potencial para diferenciabilidade, das cargas úteis.

3.3.4 Avaliação de placas EPS consideradas

Através da consulta *online* entre fornecedores de equipamento espacial com foco em nanossatélites, é possível construir uma tabela destacando valores em destaque para as opções de placas EPS específicas para a missão NCBR3. As eficiências são calculadas considerando uma corrente elétrica de pico no NCBR1 equivalente a aproximadamente 2,1A [10]. A seguir, destacam-se as comparações entre as duas placas consideradas, na Tabela 1.

Placa	ISIS iEPS Electrical Power System Type A	GOMspace NanoPower P31u
--------------	---	--------------------------------



Dimensões	<ul style="list-style-type: none">- Massa: 184 ± 5g;- Volume: $96 \times 92 \times 26,5$ mm³.	<ul style="list-style-type: none">- Massa: 200g;- Volume: $89,3 \times 92,9 \times 25,6$ mm³.
Saídas	<ul style="list-style-type: none">- 4 saídas 3,3V;- 4 saídas 5V;(ambas com máx. 3,95A por canal ou 2,5A por saída)- 1 saída regulável entre 6,5 a 8V, máx. 2,5A.	<ul style="list-style-type: none">- 2 saídas 3,3V, máx. 5A;- 2 saídas 5V, máx. 4A;- 6 saídas reguláveis entre 3,3 a 5V, máx. 2,5A.
Características elétricas	<ul style="list-style-type: none">- Capacidade de carga: 22,5Wh;- Capacidade da bateria: 3200mAh;- Eficiência de conversão η para:<ul style="list-style-type: none">- 3,3V: 87%,- 5V: 90,5% e- 8V: 94,5%;- Profundidade de Descarga (9) para:<ul style="list-style-type: none">- 3,3V: $\cong 3,41$%,- 5V: $\cong 3,28$% e- 8V: $\cong 3,14$%;- Tensão máxima: 8V;- Consumo: 90mW (em repouso).	<ul style="list-style-type: none">- Capacidade de carga: 20Wh;- Capacidade da bateria: 2600mAh;- Eficiência de conversão η para:<ul style="list-style-type: none">- 3.3V: 88% e- 5V: 91%;- Profundidade de Descarga (9) para: - 3,3V: $\cong 3,79$% e- 5V: $\cong 3,67$%;- Tensão máxima: 8,4V;- Consumo: 160mW.
Conversores de entrada	Ambas placas são dotadas de 3 conversores MPPT para entrada de energia e conversão de energia das células solares. Eficiência de entrada a 2,4W e a $7,3 \pm 1$ V:	
	92%.	95%.
Fonte	[8]	[5]

Tabela 1 – Placas EPS consideradas.
Fonte: autor.

Essas serão as placas a serem consideradas nos conceitos. A placa da ISIS conta com o padrão seguido pelo resto do BUS da família NCBR, já a placa da GOMspace tem sido a tendência de escolha na família no segmento do EPS. Essa última demonstrou resultado exemplar em sua versão anterior na missão NCBR1, porém houve uma falha na bateria com o tempo. Como consequência, o satélite parou de enviar dados durante seu período de eclipse.



4) RESULTADOS OBTIDOS EM FUNÇÃO DO PLANO DE TRABALHO PROPOSTO

Seguindo a temática dos dados alcançados nos capítulos anteriores, propõem-se modelos de escolha para planejamento, aquisição e implementação do que será o subsistema EPS do NCBR3.

Segue, então, o Quadro 7 – construída a partir de consultas aos fornecedores – que visa estudar os candidatos divididos em Conceito A e Conceito B.

Conceito	Conceito A – Pacote EPS GOMspace para nanossatélite 1U	Conceito B – ISIS iEPS Type A + placas solares AZUR Space
Descrição	Consiste no produto disponibilizado no <i>site</i> da GOMspace em que constam a placa NanoPower P31u e as placas solares padrões da AZUR Space para um CubeSat 1U.	Consiste nos produtos oferecidos pelo <i>site</i> da ISIS: iEPS Electrical Power Subsystem Type A e as placas solares padrões da AZUR Space para um CubeSat 1U.
Características	Utiliza os mesmos recursos de EPS da família NCBR até agora.	Utiliza os mesmos padrões de subsistema da família NCBR.
Competências elétricas	Possui melhores valores de conversão energética de entrada e de saída.	Possui maior capacidade de carga e melhor longevidade de acordo com a PDD. Possui menor consumo.
Valor	A ser contatado com o fornecedor.	4.600€ + 2.500€ individualmente; 7.100€ ao total.
Distinções	Projetado para missões simples com visão do desempenho universitário.	Possui melhor controle de riscos.

Quadro 7 – Conceitos A e B para EPS.

Fonte: autor.

Recomenda-se a utilização do conceito B nesse trabalho com base nos critérios de longevidade e segurança esperados na missão. Além de proporcionar uma padronização aos demais subsistemas, ressalta-se a conexão tecnológica que o Instituto pode reforçar com a empresa fornecedora, com parceria datada desde o início do projeto. A seguir, exibem-se as imagens promocionais de ambos conceitos nas Figuras 6 e 7, respectivamente.

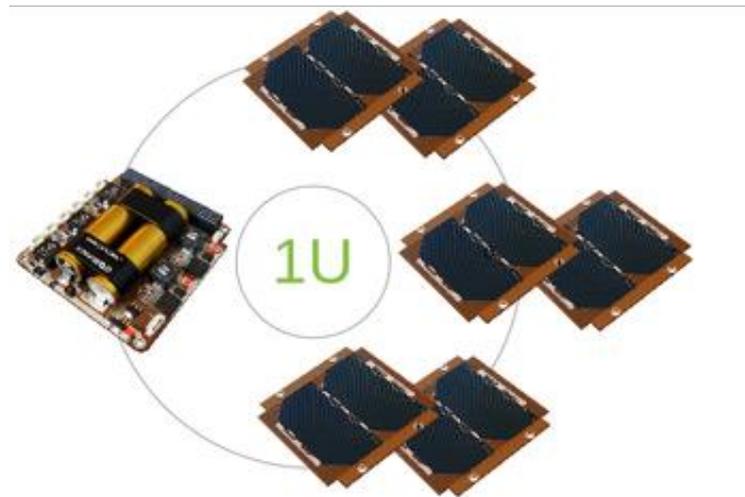


Figura 6 – Conceito A – Pacote EPS GOMspace para nanossatélites 1U.
Fonte: GOMspace. Disponível em: <<https://gomspace.com/shop/subsystems/power/1u-powerpack.aspx>>.



Figura 7 – Conceito B – ISIS iEPS Type A.
Fonte: ISIS BV [8].



5) CONCLUSÕES GERAIS

O trabalho seguiu o roteiro inicialmente idealizado e foi estruturado pela literatura recomendada. Nele, o bolsista teve uma abertura ao projeto de um subsistema importante na engenharia espacial do nanossatélite confeccionado pelo grupo de estudo do Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats.

O bolsista teve acesso e oportunidade de interagir com demais bolsistas em suas funções, tirar dúvidas e aprender sobre o modo de trabalho e organização num laboratório de integração com contato ao NCBR1 e o estudo da carga de seu modelo de engenharia.

É imprescindível relatar, porém, que outrora os reais requisitos e cargas úteis ainda não definidos para missão NCBR3 e com impossibilidade de testes laboratoriais, há chance de reconsiderar e atualizar os cálculos e requisitos, além de averiguar os conceitos e a escolha. Com isso em mente, nota-se a importância da iteração no processo de planejamento da missão entre o próprio subsistema e demais componentes. Isso torna o projeto interdependente das decisões realizadas em cada subsistema a fim formar o produto final. A missão NCBR3 ainda está em fase de concepção.

O Bolsista também participará do SICINPE – 2020, já tendo submetido um Resumo para fins de avaliação com posterior publicação do trabalho desenvolvido e das conclusões obtidas na 35ª JAI 2020.



BIBLIOGRAFIA

[1] ALVES, D. I. **Relatório de estágio supervisionado do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria**. 2013. 27 p. Relatório Final de Estágio Curricular (Curso Técnico em Eletrotécnica). CRS/COCRE/INPE-MCTI. Universidade federal de Santa Maria, Santa Maria-RS, Junho de 2018.

[2] Azur Space – 28% Triple Junction GaAs Solar Cell. Disponível em: <http://www.azurspace.com/images/productods/0002490-00-04_DB_GA_175.pdf>. Acesso em 20 fev 2020.

[3] CalPoly - California Polytechnic State University - **CubeSat Design Specification, Rev. 13**. Junho de 2015.

[4] COSTA, R. L. **Subsistema de suprimento de energia para o NANOSATC-BR: geração e armazenamento de energia**. 2016. Relatório Final de Projeto de Iniciação Científica (PIBIC/INPE - CNPq/MCTI). Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais, CRS/INPE-MCTI. Santa Maria-RS, Junho de 2009.

[5] GOMSpace – NanoPower P31u Datasheet. Disponível em: <<https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanopower-p31u-27.pdf>>. Acesso em: 17 mai 2020.

[6] GOMSpace – NanoPower Battery 2600mAh. Disponível em: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanopower-battery_2600mAh.pdf>. Acesso em 18 mai 2020.

[7] Innovative Solutions In Space BV. Disponível em: <<https://www.isispace.nl>>. Acesso em 20 fev 2020.

[8] Innovative Solutions in Space - iEPS Type A, Type B and Type C Datasheet. Disponível em: <https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2019/04/ISIS-iEPS2_0-DS-00001-iEPS_Datasheet-1_0.pdf>. Acesso em: 17 mai 2020.

[9] INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **NANOSATC-BR**. São José dos Campos, 2020. Disponível em: <<http://www.inpe.br/crs/nanosat/sobre.php>>. Acesso em 25 mai 2020.



[10] Müller, A. **Estudos de sistemas elétricos para satélites com ênfase em nanossatélites da classe CubeSats e desenvolvimento do balanço de potência do NANOSATC-BR2**. Relatório Final de Projeto de Iniciação Científica (PIBIC/INPE - CNPq/MCTI). Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais, CRS/INPE-MCTI. Santa Maria-RS, Julho de 2019.

[11] OSMAN, A. T. **Design and implementation of EPS (Electrical Power Subsystem) of a CubeSat**. 2012. 75 p. Trabalho de Conclusão de Curso (B.Sc. in Electrical and Electronic Engineering – Communication Engineering)–University of Karthoum, Cartum, Sudão. Disponível em: <https://pdfs.semanticscholar.org/6491/e9446ca2c7c646fe2ecac2515645e8d28073.pdf>. Acesso em: 25 mar 2020.

[12] PIOVESAN, T. **Desenvolvimento de fontes de alimentação (EPS) de alto rendimento para nanossatélites da classe CubeSat**. 2014. 92 p. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Elétrica)–Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS, 2014.

[13] UFSM-PRPGP. UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA. PRÓ-REITORIA DE PÓS-GRADUAÇÃO E PESQUISA. **Manual de dissertações e teses**: Estrutura e apresentação de monografias, dissertações e teses. Santa Maria, 2015. Disponível em: <http://w3.ufsm.br/biblioteca/index.php/sib-ufsm/normas>. Acesso em 25 mai 2020.

[14] SANCHEZ-SANJUAN, Sergio; GONZALEZ-LLORENTE, Jesus; HURTADO-VELASCO, Ronald. Comparison of the Incident Solar Energy and Battery Storage in a 3U CubeSat Satellite for Different Orientation Scenarios. **J. Aerosp. Technol. Manag.**, São José dos Campos , v. 8, n. 1, p. 91-102, Mar. 2016. Disponível em: https://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S2175-91462016000100091. Acesso em: 17 mai 2020. DOI: <https://doi.org/10.5028/jatm.v8i1.531>.

[15] WERTZ, J. R.; LARSON, W. J. **Space Mission Analysis and Design**. 3. ed. New York, 1999.



IMPORTANTE: Todas as informações pertinentes a este relatório deverão estar contidas neste formulário e dentro deste espaço desprotegido. O relatório original deverá ser assinado pelo bolsista e orientador. Após as assinaturas o relatório deve ser digitalizado no formato PDF. O arquivo PDF deve ser enviado para a Coordenação PIBIC/PIBITI para o email pibic@inpe.br. Apesar de não haver limite de tamanho, solicita-se objetividade e concisão, pois será necessário cópia PDF (<3000kB) para envio a Brasília. SOLICITA-SE FORTEMENTE O USO DE FIGURAS <JPG> EM LUGAR DE <BMP> E ESTAS DEVERÃO ESTAR ANCORADAS NA PÁGINA (NÃO FLUTUANTES) E TER SEU TAMANHO PRÉ-AJUSTADO ANTES DA INSERÇÃO NO TEXTO.

***** APÓS FINALIZAR EXPORTAR PARA PDF < 3000 kB *****

FIM ÁREA LIVRE

Santa Maria, 10 de julho de 2020

Bolsista: Bruno Fernandez Rodrigues de Sousa

Orientador(a): Dr. Nelson Jorge Schuch